

Документ:	УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ ПО ТЕМЕ: АВИАЦИОННЫЕ ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ
Категория	Брошюра
Язык	Русский
Автор	Булатов Виталий Александрович
Издательство	ВЫБОРГСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ КОЛЛЕДЖ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ
Год издания	г. Выборг 2004 г.
Формат файла	*.html,
Примечание	Документ выполнен в виде электронной книги
Файл	695 кб

Министерство транспорта Российской Федерации
Федеральное Агентство воздушного транспорта
ВЫБОРГСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ КОЛЛЕДЖ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ ПО ТЕМЕ: АВИАЦИОННЫЕ ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ ПРИБОРЫ

АВТОР: Булатов Виталий Александрович

г. Выборг 2004 г.

Оглавление

§1. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ ТЕОРИИ ГИРОСКОПА.

ПОНЯТИЕ О ГИРОСКОПЕ.

СВОБОДНЫЙ И ТЕХНИЧЕСКИЙ ГИРОСКОПЫ.

ОСНОВНЫЕ СВОЙСТВА ГИРОСКОПА.

МОМЕНТЫ ВРАЩЕНИЯ И ИХ ОПРЕДЕЛЕНИЕ.

ПОГРЕШНОСТИ ГИРОСКОПОВ.

ПОЛЬЗОВАНИЕ ГИРОСКОПОМ.

§2. ЭЛЕМЕНТЫ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ И СИСТЕМ.

ГИРОСКОПЫ.

УСТРОЙСТВА ДЛЯ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ.

АРРЕТИРУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА.

ДЕМПФИРУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА.

УСТРОЙСТВА ДЛЯ СЪЕМА РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЙ.

КОРРЕКТИРУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА.

§3. ПРИБОРЫ И ДАТЧИКИ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ И УСКОРЕНИЙ.

УКАЗАТЕЛИ ПОВОРОТА.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА ЭУП-53.

ДЕМПФИРУЮЩИЕ ГИРОСКОПЫ.

ДАТЧИК УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ ДУС.

ВЫКЛЮЧАТЕЛИ КОРРЕКЦИИ.

ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ КОРРЕКЦИИ ВК-53РБ.

§4. НОВЫЕ ТИПЫ ДАТЧИКОВ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ.

ВИБРАЦИОННЫЙ ГИРОСКОП.

ЛАЗЕРНЫЙ ГИРОСКОП.
ИЗМЕРИТЕЛИ УГЛОВОГО УСКОРЕНИЯ И ИНТЕГРИРУЮЩИЕ ГИРОСКОПЫ.
ПОПЛАВКОВЫЕ ГИРОСКОПЫ.
КОРПУСКУЛЯРНЫЙ ГИРОСКОП.
ГИРОСКОПЫ С ВРАЩАЮЩИМИСЯ ОБОЙМАМИ.

§5. ПРИБОРЫ И ДАТЧИКИ УГЛОВ КРЕНА И ТАНГАЖА.
ПРИМЕНЕНИЕ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ УГЛОВ КРЕНА И ТАНГАЖА.
АВИАГОРИЗОНТЫ НА ОСНОВЕ ТРЕХСТЕПЕННОГО ГИРОСКОПА.
ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ АВИАГОРИЗОНТОВ.
АВИАГОРИЗОНТ АГБ-3К.
АВИАГОРИЗОНТ АГД-1.
АВИАГОРИЗОНТ АГК-47Б.
АВИАГОРИЗОНТ АГР-144.
ДУБЛЕР АВИАГОРИЗОНТА ДА-200.
СИСТЕМЫ АВИАГОРИЗОНТОВ.
БЛОК СРАВНЕНИЯ И ПРЕДЕЛЬНЫХ КРЕНОВ БСПК-1.

ЦЕНТРАЛЬНАЯ ГИРОВЕРТИКАЛЬ (ЦГВ).
МАЛОГАБАРИТНАЯ ГИРОВЕРТИКАЛЬ.
ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЦГВ.

§7. ГИРОПОЛУКОМПАСЫ.
ГИРОПОЛУКОМПАС ГПК-52АП.

§8. ГИРОАГРЕГАТЫ КУРСОВЫХ СИСТЕМ.
ГИРОАГРЕГАТ ГА-6.
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.

§1. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ ТЕОРИИ ГИРОСКОПА.

Понятие о гироскопе.

Гироскоп это быстро вращающееся массивное симметричное относительно оси вращения тело, подвешенное в карданном подвесе и имеющее более одной степени свободы. Он представляет собой быстро вращающийся ротор 1 подвешенный в карданном подвесе, который имеет внешнюю 3 и внутреннюю 2 рамки. Ось вращения ротора гироскопа обозначается x_n , эта ось называется главной осью гироскопа. Ось вращения внутренней рамки обозначается буквами U_n , ось вращения внешней рамки обозначается z_n . Следовательно, рассматриваемый гироскоп имеет три оси вращения. Таким образом, ротор гироскопа может вращаться вокруг своей собственной оси и одновременно вместе с внутренней и внешней рамками - вокруг двух взаимно перпендикулярных осей, а так же занимать любое положение в пространстве. Следовательно, гироскоп, имеющий три оси вращения, называется гироскопом с тремя степенями свободы. Устройство, которое дает возможность телу вращаться одновременно относительно трех осей, называется карданным подвесом.

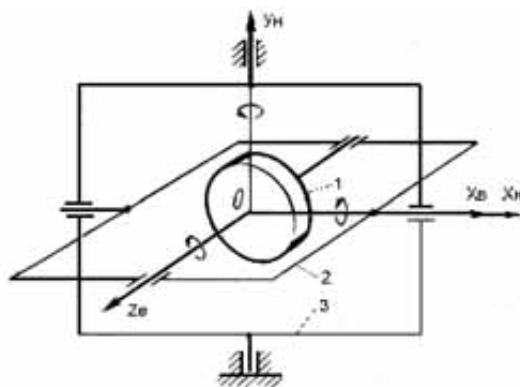


Рис.1. Трехстепенной гироскоп.

Возможность вращения гироскопа вокруг какой-либо оси в пространстве называется степенью свободы. Гироскоп с тремя степенями свободы называется трехстепенным. Если закрепить одну из рамок гироскопа с тремя степенями свободы так, чтобы она не могла поворачиваться вокруг своей оси, то гироскоп потеряет одну из степеней свободы и будет называться двухстепенным (рис.2). Ротор гироскопа с двумя степенями свободы может вращаться вокруг своей собственной оси и одновременно с рамкой вокруг оси рамки. Главная ось xH такого гироскопа уже не может занимать любого положения в пространстве.

Если у гироскопа закрепить неподвижно и вторую рамку, то он потеряет вторую степень свободы. В этом случае ротор гироскопа может вращаться только вокруг своей собственной оси и будет иметь только одну степень свободы. В таком виде свойства гироскопа не проявляются и тяжелый ротор с одной степенью свободы называется маховиком.

В авиационных гироскопических приборах применяются гироскопы с двумя и с тремя степенями свободы, у которых главная ось xH располагается вертикально или горизонтально. В качестве гироскопа используются электрические гироскопы, которые представляют собой электродвигатели обращенного типа (с расположением статора внутри ротора), что дает большой кинетический момент и, следовательно, большие обороты, которые создают гироскопу хорошую устойчивость.

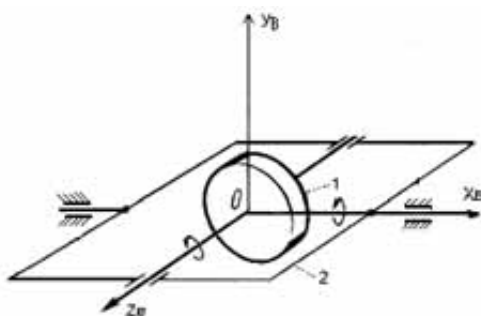


Рис.2. Двухстепенной гироскоп.

Свободный и технический гироскопы.

Для изучения свойств гироскопа принято понятие свободный или идеальный гироскоп. Свободным гироскопом называется такой гироскоп с тремя степенями свободы, на который не действуют никакие внешние силы.

Для того чтобы гироскоп был свободным, необходимы следующие условия:

1. Все три оси вращения гироскопа должны пересекаться в одной точке; центр тяжести должен находиться в этой точке пересечения. Если это условие не будет выполнено и центр тяжести гироскопа будет находиться на некотором расстоянии от точки пересечения осей, то сила веса, имея плечо, к которому она приложена, будет действовать, как внешняя сила. В этом случае гироскоп будет являться несбалансированным. Работа по совмещению центра тяжести с точкой пересечения осей есть балансировка гироскопа.

2. В подшипниках осей yH и zH внешней и внутренней рамок должно отсутствовать трение. Трение

осей производит торможение рамок, а следовательно, является внешней силой.

При этих условиях главная ось сохраняет свое первоначальное положение в пространстве неизменным и гироскоп будет свободным. Но практически получить свободный гироскоп невозможно, так как нельзя достигнуть полного совпадения его осей, т.е. нельзя достигнуть полной сбалансированности гироскопа. Точно так же нельзя полностью освободиться от трения осей в подшипниках, можно только уменьшить это трение. Поэтому в реальном (техническом) гироскопе главная ось его в определенной степени прецессирует и отклоняется от первоначального заданного положения. Наряду с понятием "свободный гироскоп" в технике существует понятие "технический гироскоп". Это такой гироскоп, в котором хотя и не в значительной степени появляются несбалансированность и трения в подшипниках

Основные свойства гироскопа.

Свободный гироскоп обладает следующими основными свойствами:

1. Если на гироскоп не действует внешняя сила, то главная ось гироскопа xx сохраняет неизменным свое направление в мировом пространстве. Пока ротор гироскопа не приведен во вращение с большой скоростью, гироскоп не обнаруживает никаких особых свойств и ведет себя, как и всякое другое не вращающееся тело. Но как только ротор приведен во вращение с большой скоростью, свойства гироскопа резко меняются. Ротор приобретает особую устойчивость. Например, при повороте подставки гироскопа главная ось сохраняет неизменным свое направление в пространстве и не поворачивается за подставкой.

2. Если к главной оси гироскопа приложить внешнюю силу, то она отклоняется не в том направлении, в котором действует сила, а в направлении перпендикулярном действию этой силы; это движение главной оси называется прецессией или прецессионным движением. Пока ротор гироскопа не вращается, приложенная сила заставляет его поворачиваться в том же направлении, в котором действует эта сила. Но стоит только привести ротор во вращение с большой скоростью, как гироскоп начнет вести себя по-другому и ось ротора будет поворачиваться в перпендикулярном направлении действия этой силы. Прецессионное движение происходит до тех пор, пока на гироскоп действует внешняя сила. После исчезновения внешней силы немедленно прекращается и прецессия.

3. Безинерционность движения гироскопа. Быстро вращающийся ротор гироскопа не реагирует на кратковременную приложенную внешнюю силу. Если воздействующая на гироскоп внешняя сила будет прикладываться кратковременно, например в виде ударов по рамке подвеса, то гироскоп практически не будет реагировать на это воздействие. Так как скорость прецессии мала и время воздействия тоже очень ограничено, гироскоп не успевает сколько-нибудь заметно уйти от первоначального положения. В этом смысле гироскоп обладает "жесткостью" оси к кратковременным нагрузкам.

Технический гироскоп обладает теми же свойствами, что и свободный гироскоп. Различие заключается лишь в том, что для технического гироскопа первое основное свойство формулируется несколько иначе, а именно: главная ось стремится сохранить неизменным свое направление в мировом пространстве. Второе и третье свойства в одинаковой степени принадлежат как свободному, так и техническому гироскопу.

Моменты вращения и их определение.

Направление прецессии определяется несколькими способами. Наиболее распространенным способом является правило штопора, для применения которого необходимо усвоить два понятия: полюс гироскопа и полюс ввинчивания.

Полюсом гироскопа называется тот конец оси ротора xx , с которого вращение ротора кажется совершающимся против часовой стрелки.

Полюсом ввинчивания называется тот конец yy или zz , к которому стремится конец штопора мыслимо ввинчиваемого вдоль оси таким образом, чтобы конец рукоятки, ближайший к внешней силе, шел по направлению этой силы (рис.3). Полюс ввинчивания может быть найден и другим способом. Полюс ввинчивания находится на том конце оси yy или zz , откуда кажется, что внешняя сила стремится повернуть рамку против часовой стрелки.

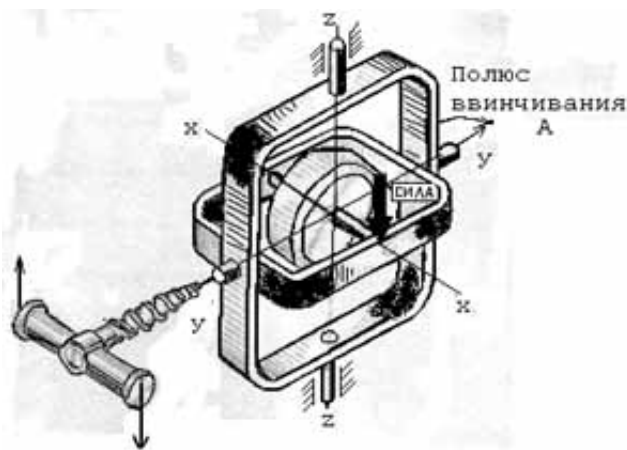


Рис.3. Определение полюса ввинчивания.

Если найдены полюс гироскопа и полюс ввинчивания, то направление прецессионного движения определяется по правилу штопора, которое формулируется так: полюс гироскопа по кратчайшему пути движется к полюсу ввинчивания.

Для определения прецессионного движения гироскопа по правилу штопора необходимо знать направление действия приложенной к гироскопу внешней силы. При наличии этих данных порядок определения направления прецессионного движения гироскопа следующий:

- по направлению вращения ротора определяют полюс гироскопа;
- по направлению действия внешней силы определяют полюс ввинчивания;
- пользуясь правилом штопора, определяют направление прецессионного движения гироскопа (рис.4).

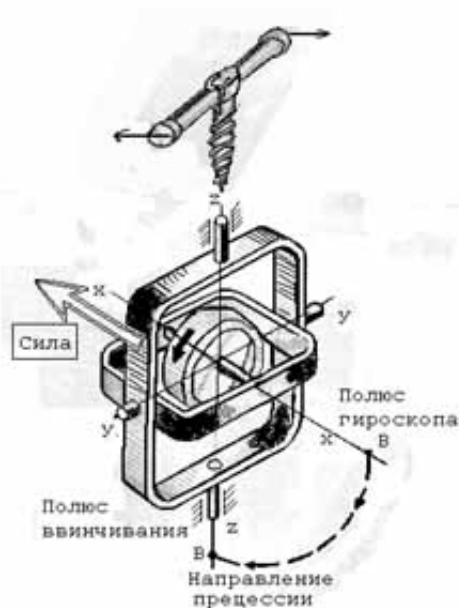


Рис.4. Определение направления прецессии гироскопа по правилу штопора.

Погрешности гироскопов.

Погрешностью гироскопа называется отклонение его главной оси xx от заданного направления по отношению к земле. Технический гироскоп имеет погрешности в следствии:

- трения в подшипниках осей карданного подвеса;
- несбалансированности ротора относительно осей вращения;
- суточного вращения Земли вокруг своей оси.

Для устранения или уменьшения ошибок гироскопов в гироскопических приборах применяются следящие устройства, которые возвращают главную ось в заданное направление, от которого она отклонилась вследствие прецессии. Такие устройства называются корректирующими.

Пользование гироскопом.

Во избежание повреждения гироскопов все гироскопические приборы должны быть при рулении включены и разарретированы. Кроме того, должно строго соблюдаться время готовности гироскопов к работе после включения питания перед взлетом за счет действия на взлете продольных ускорений, гироскопические приборы выдают значительные ошибки. В результате этого при входе в облачность сразу же после взлета экипаж не сможет точно определить правильное положение ЛА относительно естественного горизонта и его курс.

Ошибки авиагоризонтов по тангажу вследствие действия продольных ускорений при первом развороте ЛА на 90 градусов переходят в ошибки по крену. Эти ошибки будут тем больше, чем меньше скорость вращения гироскопа. Поэтому ЛА, управляемый в полете только по приборам, может войти в скольжение, что опасно на малой высоте. В связи с этим взлет необходимо производить по истечении времени готовности к работе всех гироскопических приборов.

§2. ЭЛЕМЕНТЫ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ ПРИБОРОВ И СИСТЕМ.

Гироскопы.

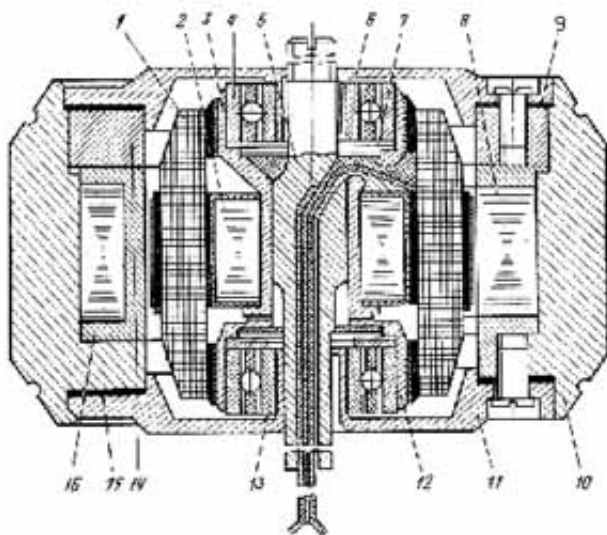


Рис.5. Конструкция гиromотора ГМ-4П.

В гироскопах авиационных приборов ротор объединен с внутренней рамой в единый блок-гидроузел. Состоит из гирокамеры и размещенного в нем гиromотора. Гирокамера играет роль внутренней рамы и имеет оси для подвеса в опорах наружной рамы. Гиromоторы представляют собой трехфазные асинхронные двигатели с короткозамкнутым внешним ротором и внутренним статором. На рис.5. приведена конструкция гиromотора ГМ-4П. Гиromотор состоит из ротора, статора, шарикоподшипниковых опор и оси. Статор имеет пакет железа 2, обмотку 1 и втулки 3 и 12 жестко укреплен на оси 5. Выходные провода обмотки статора выведены наружу через полую часть оси 5. Ротор состоит из латунного обода 10 с натягом и крепятся к нему винтами. Внутренние кольца шарикоподшипников 4 и 13 установлены на цапфы фланцев 6 и 11 ротора с натягом. Наружное кольцо подшипника 4 вставлено во втулку 3 с радиальным зазором, а наружное 13 - во втулку 12 с натягом. В гнезде статора под наружным кольцом поставлена пружинная шайба 7 для компенсации температурных изменений. Прокладки 9 и 15 служат для установления осевого натяга на шарикоподшипниках. Концы оси гиromотора имеют резьбу. При помещении гиromотора в гирокамеру его ось опускается через отверстие в корпусе и крышки гирокамеры. После крепления крышки гирокамеры к ее корпусу ось гиromотора крепится к ним с помощью гаек.

В тех случаях, когда необходимо повысить точность работы прибора, используют определенные конструктивные меры. В частности, моменты трения по внутренним осям карданного подвеса гироагрегатов курсовых систем уменьшают с помощью вращающихся подшипников (рис.6). Гиросузел 3 трехстепенного гироскопа подвешен на оси 4 в наружной раме 7 с помощью

комбинированных двойных подшипников. Средние кольца 2, 8 подшипников на левом и правом концах оси подвеса гиروزла приводятся во вращение в противоположные стороны. Ось вращения 9 наружной рамы закреплена в подшипниках 1, 6, наружные кольца которых неподвижны относительно основания.

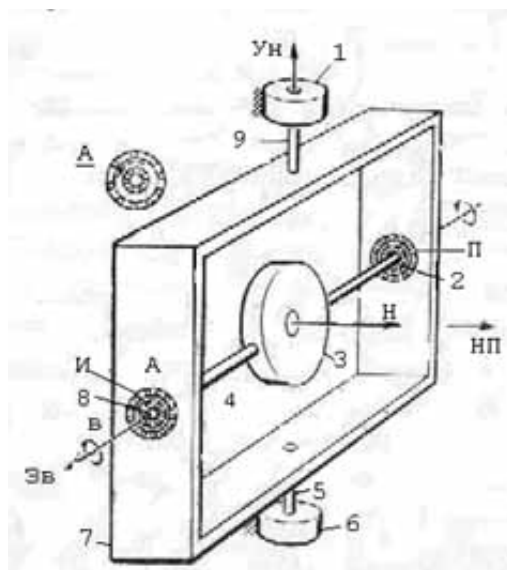


Рис. 6. Схема конструкции вращающихся подшипников.

Устройства для передачи энергии.

Служат для подвода электрической энергии от внешних источников к элементам приборов, расположенным на перемещающихся относительно друг друга узлах. С помощью данных устройств осуществляется электрическая связь между элементами, помещенными на корпусе прибора и наружной раме карданного подвеса или на наружной и внутренних рамах.

Наиболее просто энергия передается посредством гибких проволочных проводников (рис.7). Гибкий проводник 3 представляет собой пучок металлических жил, помещенных в изоляционную оплетку. Концы жил заделаны в общий наконечник, закрепленный на переходных контактах 4, которые обеспечивают соединение наконечника с жестким проводом 5, расположенным на соответствующей детали подвеса 1. Контакты монтируют на колодке 2, изолирующей контакты от металлической поверхности детали.

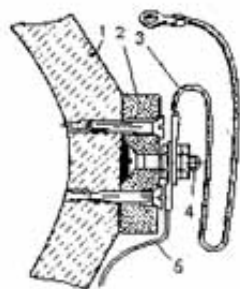


Рис.7. Использование гибкого проводника для передачи энергии в гиросприборе.

В тех случаях, когда углы взаимного разворота деталей гиросприбора достигают существенных величин, для передачи энергии применяют подвижные контакты (рис.8). Щетка 3, по которой передается электрический ток, скользит по токоприемному кольцу 2. Кольцо изолировано от оси рамы 1 сплошной изоляционной втулкой с ребрами, предохраняющими щетку от схода с кольца. Если в местах сочленения деталей подвеса необходимо осуществить несколько изолированных друг от друга линий передачи электрического тока, то по оси подвеса устанавливается необходимое количество токоприемных колец.

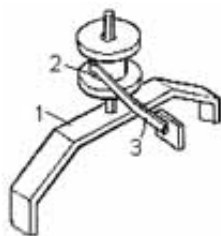


Рис.8. Скользящие контактные устройства.

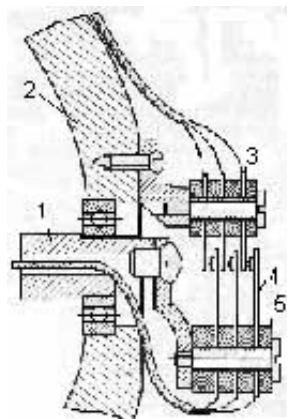


Рис. 9. Набор точечных контактов.

Широко применяемой разновидностью устройств передачи энергии являются точечные контакты. Они отличаются от скользящих тем, что в данном случае точка контакта лежит на оси вращения элементов токоподвода. Конструкция приведена на рис.9. Каждый точечный контакт состоит из неподвижного 3 и подвижного 4 контактов, образующих контактную пару. Например, неподвижные закреплены на наружной раме 2, а подвижные - на оси вращения внутренней рамы 1. Контакты 3 и 4 изолированы от металлических деталей подвеса электроизоляционным материалом 5.

Арретирующие устройства.

Арретирами в гироскопических приборах называются механизмы, позволяющие в необходимые моменты времени лишать гироскоп свободы вращения относительно осей подвеса. Чаще всего устанавливают в авиагоризонтах. Изготавливаются с ручным или дистанционным управлением. При ручном арретировании гироскопа (рис.10) с вращающимся ротором толкатель 12 перемещается вручную по направляющим 10 и 11, сжимая пружину 9. Выступ 7 толкателя 12 упирается в кулачок 5. Тангенциальная составляющая силы давления на кулачок создает момент относительно оси вращения наружной рамы. Под действием этого момента гироскоп прецессирует относительно оси подвеса гироузла. При совпадении направления главной оси гироскопа с направлением оси подвеса наружной рамы гироскоп теряет одну степень свободы и начинает вращаться относительно оси наружной рамы до тех пор, пока выступ 7 не западет в паз кулачка 5. В это же время клин 8 толкателя 12 воздействует на толкатель 6, который в свою очередь давит на кулачок 3, создавая момент относительно оси подвеса гироузла. При перемещении толкателя 6 пружина 4 сжимается. Давление толкателя 6 на кулачок 3 вызывает движение гироскопа относительно оси гироузла до тех пор, пока толкатель 6 не попадет в паз кулачка 3. Авиагоризонт оказывается заарретированным по обеим осям. При разарретировании толкатель 12 под действием пружины 9 перемещается в противоположном направлении. Одновременно и толкатель 6 под действием пружины 4 возвращается в первоначальное положение. Гироскоп приобретает силу поворота относительно осей подвеса наружной рамы и гироузла.

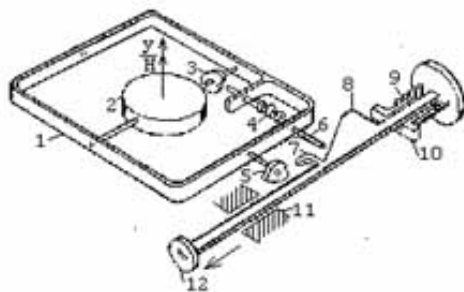


Рис.10. Арретирующее устройство с ручным управлением.

При дистанционном арретировании (рис.11) при подаче напряжения на двигатель 1 его ротор начинает вращаться, что вызывает поступательное движение штока 12 благодаря поступательному движению пальца 2 по винтовой прорези на штоке. Ролик 11, закрепленный на конце штока 12, давит на торцовый кулачок 3 дополнительной рамы 7. Рама 7 поворачивается и устанавливается в положение, при котором ось наружной рамы O_{zn} параллельна поперечной оси воздушного судна. В этом положении ролик 11 соскальзывает с кулачка 3 и начинает давить на толкатель 9. Упор толкателя 9 давит на профильный кулачок 8, закрепленный на оси наружной рамы. Под действием создаваемого при этом момента гироскоп прецессирует относительно оси $O_{xв}$ подвеса гиروزла 5 и доходит до упора. Прецессия прекращается и гироскоп поворачивается вокруг оси наружной рамы до тех пор, пока выступ толкателя 9 не войдет в вырез кулачка 8. Одновременно с этим толкатель 10 перемещается по наклонной поверхности толкателя 9 и выходит во взаимодействие с кулачком 4. Под действием давления толкателя 10 на кулачок 4 гиروزел 5 разворачивается относительно оси его подвеса, толкатель 10 выходит в паз кулачка 4, и гиروزел устанавливается таким образом, что главная ось гироскопа становится перпендикулярной осям $O_{xд}$ и $O_{zд}$. Весь цикл совершается за один оборот шестерни редуктора. После этого палец 2 попадает в продольную канавку штока 12 и под действием пружин возвращается в исходное положение, давая возможность толкателям 9 и 10 освободить кулачки 8 и 4. Таким образом, арретирующее устройство, установив гироскоп в требуемое положение, сразу же освобождает его.

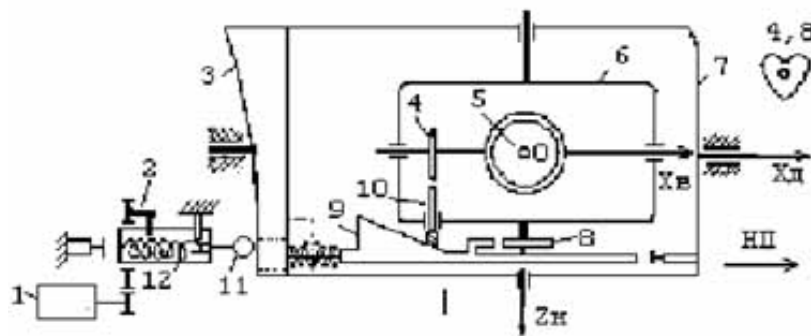


Рис.11. Арретирующее устройство с дистанционным управлением.

В гиropolукомпасах арретеры могут использоваться при первоначальной установке гироскопа на заданный курс полета, а так же в процессе внесения поправок в показания этих приборов. Арретеры в гироскопах нужны не только в полете, но и при рулении. В последнем случае при помощи арретиров оси и подшипники гироскопа предохраняются от ударов. Гироскоп обладает свойством оказывать сопротивление действию внешних моментов лишь тогда, когда его кинетический момент больше нуля. Как только это условие оказывается нарушенным, т.е. как только ротор гироскопа перестает вращаться вокруг главной оси, гироскоп теряет это свойство. Если в гироскопе на такой гироскоп начинает действовать внешний момент, то гироскоп получает ускоренное движение. Так как трение в осях подвеса мало, это движение продолжается до удара гироскопа о какую-либо преграду. Удар в свою очередь вызывает движение в обратном направлении. Многократные удары нарушают центровку гироскопа и портятся широкоподшипники.

В некоторых авиагоризонтах имеется следящая система, которая автоматически поддерживает угол 90° между осью zz карданного подвеса и осью xx гироскопа. Поэтому приборы стали выпускать без

арретиров, как и некоторые гиropolукомпаса, для упрощения конструкции и корректирования показаний во время полета. При этом необходимый разворот шкалы производится при помощи электродвигателя, установленного на внешней раме карданного подвеса.

Демпфирующие устройства.

Предназначены для создания моментов, пропорциональных скорости поворота подвижной системы. Это необходимо в ряде гиросприборов для демпфирования колебаний подвижной системы и обеспечения ее требуемых динамических характеристик. В качестве демпфирующих устройств в гиросприборах применяются пневматические, гидравлические и магнитоэлектрические демпферы. Наиболее просты и удобны пневматические, которые представляют собой цилиндр, внутри перемещается поршень, шток которого через кинематическую передачу связан с осью подвижной части гиросприбора. В донной части цилиндра, который закрепляется на корпусе прибора, имеется капиллярное отверстие для подхода воздуха, регулируемое с помощью винта. При перемещении поршень засасывает или вытесняет воздух из цилиндра через капиллярное отверстие, что обеспечивает демпфирование колебаний подвижной системы.

Распространенной конструкцией гидравлического демпфера является следующая. Герметичный цилиндр, в котором размещена подвижная система прибора, подвешивается на оси в герметичном корпусе прибора. Пространство между корпусом прибора и цилиндром заполняется жидкостью. При вращении цилиндра жидкость создает гидравлическое демпфирование, которое имеет ряд преимуществ перед пневматическим. В частности, из-за не сжимаемости жидкости демпфирующий момент строго пропорционален угловой скорости вращения цилиндра, что не характерно для пневматического. Кроме того, частично взвешивает цилиндр с подвижной системой и уменьшает давление на опоры, что приводит к уменьшению трения и повышенной чувствительности прибора. Магнитоэлектрические демпферы основаны на взаимодействии магнитного поля катушки, по которой протекает ток, с полем постоянного магнита. Катушка располагается на корпусе, а постоянный магнит связывается с подвижной системой прибора и поворачивается относительно катушки при поворотах подвижной системы. Возникающее при этом взаимодействие магнитных полей катушки и магнита создает момент относительно оси подвеса подвижной системы, пропорциональный скорости ее поворота.

Устройства для съема результатов измерений.

Результаты измерений с гиросприборов для использования их в процессе управления полетом снимаются визуально и по электрическим каналам. Для визуального съема применяют различные шкаловые и индикаторные устройства. Эти устройства устанавливаются непосредственно на гироскопе или связываются с гироскопом системой дистанционной передачи. В первом случае система механических передач обеспечивает индикацию перемещения наружной рамы карданного подвеса относительно корпуса прибора, что дает возможность визуально определить угол крена или курса в зависимости от типа прибора.

Во втором случае углы поворота рам карданного подвеса передаются сельсинной следящей системой в автономный указатель 3 (рис.12.а). Угол разворота внутренней рамы гироскопа относительно наружной приводит к развороту ротора сельсина-датчика 1 по отношению к его статору. При этом с обмотки сельсина-приемника 2 поступает напряжение на двигатель Дв через усилитель У. Ротор сельсина-приемника 2 и вместе с ним стрелка отсчетного устройства 3 разворачиваются до тех пор, пока напряжение, поступающее на усилитель У, не станет равным нулю. Разворот стрелки отсчетного устройства будет пропорционален углу разворота рам гироскопа.

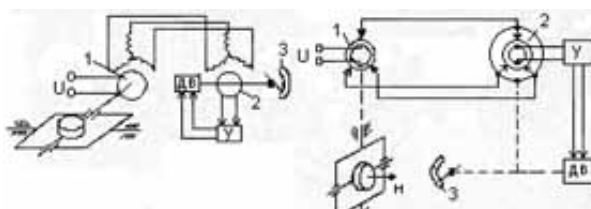


Рис. 12. Съем результатов измерений с помощью:
 а - сельсинной следящей системы; б - потенциометрической следящей системы.

Углы поворота рам карданного подвеса в углы поворота стрелок отсчетных устройств могут преобразовываться с помощью потенциометрических следящих систем (рис.12.б). Корпус потенциометра 1 связан с осью наружной рамы, а его щетки закреплены на корпусе прибора. При развороте корпуса прибора вместе с воздушным судном относительно неподвижной наружной рамы происходит рассогласование следящей системы. С потенциометра 2 сигнал поступает на двигатель Дв через усилитель У. Ротор двигателя разворачивает щетки потенциометра 2 и вместе с ними стрелку отсчетного устройства 3 до тех пор, пока напряжение, поступающее на усилитель, не станет равным нулю. Разворот стрелки отсчетного устройства будет пропорционален углу разворота воздушного судна относительно наружной рамы.

Результаты измерений для передачи их в управляющую систему снимаются с помощью потенциометрических датчиков, сельсинов, синусно-косинусных трансформаторов и индукционных датчиков. Они просты и могут применяться в схемах постоянного и переменного тока. Значительная мощность снимаемого сигнала позволяет иногда не применять усилители. Недостатками являются значительный момент трения, ступенчатость снимаемого напряжения, наличие трущихся контактов, и как следствие, малая надежность. Датчиками, лишенными перечисленных недостатков, являются индукционные датчики, сельсины и синусно-косинусные трансформаторы.

Корректирующие устройства.

Одним из основных свойств трехстепенного гироскопа является способность сохранять неизменным положение оси вращения ротора в мировом пространстве. Для решения ряда практических задач необходимо, чтобы главная ось сохраняла неизменное направление так же и относительно той или иной выбранной системы координат. Так, для определения углов крена и тангажа необходимо, чтобы главная ось была направлена по вертикали места. Для устранения нежелательных отклонений от требуемого направления или компенсации возмущающих моментов, нарушающих нормальный режим работы, применяют корректирующие устройства.

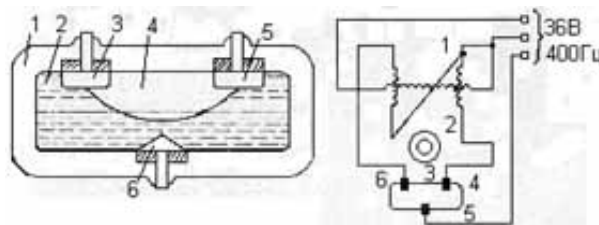


Рис. 13. а - конструкция однокоординатного жидкостного маятникового датчика;
 б - электрическая схема однокоординатной системы коррекции.

Они обеспечивают сохранность требуемого положения главной оси путем приложения к гироскопу внешних управляющих моментов или компенсацию уходов гироскопа в показаниях giroприборов. Основными элементами корректирующих устройств являются чувствительные элементы, обладающие избирательностью к опорному направлению или устойчиво сохраняющие и исполнительные органы. В качестве чувствительных элементов выбирают элементы, обладающие избирательностью к опорному направлению или устойчиво сохраняющие заданное им направление. В авиационных приборах используют гравитационные, магнитные и ориентированные по небесным светилам чувствительные элементы.

Среди гравитационных ЧЭ наибольшее применение получили жидкостные маятниковые датчики направления вертикали места, которое совпадает с направлением ускорения силы тяжести. Однокоординатный жидкостный маятниковый датчик (ЖМД) (рис.13) представляет собой стеклянный баллон 1 с вваренными в него платиновыми электродами 3,5,6. Баллон заполнен токопроводящей жидкостью (электролитом) 2 так, что оставшийся воздушный пузырек 4 при горизонтальном положении датчика поровну перекрывает электроды 3,5. На электрической схеме

электроды 3 и 6 соединены с обмотками управления двигателя 2. Общая точка обмоток управления 1 подключена к одной из фаз источника питания. Центральный контакт 5 подключен к другой фазе. На рис. 14.а. приведена схема горизонтальной коррекции главной оси трехстепенного гироскопа (1 - ЖМД, 2 - коррекционный двигатель). При горизонтальном положении главной оси, а следовательно, и датчика электрическое сопротивление между средним электродом 5 (рис.13.б) и каждым из крайних электродов 3,6 одинаково, и по управляющим обмоткам коррекционных двигателей протекают токи, равные по величине, но противоположные по направлению. Двигатель неподвижен и момента не создает. При отклонении главной оси гироскопа от плоскости горизонта пузырек смещается относительно электродов и изменяется площадь контактной поверхности электролита с электродами. Сопротивление цепей между центральным и крайними электродами изменяется. При этом большим становится сопротивление цепи такого электрода, поверхность соприкосновения которого с жидкостью меньше. По управляющим обмоткам коррекционного двигателя потекут разные по величине и направлению токи. Двигатель создаст момент относительно оси подвеса гироскопа. Следовательно, коррекционный двигатель вызывает прецессию гироскопа в направлении, при котором угол рассогласования главной оси и плоскости горизонта уменьшается.

Однокоординатные ЖМД используются также для удержания главной оси трехстепенного гироскопа по направлению вертикали места (рис.14.б). Ось гироскопа будет совпадать с направлением вертикали места, если оси $Oxв$ и $Ozв$ находятся в плоскости горизонта. Это обеспечивается расположением ЖМД. Ось чувствительности маятника 1 направляется параллельно оси $Ozв$, ось 2 - параллельно оси $Oxв$. Электрические схемы коррекции по каждой из осей аналогичны схеме на рис. 13.

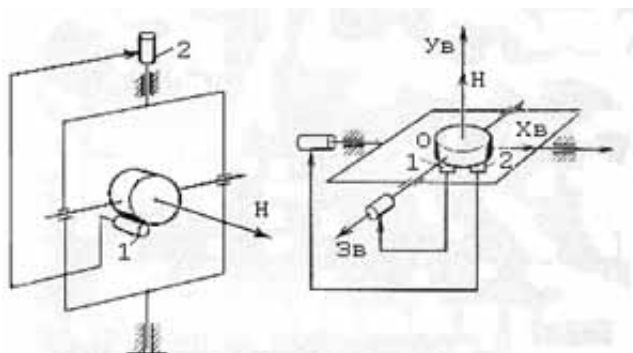


Рис. 14. Коррекция главной оси трехстепенного гироскопа:

а - схема горизонтальной коррекции; б - схема коррекции по направлению вертикали места.

Очень часто используется двух координатный ЖМД (рис. 15). На металлическом корпусе 1 смонтированы изолированные от корпуса и между собой две пары электродов 2,6, расположенных по окружности и на равном расстоянии друг от друга. Корпус 1 соединен с металлическим кожухом 5, который почти полностью, за исключением пузырька воздуха 4, заполнен электролитом. Каждая пара электродов 2,6 и центральный контакт 3 работают аналогично однокоординатному датчику.

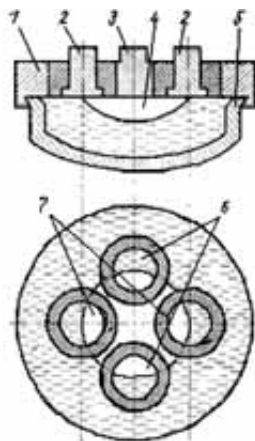


Рис 15. Конструкция двух координатного ЖМП

§3. ПРИБОРЫ И ДАТЧИКИ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ И УСКОРЕНИЙ.

Указатели поворота.

Указатели поворота предназначены для указания поворота ЛА вокруг его вертикальной оси, а также для указания скольжения ЛА. Указатель поворота в сочетании с магнитным компасом повышает точность пилотирования по прямой, так как стрелка указателя поворота быстрее и точнее реагирует на отклонение ЛА по прямой, чем магнитный компас.

На ЛА устанавливаются следующие указатели поворотов: УП-2, ЭУП-53, ЭУП-46.

Электрический указатель поворота ЭУП-53.

Назначение.

Электрический указатель поворота предназначен для правильного выполнения разворота ЛА вокруг вертикальной оси с поперечным креном до 45° при скорости полета 500 км/ч.

Принцип действия.

Электрический указатель поворота (рис.16) - это гироскопический указатель поворота, у которого ротор 1 гироскопа приводится во вращение при помощи электрической энергии. Электрическое питание обеспечивает постоянную скорость вращения ротора независимо от высоты полета. (В указателе поворота УП-2 ротор приводится во вращение при помощи струи воздуха, ударяющего в его лунки и основным недостатком пневматического указателя является уменьшение плотности воздуха, а следовательно, и уменьшение и подача воздуха на разгон ротора при подъеме на высоту. Вследствие этого уменьшается скорость вращения ротора, что приводит к уменьшению чувствительности УП-2). Электрический привод дает возможность получить большую скорость вращения ротора гироскопа, чем достигается хорошая устойчивость гироскопа при работе. ЭУП-53 является комбинированным прибором, в состав которого входит электрический указатель поворота и указатель скольжения 7.

Указатель поворота.

Принцип действия ЭУП-53 основан на использовании свойства гироскопа с двумя степенями свободы совмещать ось собственного вращения с осью вынужденного вращения.

Указатель поворота состоит из корпуса. Для уменьшения магнитного влияния прибора на магнитные компаса под кожухом корпуса имеется экран из пермаллоя. Чувствительный элемент указателя поворота - гироскоп с двумя степенями свободы, у которого главная ось расположена горизонтально. В качестве гироскопа используется гиромотор, который представляет собой электродвигатель постоянного тока, с возбуждением от постоянных магнитов. Ротор 1 гироскопа заключен в рамку карданного подвеса 2, которая связана с корпусом пружинами 3. Стрелка 4 перемещается по шкале прибора 5 рамкой посредством кривошипного механизма. С рамкой при помощи рычага соединен также демпфер 6.

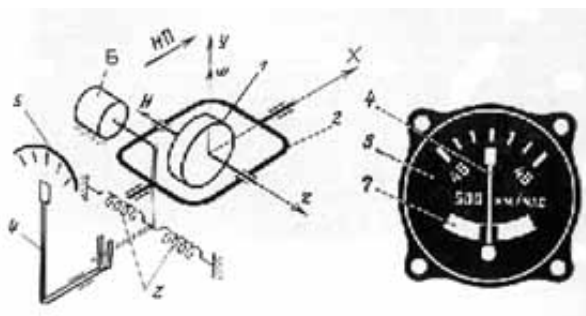


Рис. 16. Кинематическая схема и лицевая сторона ЭУП-53.

Ротор гироскопа вращается с постоянной скоростью 6000 об/мин, которая поддерживается центробежным регулятором. Ротор 1 заключен в кожух, который с ним поворачивается под действием гироскопического момента. Отклонение гиromотора передается на стрелку 4 с помощью передающего механизма. Для устранения колебаний стрелки при рыскании вертолета по курсу указатель поворота снабжен воздушным демпфером 6. Демпфирующее устройство состоит из

цилиндра, внутри которого перемещается поршень. При быстрых перемещениях поршня внутри цилиндра создается сжатие воздуха, который в силу своей упругости противодействует движению поршня и гасит колебания стрелки. Угол отклонения стрелки от крена и величины угловой скорости разворота ЛА.

Во время поворота вокруг вертикальной оси к гироскопу прикладывается внешняя сила, под действием которой возникает гироскопический момент, стремящийся совместить ось вращения ротора с осью поворота вертолета, что вызывает прецессионное движение. Ротор 1 с рамкой 2 поворачивается вокруг оси xx , а стрелка указателя 4 смещается от нулевой отметки шкалы 5 и показывает направление поворота вертолета.

Гироскоп будет прецессировать до тех пор, пока гироскопический момент не уравновесится силой натяжения пружин 3, создающих вокруг оси xx момент, направленный в сторону, обратную гироскопическому моменту. После прекращения поворота ЛА и, соответственно вращения рамки 2 относительно вертикальной оси, гироскопический момент исчезает. Под действием пружин 3 ось ротора 1 устанавливается параллельно поперечной оси вертолета, а стрелка 4 - в нулевое положение.

Двухстепенной гироскоп указателя поворота чувствителен только к повороту вокруг вертикальной оси. При повороте ЛА вокруг поперечной оси, параллельной оси zz , гироскопический момент не возникает. При повороте ЛА вокруг продольной оси, параллельной оси xx , возникающий гироскопический момент стремится совместить ось вращения гироскопа с осью вращения xx . Однако прецессионное движение не возникает, так как этому мешают подшипники, в которых вращается рамка гироскопа.

Указатель скольжения.

Внизу на шкале указателя поворота расположен указатель скольжения, который служит для указания наличия и направления скольжения ЛА. Принцип действия основан на использовании свойств физического маятника.

Это стеклянный шарик черного цвета, помещенный в изогнутую стеклянную трубку, которая заполнена жидкостью - толуолом. Жидкость затормаживает перемещение шарика при резких движениях воздушного судна. В верхней части трубки имеется небольшой отросток - уводящая камера, в которую уходят пузырьки воздуха и избыточный объем толуола при нагреве. Центральное положение шарика в трубке фиксируется двумя вертикальными линиями. В прямолинейном горизонтальном полете на шарик действует только сила тяжести, равная его массе (рис.17.а). Значит, при правильных виражах и разворотах шарик находится в центре, что показывает отсутствие скольжения и правильность выполнения виражей (рис.17. в). Шарик при различных положениях ЛА перемещается внутри трубки. Это отклонение пропорционально величине скольжения ЛА. Иными словами, в случае поперечного крена со скольжением под действием силы тяжести и центробежной силы шарик перемещается по трубке в ту или иную сторону (рис.17.б), а при правильном вираже остается в центре, так как он располагается по направлению равнодействующих сил. В зависимости от того, в какую сторону отклоняется шарик от центра трубки, можно судить о том, имеет ли ЛА внешнее или внутреннее скольжение.

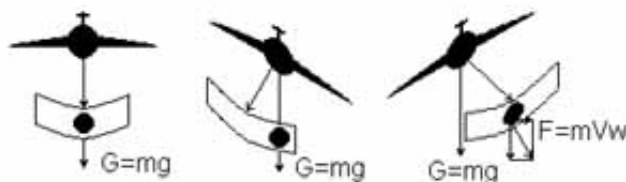


Рис. 17. К пояснению принципа работы указателя скольжения: а - горизонтальный полет, б - вираж, в - вираж со скольжением.

Основные технические данные.

Напряжение питания по постоянному току - $27 \pm 2,7$ в.

Диапазон работы по высоте - до 20 км.

Температурный диапазон работы от -60 до $+50$ °С.

Отклонение стрелки прибора при плоском развороте с угловой скоростью $0,6 \text{ } \backslash \text{сек} - 4 \pm 2$ °, со

скоростью $1,5^\circ/\text{сек} - 12 \pm 2^\circ$.

Погрешность в нормальных условиях при кренах $15-45^\circ$ и угловых скоростях разворота $1,1-4^\circ/\text{сек} - +1,5^\circ$.

Масса не более 1,1кг.

Предполетный осмотр и пользование в полете.

Перед полетом необходимо убедиться в целостности корпуса, стекла прибора, в отсутствии отслоении белой краски на отметках шкалы и стрелке, а также в креплении прибора к приборной доске.

Убедиться в том, что жидкость в трубке указателя скольжения прозрачна и не имеет пузырьков воздуха.

При осмотре стрелка должна совпадать с нулевой отметкой шкалы с погрешностью не более $\pm 1^\circ$.

Шарик указателя скольжения должен находиться в горизонтальном положении ЛА между визирными нитями.

Включить питание и по истечении 2-3 минут проверить его на работоспособность. Для этого следует нажать на панель приборной доски, создав ей некоторое движение вокруг вертикальной оси. Если стрелка отклоняется, - прибор исправен.

Для получения полного представления о характере полета, необходимо пользоваться одновременно показаниями указателя поворота в комбинации с указателем скольжения (рис.18).

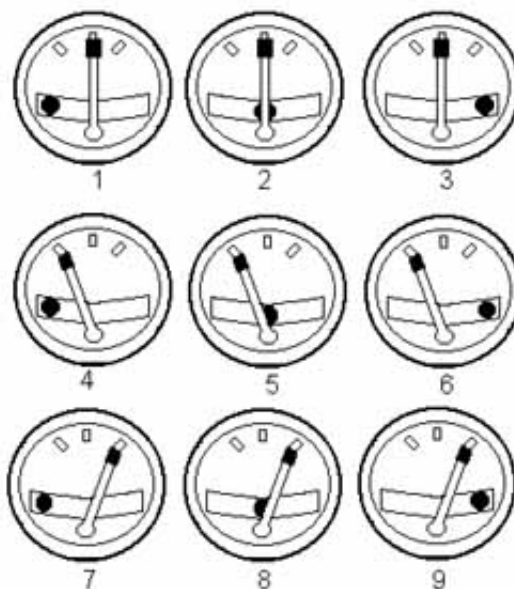


Рис. 18. Совместные показания указателя скольжения и указателя поворота.

1. Прямолинейный полет со скольжением на левую сторону.
2. Прямолинейный полет без скольжения.
3. Прямолинейный полет со скольжением на правую сторону.
4. Левый вираж с внутренним скольжением.
5. Левый вираж без скольжения.
6. Левый вираж с внешним скольжением.
7. Правый вираж с внешним скольжением.
8. Правый вираж без скольжения.
9. Правый вираж с внутренним скольжением.

Демпфирующие гироскопы.

Датчики угловых скоростей (ДУС) применяют на летательных аппаратах (ЛА) для определения направлений и величин угловых скоростей вращения относительно связанных осей.

Непосредственно демпфирующие гироскопы (ДГ) предназначены для измерения угловых скоростей относительно осей вращения ЛА и выдачи электрических сигналов, пропорциональным этим скоростям, в управляющую систему.

Основным элементом демпфирующего гироскопа является двухстепенной гироскоп (рис.19). При

рассмотрении свойств двухстепенного гироскопа было показано, что наличие угловой скорости вращения основания, направленной перпендикулярно осям подвеса рамы и ротора, вызывает появление гироскопического момента и ускоренное вращение гироскопа относительно оси Охв. Значит, двухстепенного гироскопа является индикатором угловой скорости, но измерить величину угловой скорости с его помощью не возможно. Превращение двухстепенного гироскопа в гироскоп осуществляется путем установки на оси Охв пружины 3, создающей момент, уравнивающий гироскопический момент. Кроме этого, в целях демпфирования колебаний рамы в переходных режимах по оси устанавливается демпфер 4, создающий демпфирующий момент. Для съема сигнала на оси Охв установлен потенциометр.

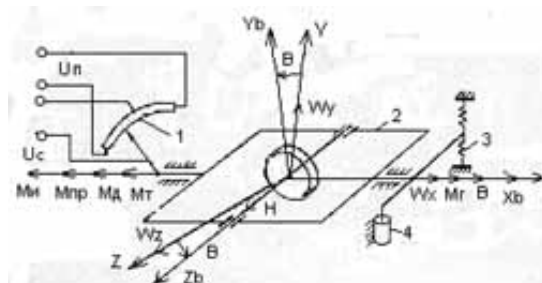


Рис.19. Демпфирующий гироскоп.

Датчик угловых скоростей ДУС.

Назначение.

Датчик угловой скорости используется в различных системах ЛА, в частности в автопилоте и предназначен для измерения угловой скорости ЛА и выдачи электрического сигнала, пропорционального выдаче угловой скорости

Принцип действия.

ДУС представляет собой гироскоп с двумя степенями свободы. Если такой гироскоп поворачивать относительно его измерительной оси, то по закону прецессии, ротор гироскопа будет поворачиваться вокруг оси перпендикулярной измерительной, до тех пор пока возникший гироскопический момент не уравнивается моментом противодействующих пружин. Так как пружины имеют линейную характеристику, то угол поворота ротора вокруг оси прецессии будет пропорционален угловой скорости поворота гироскопа вокруг измерительной оси. Съём сигналов, пропорциональных угловой скорости, осуществляется индукционным потенциометром, ротор которого закреплен на оси прецессии гироскопа. ДУС различаются только расположением оси гироскопа в кожухе прибора (вертикально или горизонтально).

Устройство (рис.20).

ДУС состоит из следующих элементов:

- гироскопа 2;
- индукционного потенциометра 5;
- пневматического демпфера;
- противодействующих пружин 4.

Основным элементом ДУС является гироскоп 1, расположенный в гироскопе 2. Гироскоп представляет собой асинхронный трех фазный двигатель, статор и ротор которого помещены в специальный корпус. Гироскоп установлен на подшипниках и фиксируется относительно исходного положения с помощью двух спиральных пружин 4.

Для исключения влияния высоты полета на работу прибора корпус заполнен азотом. Гироскоп при помощи рычага соединяется с поршнем пневматического демпфера, необходимого для гашения собственных колебаний системы. Демпфер состоит из латунного цилиндра и поршня. Для уплотнения на поверхности поршня выполнены проточки. В конце цилиндра у дна имеется капиллярное отверстие для выхода воздуха. Это отверстие выполнено регулируемым. Поворот гироскопа ограничивается упором, укрепленным на крышке прибора.

Технические характеристики.

1. Источник питания - переменным трех фазным током $U=36В \pm 2В$ $400Гц \pm 8Гц$.
2. Чувствительность к угловой скорости при температурах $+20$ и $+50^{\circ}С$ не более $0,05^{\circ}/сек$, при -60°

- 0,1°сек.

3. Предел измерения угловой скорости - до 15°сек.

4. Остаточный сигнал - не более 300 мв.

5. Вес - не более 1,0кг.

6. Выходное напряжение в трех взаимно перпендикулярных положениях при отсутствии угловой скорости не более $\pm 0,15$

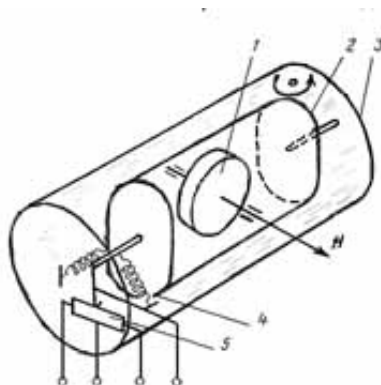


Рис.20. Кинематическая схема датчика угловых скоростей.

Электрическая схема.

В трех фазную статорную обмотку двигателя Гм подается трех фазный переменный ток, частотой 400Гц. Якорь представляет собой короткозамкнутую обмотку. Трех фазный переменный ток, протекающий в статорных обмотках, будет индуцировать ЭДС, создающую ток в короткозамкнутой обмотке якоря. Взаимодействие магнитных полей токов, протекающих в обмотках ротора и статора, и обуславливает появление вращающего момента.

Электрическая часть ротора представляет собой пакет пластин, изготовленный из электротехнической стали. В пазы пластин залит материал с повышенной электропроводностью, который и образует короткозамкнутые витки роторной обмотки.

В гиromоторе ротор расположен снаружи статора для увеличения момента инерции ротора. На оси гиروزла (со стороны противоположной крышки прибора) закреплен ротор индукционного потенциометра ИД, статор, которого установлен в корпусе прибора. Токосводы к гиromотору выполнены в виде бронзовых пружин.

Контроль за работой датчика осуществляется с помощью трансформатора Тр, первичная обмотка которого выполнена последовательно с одной из обмоток статора гиromотора. С вторичной обмотки трансформатора производится съем сигнала, по уровню которого можно судить о работоспособности ДУС. Цепи питания, съема сигнала и контроля выведены на ШР.

Техническая эксплуатация.

При технической эксплуатации демпфирующие гироскопы проверяют перед установкой на летательный аппарат и при регламентных работах. Основными проверяемыми параметрами являются:

время готовности. Определяется как разность времени от момента включения питания гиromотора

до момента, когда установится значение тока, потребляемого фазами гиromотора;

потребляемые гиromотором токи. Определяют измерением с помощью амперметра;

нулевой сигнал. Определяют с помощью милливольтметра;

порог чувствительности; зависимости выходного сигнала от угловой скорости (статическая характеристика). Для этого прибор размещают на платформе поворотной установки типа УПГ или МПУ. Статическая характеристика определяется путем измерения выходного сигнала при различных значениях угловой скорости поворотной установки

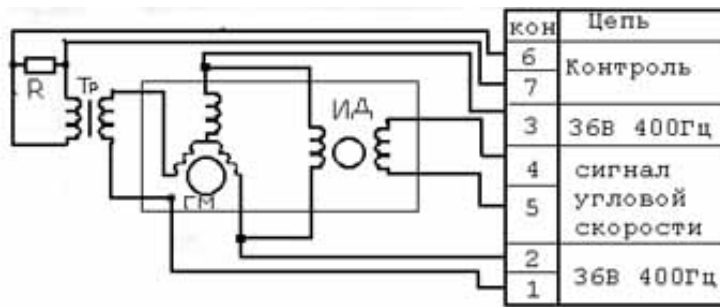


Рис.21. Электрическая схема ДУС.

Выключатели коррекции.

Назначение.

Выключатели коррекции предназначены для обеспечения размыкания электрических цепей систем коррекции различных гироскопов при достижении ЛА заданной скорости разворота или виража. Такая необходимость возникает при действии на коррекционные устройства линейных ускорений от центробежных сил, возникающих при разворотах.

Принцип действия.

Чувствительные элементы коррекционных устройств отклоняются от заданного направления, что вызывает уход главной оси гироскопа от заданного направления. В связи с этим для устранения ложной коррекции и уменьшения ошибок гироскопов при разворотах следует отключать коррекцию на время эволюции ЛА. Однако при малых угловых скоростях разворотов на длительное время может вызвать большие уходы оси гироскопа. Следовательно, необходимо ограничить нижний предел угловой скорости, при которой целесообразно отключать коррекцию. При прямолинейном полете возможны колебания по углу рыскания, в условиях возмущенной атмосферы, вызывающие колебания ЧЭ системы коррекции. Они приводят к меньшим погрешностям, чем уход гироскопа. Отмеченное обстоятельство делает необходимым предусмотреть в выключателе коррекции систему задержки времени.

Устройство.

Выключатель коррекции состоит из четырех основных частей:

- гироскопическая система;
- пороговое устройство;
- система задержки времени;
- исполнительная (релейная) система.

Принцип действия выключателя коррекции основан на свойстве гироскопа с двумя степенями свободы: совмещать вектор собственного вращения гироскопа с вектором угловой скорости основания, на котором данный гироскоп установлен. Гироскоп при появлении угловой скорости разворота или виража выдает сигнал на пороговое устройство, которое предназначено для выдачи сигнала на отключение коррекции при достижении угловой скорости вращения летательного аппарата, равной расчетной. Устройство задержки времени обеспечивает задержку отключения коррекции при появлении кратковременных угловых скоростей превышающих заданный порог. Роль исполнительного устройства выполняют электромагнитное реле, через нормально замкнутые контакты которого коммутируются электрические цепи систем коррекции. При поступлении на реле сигнала с устройства задержки времени оно срабатывает, контакты размыкаются, и происходит дистанционное отключение коррекции гироскопов.

Выключатель коррекции ВК-53РБ.

При прямолинейном полете щетки потенциометра П (рис.22) расположены так, что по ним текут равные токи. Потенциалы точек, с которыми контактирует контактная группа К, равны между собой, следовательно, по управляющей обмотке W1 двигателя Дв ток не протекает. Цепь питания другой управляющей обмотки W2 двигателя Дв тоже разорвана, так как щетка контактной ламели К, контактирует со средним, обесточенным сектором. Следовательно, двигатель Дв не работает. Щетки диска В нахолятся на секторах, которые межлу собой не соединены. Сигнал выключения на

исполнительную систему Р не подаются, и поэтому цепи коррекции не включаются.

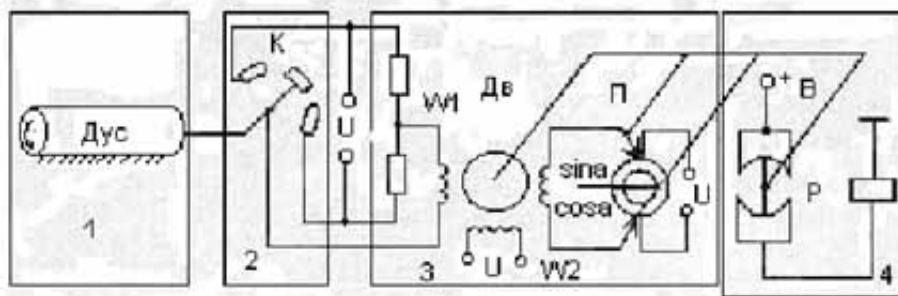


Рис.22. Схема выключателя коррекции ВК-53РБ.

Пороговым устройством в данном ВК является контактная группа К, центральный контакт которой связан с осью вращения гироузла ДУС. Зазоры контактной группы К отрегулированы так, что контакты замыкаются при пороговой угловой скорости, равной $0,1-0,3^\circ$ секунд. При развороте воздушного судна с угловой скоростью $0,1-0,3^\circ$ секунд появляется гироскопический момент, под действием которого гироузел поворачивается вокруг оси uu .

Предположим, вследствие разворота воздушного судна гироузел повернется таким образом, что щетки контактной группы повернулись влево и замкнули цепь питания обмотки двигателя. При замыкании контактов К по управляющей обмотке W1 двух фазного индукционного двигателя Дв типа ДИД-0,5, включенной в мостовую схему, протекает ток. Двигатель через редуктор поворачивает щетки потенциометра П и центральный контакт выключателя В. Зазоры контактной группы выключателя В и скорость вращения центрального контакта выбраны такими, что контакты замыкаются через 5-15 секунд после начала вращения ротора двигателя. При замыкании контактов выключателя В сработает реле Р, которое своими контактами выключает коррекцию в соответствующих гироприборах. Поворот щеток потенциометра П приводит к подаче напряжения на управляющую обмотку W2 двигателя Дв. Обмотки W1 W2 включены навстречу друг другу, таким образом, что напряжение, подаваемое на обмотку W1, будет в противофазе напряжения на обмотке W2.

При вращении вала будет расти создаваемый его тормозящий момент. Когда напряжение на двух обмотках станет равным, момент на валу двигателя станет равным нулю, и через некоторое время под действием момента трения двигатель остановится. Останов двигателя происходит при повороте вала на $40-60$ градусов от нулевого положения. Выключение коррекции происходит несколько раньше - при повороте вала, а вместе с ним и потенциометра П выключателя коррекции на 30 градусов. В этот момент щетки переходят с незамкнутых ламелей на короткозамкнутые и замыкают цепь исполнительной системы. В этом состоянии система будет находиться до тех пор, пока имеется угловая скорость вращения.

Время задержки выключения коррекции зависит от среднего значения оборотов двигателя, в период его выключения до поворота диска на угол выключения коррекции 30 градусов, передаточного отношения редуктора.

В данной схеме роль устройства задержки времени играют двигатель Дв и потенциометр П. После окончания разворота, когда угловая скорость становится равной нулю, гироскопический момент исчезает, ось вращения гироузла ДУС под действием пружин возвращается в исходное положение, и контакты К размыкаются. Обмотка W1 обесточивается, и под действием магнитного потока обмотки W2 электродвигатель вращается в обратном направлении до тех пор, пока щетки потенциометра П вновь не окажутся в нейтральном положении. При этом размыкаются контакты выключателя В, реле Р обесточивается и включаются системы коррекции гироприборов.

Когда щетки потенциометра установятся в такое положение, при котором их потенциалы будут равны, напряжение, подаваемое на управляющую обмотку, будет равно нулю и двигатель остановится. При этом размыкаются контакты выключателя В, реле Р обесточивается и включаются системы коррекции гироприборов. Время задержки включения коррекции после прекращения разворота составляет 2-10 секунд.

Исполнительная система Р не подаются, и поэтому цепи коррекции не включаются.

исполнительная система по сигналу задержки производит размыкание трех цепей и замыкает одну цепь коррекции гироскопических приборов. Исполнительная система состоит из двух электромагнитных реле (РСМ-2 и РСМ-3). Реле РСМ-3 имеет две пары параллельно замкнутых контактов, а реле РСМ-2 одну нормально замкнутую и одну разомкнутых контактов. Обмотки обоих реле соединены параллельно и включены последовательно с сопротивлением R4 через диск выключателя коррекции в цепь постоянного тока напряжением 27В.

В более совершенных схемах выключателя коррекции пороговое устройство и устройство задержки времени выполняются на электронных схемах (ВК-90).

Основные технические данные.

1. Максимальная сила тока в цепях - не более 200мА.
2. Порог чувствительности ВК-53, при которой происходит выключение коррекции - $0,1-0,3^\circ/\text{сек}$.
3. Время задержки выключения коррекции - 5-15 секунд.
4. Время включения коррекции при отсутствии угловой скорости 2-3 секунды.

5. Питание:

а) переменный трехфазный ток:

- напряжение $-36\text{В}\pm 10\%$,
- частота $-400\text{Гц}\pm 10\%$,
- ток в 1 и 2 фазах не более 0,4А,
- ток в 3 фазе не более 0,43А.

б) постоянный ток:

- напряжение $27\text{В}\pm 10\%$,
- потребляемая мощность - не более 3Вт.

6. Вес - не более 2,6кг.

Техническая эксплуатация.

При технической эксплуатации ВК проверяются перед установкой на ЛА и при регламентных работах в лаборатории и на борту ЛА. Проверяют: время готовности; не отключение коррекции при угловой скорости, меньшей пороговой; время задержки отключения коррекции при действии угловой скорости, большей пороговой; время задержки включения коррекции после прекращения действия пороговой угловой скорости.

§4. НОВЫЕ ТИПЫ ДАТЧИКОВ УГЛОВЫХ СКОРОСТЕЙ.

Наряду с гироскопическими ДУС, основным элементом которых является быстровращающиеся механический ротор, известны устройства, выполняющие функции измерения угловых скорости, но не имеющие ротора. К таким устройствам относятся вибрационный и лазерный гироскопы.

Вибрационный гироскоп.

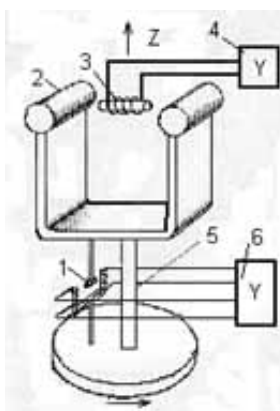


Рис.23. Схема вибрационного гироскопа.

Основу прибора (рис.23) составляет камертон 2, две ножки которого приводятся в колебания в противофазе с помощью электромагнитного вибропривода 3. Вибропривод питается от усилителя 4, вырабатывающего напряжение переменного тока. Ручка камертона представляет собой торсионный стержень 5, свободный конец которого жестко заделан в корпус прибора. Если вибрирующий

камертон вращается вокруг оси z , то при ударе ножек друг о друга возникают силы, стремящиеся замедлить скорость поворота груза на концах ножек, что приводит к закручиванию торсионного стержня 5 в направлении, обратном вращению основания прибора. При сближении ножек закручивающие силы направлены в противоположную сторону. Так как при вибрации ножки камертона периодически расходятся и сходятся, торсионный стержень с такой же периодичностью испытывает действие закручивающих сил. Возникающие при этом крутильные колебания вилки камертона по отношению к его основанию измеряются электромагнитным датчиком 1. Сигналы с датчика усиливаются усилителем 6. Амплитуда измеряемых гармонических сигналов пропорциональна угловой скорости вращения основания прибора.

Лазерный гироскоп.

Луч лазера 5 (рис.24) расщепляется на два луча 4 и 6, каждый из которых подходит к фотодетектору 2. Луч 6 идет непосредственно на фотодетектор, а луч 4 приходит на фотодетектор, отразившись от зеркала 3. Фотодетектор выдает сигнал, пропорциональный разности длин волн обоих лучей, на измерительное устройство 1. Пока основание, на котором располагается прибор, неподвижно, разность длин волн лучей равна нулю. При вращении основания с некоторой угловой скоростью относительно точки O длины волн лучей изменяются и фотодетектор фиксирует их разность. Если разность тем больше, чем быстрее вращается основание прибора и чем более отличаются длины путей прямого 6 и огибающего 4 лучей. Лазерный гироскоп конструируется таким образом, чтобы огибающий луч многократно обегал замкнутый контур устройства. Это позволяет уменьшить размеры и увеличить чувствительность прибора.

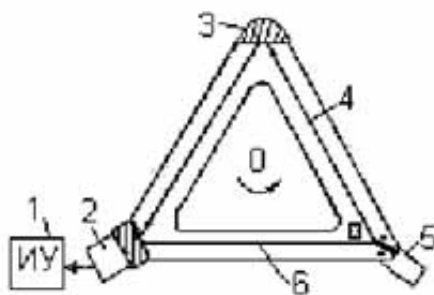


Рис.24. Схема лазерного гироскопа.

Измерители углового ускорения и интегрирующие гироскопы.

Измерение угловых ускорений возможно при помощи трехстепенного гироскопа, если свобода вращения относительно карданного подвеса ограничена пружинами.

Получение электрического сигнала, пропорционального угловому ускорению, возможно с помощью ДУС и дифференцированием сигнала, которое может быть осуществлено с помощью контура типа RC, операционного усилителя или тахогенератора. Такие приборы используются в автопилотах (АП-15).

На оси прецессии 4 (рис.25) жестко закреплен якорь 6 индукционного датчика, со статора 7 которого снимается напряжение, пропорциональное измеряемой угловой скорости относительно оси u . С другой стороны рамы установлен тахогенератор, ротор 2 которого закреплен на оси рамы. Он представляет собой электромагнит, который создает магнитный поток. При угловой скорости ЛА относительно оси u гироскоп прецессирует, и угол поворота B ротора электромагнита равен $B = H * w \setminus c$

где c - удельная жесткость пружин 1 и 5, w - угловая скорость ЛА.

В статорной обмотке 3 при вращении ротора наводится ЭДС, пропорциональная угловой скорости движения рамы. Сигнал, снимаемый со статорной обмотки можно выразить:

$$E = k * H * w \setminus c$$

Так как тахогенератор нагружен обмоткой магнитного усилителя, то при вращении ротора в обмотке статора проходит ток, который создает магнитный поток, взаимодействующий с

магнитным потоком ротора, и обеспечивает демпфирование рамы гироскопа. Диапазон измерения углового ускорения ограничивается примерно 15 градусов\сек².

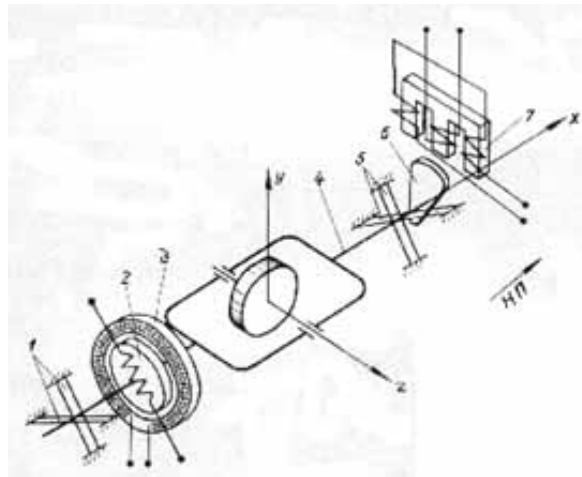


Рис.25. Электрокинематическая схема прибора, измеряющего угловую скорость и угловое ускорение: 1,5 - пружины; 2 - ротор тахогенератора; 3 - статор тахогенератора; 4 - ось прецессии; 6 - якорь индукционного датчика; 7 - статор индукционного датчика.

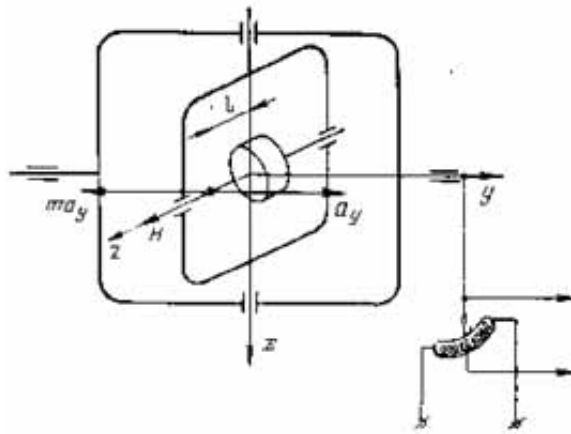


Рис.26. Интегрирующий гироскоп.

Интегрирующим называется такой гироскоп, у которого угол поворота одной из рам карданного подвеса пропорционален интегралу линейного ускорения основания прибора. Таким гироскопом можно измерить линейную скорость ЛА.

Предположим, что на ЛА установлен трехстепенной гироскоп (рис.26), причем ось внешней рамы карданного подвеса совпадает с продольной осью ЛА, а ось внутренней рамы - с его вертикальной осью. Кинетический момент H гироскопа находится в горизонтальной плоскости. Центр тяжести не совпадает с центром пересечения осей, а смещен на величину l по оси z . Если ЛА имеет некоторое ускорение a_y , направленное по оси y , то на гироскоп действует сила инерции, равная

$$F_j = -m \cdot a_y$$

которая создает момент $M_y = -m \cdot a_y \cdot l$, действующий вокруг оси x . Под действием этого момента гироскоп прецессирует со скоростью

$$= M_j \setminus H = -m \cdot a_y \cdot l \setminus H$$

Рама поворачивается на некоторый угол.

$$= M_j \setminus H \cdot V_y + \theta,$$

где V_y - скорость полета ЛА; θ - начальный угол наружной рамы.

Таким образом, гироскоп, интегрируя ускорение, измеряет скорость полета ЛА.

Поплавковые гироскопы.

Поплавковые гироскопы применяются в инерциальных навигационных системах, где требуется высокая чувствительность, которая обеспечивается за счет снятия момента трения в подшипниках с оси рамки гироскопа как основного источника погрешности. Для этой цели рамка гироскопа

запаяна в цилиндр, который плавает в специальной жидкости во взвешенном состоянии (рис.27).

Бывают двух типов: дифференцирующие и интегрирующие. Отличие их состоит в том, что угол поворота дифференцирующего гироскопа пропорционален скорости поворота объекта, а угол поворота интегрирующего пропорционален углу поворота объекта.

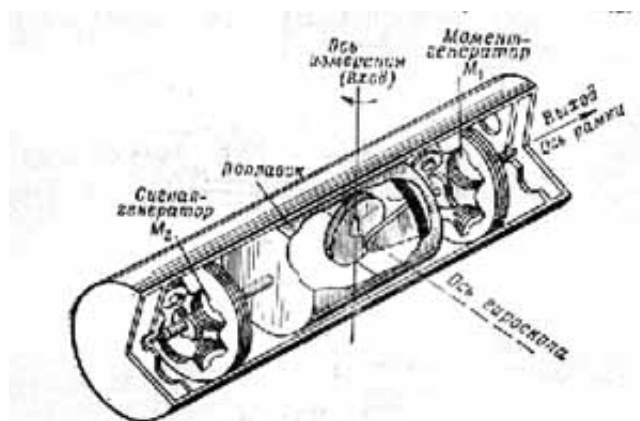


Рис.27. Поплавковый гироскоп.

Конструктивно гироскопы отличаются наличием у дифференцирующего пружины. Он измеряет угловую скорость поворота объекта. Принцип действия аналогичен принципу действия указателя поворота. На оси рамки имеется пружина, создающая поворотный момент. Демпфирующий момент создается жидкостью, в которой плавает запаянная рамка. Моментом трения в осях рамки можно пренебречь, так как основная особенность поплавковых гироскопов и состоит в снятии момента трения.

Управление поплавковым гироскопом, а следовательно и инерциальной системой осуществляется моментом от программного устройства. Этот момент создается микросином (момент - генератор), который встроен в поплавковый гироскоп. Для снятия сигнала используется датчик микросин (сигнал - генератор).

Корпускулярный гироскоп.

Разрабатываются для получения еще более высокой чувствительности, чем у поплавковых гироскопов. Поскольку используются сами вращающиеся частицы вещества, в них отсутствуют погрешности трения. Гироскопом является объем вещества. Различают скоростные и позиционные гироскопы.

Скоростной основан на том, что угловая скорость объекта складывается со скоростью ларморовой прецессии электронов. В результате резонансная частота вещества меняется. Сложность состоит в измерении разности частот f , которая очень мала ($f=1\text{Гц}$ при $f=40\text{МГц}$ даст измеряемое напряжение 10-12В).

В позиционных используется устойчивость молекулярных состояний в жидких газах. В жидком гелии молекулы ориентируются по внешнему полю, затем поле снимается, а молекулы сохраняют неизменную ориентацию в инерциальном пространстве да 2 часов.

Гироскопы с вращающимися обоймами.

Для уменьшения погрешности от трения в опорах разработан целый ряд оригинальных способов подвеса. К числу таких подвесов относится гироскоп, показанный на рис.28. В таком гироскопе происходит осреднение вредного момента трения вследствие того, что в шариковых подшипниках имеется промежуточная обойма. Она вращается попеременно в разных направлениях специальным двигателем, который автоматически регулируется. Для исключения влияния момента от обоймы на гироскоп два подшипника имеют взаимно противоположные направления вращения обойм. По сравнению с серийными гироскопами погрешности в гироскопах повышенной точности меньше на 1 - 2 порядка.

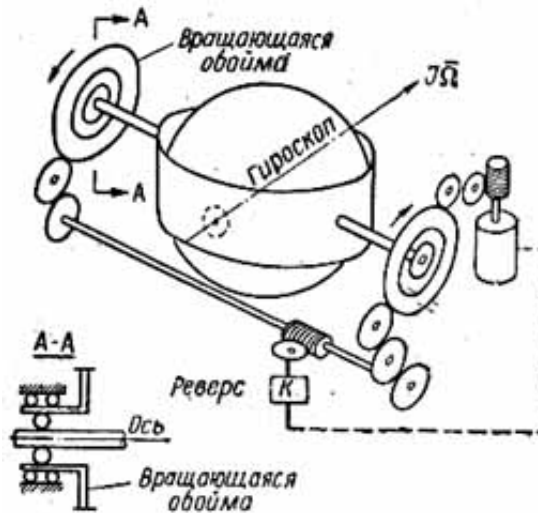


Рис.28. Гирокоскоп с вращающимися обоймами.

§5. ПРИБОРЫ И ДАТЧИКИ УГЛОВ КРЕНА И ТАНГАЖА.

Применение измерителей углов крена и тангажа.

Углы крена и тангажа с целью выдачи информации для обеспечения стабилизации и управления по этим углам измеряются на ЛА с помощью авиагоризонтов и гировертикалей. Основным назначением является создание на ЛА опорной системы координат, относительно которой можно измерить углы крена и тангажа. Получение такой системы координат возможно, если одна из ее осей удерживается по вертикали места.

Авиагоризонты на основе трехстепенного гироскопа.

Принцип действия основан на использовании свойства трехстепенного гироскопа сохранять заданное направление кинетического момента неизменным в пространстве. Направление кинетического момента гироскопа совпадает с вертикалью места (ось OY) (рис. 29), внешняя ось карданного подвеса совпадает с продольной осью ЛА, а внутренняя - направлена по оси OZ , расположенной в горизонтальной плоскости. При появлении угла тангажа внешняя ось подвеса поворачивается вместе с ЛА, а гиروزел не изменяет своего положения в пространстве. Вследствие этого угол поворота наружной рамы относительно внутренней карданного подвеса равен углу тангажа ЛА. При накренивании ЛА вместе с ЛА поворачивается основание, на котором закреплен гироскоп. Наружная рама в этом случае остается неподвижной. Угол поворота основания относительно наружной рамы равен углу крена ЛА.

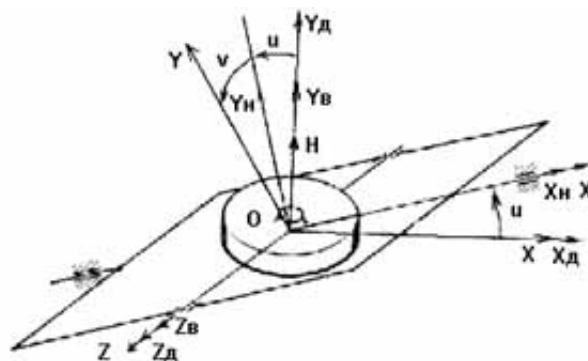


Рис.29. Измерение углов крена и тангажа с помощью трехстепенного гироскопа.

Особенностью трехстепенного гироскопа является то, что направление его кинетического момента

сохраняется неизменным в мировом пространстве, а не относительно Земли. В связи с этим из-за

собственного вращения Земли и перемещения ЛА относительно Земли вертикаль места будет отклоняться от направления кинетического момента гироскопа. Поэтому для обеспечения длительной работы гироскопа как указателя вертикали с необходимой точностью его необходимо снабдить корректирующим устройством, в качестве чувствительных элементов которых используют однокоординатные и двухкоординатные электролитические маятники, которые, располагаясь на гиروزле управляют двумя коррекционными двигателями.

На ЛА в гражданской авиации устанавливаются следующие авиагоризонты: АГБ-3, АГК-47, АГД-1, АГБ-2, АГИ-1, АГР-144.

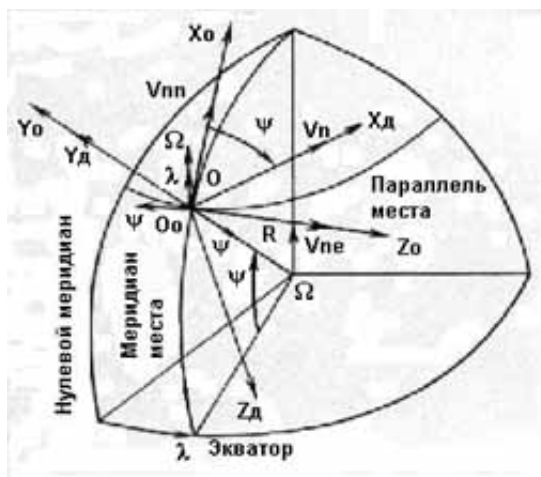


Рис.30. К определению положения летательного аппарата относительно Земли.

Основные технические данные авиагоризонтов.

Характеристики авиагоризонтов	АГБ-2	АГИ-1С	АГД-1	АГБ-3	АГК-47Б	АГР-144
Напряжение питания, В переменного тока частотой 400Гц	36±3,6	36±3,6	36±3,6	36±3,6	36±3,6	36±3,6
Напряжение питания, В постоянного тока	-	-	±27	±27	-	-
Рабочие углы, град: крена	±80	360	360	360	±95	360
Рабочие углы, град:тангажа	±60	360	360	±80	±85	360
Погрешность в определении углов, град: крена	±1	±1	±0,25	±1(0-30°)	±1	±1,5(0-30°)
Погрешность в определении углов, град:тангажа	±1	±1	±0,2	±2(30-80°)	±1	±2,5(30-80°)
Погрешность после 15 мин разворота, град	не более ±5	-	не более ±5	не более ±3	не более ±2	не более ±6
Время готовности к работе, мин	3	3	2	1,5	3	2
Масса, кг	2	2,6	9,6	4,2	2,2	4,5
Чувствительность УП					10-13мм	7,5±2°
Зона застоя шарика УС	±1,5	±1,5	±1,5	±1,5	±1,5	±1,5

Авиагоризонт АГБ-3К.

Назначение.

Авиагоризонт АГБ-3К предназначен для обеспечения экипажа легко воспринимаемой

крупномасштабной индикацией положения летательного аппарата по углам крена и тангажа относительно плоскости истинного горизонта. Кроме того, авиагоризонт позволяет выдавать электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа, внешним потребителям (АП-34Б, САРПП-12, БСПК-1) в пределах по крену $\pm 360^\circ$ и по тангажу $\pm 80^\circ$. При углах тангажа 85-87 градусов авиагоризонт может выбиваться, при этом его рамы совмещаются в одной плоскости и гироскоп теряет одну степень свободы.

Устройство.

Авиагоризонт АГБ-3К состоит из следующих основных элементов:

- трехстепенной гироскоп,
- система маятниковой коррекции для удержания оси ротора гироскопа в вертикальном положении,
- следящая система передачи угла тангажа на указатель,
- система передачи углов крена на указатель,
- устройства съема результатов измерений,
- упоров, предотвращающих совмещения оси внешней рамки с осью ротора гироскопа при выполнении летательным аппаратом фигур высшего пилотажа,
- арретирующего устройства.

Трехстепенной гироскоп (рис.31) состоит из гироузла 9 и наружной рамы 11. Гироскоп представляет собой ротор асинхронного трехфазного двигателя, питающемся переменным током напряжением 36В 400Гц. Ось подвеса наружной рамы направлена по продольной оси ЛА. Направление кинетического момента гироскопа в вертикальном положении удерживается системой маятниковой коррекции 10. Чувствительными элементами системы коррекции является однокоординатные жидкостные переключатели ЖМПП 10, а исполнительными элементами - коррекционные двигатели переменного тока КД1 7 и КД2 13. ЖМПП содержит две пары боковых контактов. Одна располагается по направлению продольной оси, другая поперечной оси воздушного судна. Все контакты расположены в герметичном корпусе, заполненном токопроводящей жидкостью. В верхней части имеется воздушный пузырек. ЖМПП крепится к кожуху ротора снизу. Коррекционные двигатели 7 и 13 представляют собой двухфазные индукционные двигатели, работающие в заторможенном режиме. Их роторы жестко связаны с внутренней и внешней рам гироскопа. Управляющие обмотки двигателей одним концом присоединяются к контактам соответствующим в ЖМПП, другим концом соединены между собой и выведены на одну из фаз питания. Если ось гироскопа расположена вертикально, то воздушный пузырек в ЖМПП занимает среднее положение между четырьмя контактами и поровну перекрывает их. По управляющим обмоткам двигателей протекают одинаковые токи. Допустим, что ось гироскопа отклонилась от вертикали на некоторый угол относительно оси уу. В этом случае ЖМПП выйдет из горизонтального положения и пузырек воздуха в нем сместиться. Один из контактов полностью покроется жидкостью, а другой воздушным пузырьком. По управляющим обмоткам двигателя потекут различные токи. Возникнет коррекционный момент, вызывающий прецессию гироскопа к правильному положению. По мере возвратного движения гироскопа, величина коррекционного момента уменьшается и, когда гироскоп займет правильное положение, окажется равным нулю. Для устранения погрешностей в показаниях авиагоризонта, обусловленных действием ускорений при виражах, предусмотрено отключение продольной и поперечной коррекции с помощью соответствующих выключателей коррекции (ВК-53РБ).

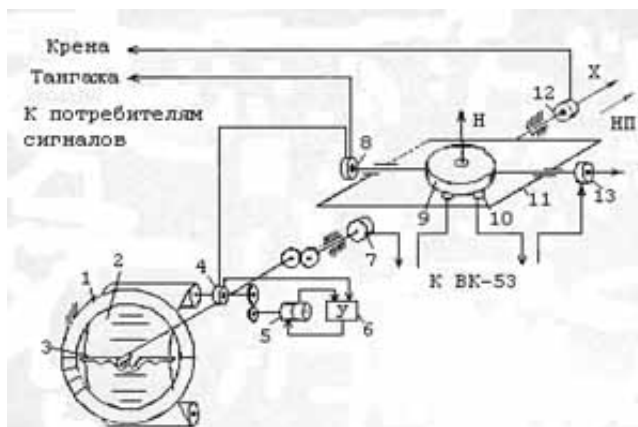


Рис.31. Электрокинематическая схема авиагоризонта АГБ-3К.

Визуальный съем показаний авиагоризонта производится с указателя углов крена и тангажа. Указатель состоит из шкалы тангажа 2, шкалы крена 1 и стрелки-силуэта самолетика 3. Показания авиагоризонта, определяющие положение воздушного судна относительно горизонта по крену осуществляется следующим образом: крены воздушного судна имитируются поворотом силуэта самолетика 3 относительно линии искусственного горизонта. Отсчет углов крена производится по шкале кренов 1, стрелкой является конец крыла силуэта самолетика 3. Для того, чтобы показания соответствовали действительности, силуэт самолетика связан с осью карданной рамы через зубчатую передачу отношением 1:1. Шкала кренов 1 располагается слева и справа на лицевой части прибора. Оцифрована от 0° до 45° , оцифровка через 15° , цена деления 5° .

Следящая система узла тангажа состоит из сельсин датчика 8, расположенного на оси подвеса гироузла, дифференциального сельсин приемника 4, усилителя канала тангажа 6 и двигателя отработки 5 типа ДИД-0,5. При тангаже воздушного судна сельсин датчик 8 выдает сигнал на сельсин приемник 4, который обрабатываясь следящей системой, подается на шкалу тангажа 2, выполненной в виде лентопротяжного механизма. Для выполнения полета с заданным углом тангажа, предусмотрена кремальера с указательным индексом. При ее повороте разворачивается статор сельсин приемника 4, что приводит к рассогласованию курсовой системы угла тангажа. Обрабатывая это рассогласование следящая система подает значение тангажа на шкалу тангажа 2. Таким образом, выдерживая совмещенным силуэт самолетика с линией искусственного горизонта на шкале тангажа, воздушное судно будет лететь не в линии горизонта, а с заданным углом тангажа (пикирование или кабрирование).

В левом верхнем углу на фоне шкалы тангажа при отключенном питании виден флажок сигнализатора отказа питания. В левом нижнем углу расположена кремальера. С левой стороны лицевой части прибора выведен индекс механизма кремальеры. В нижней части переднего фланца расположен указатель скольжения, обеспечивающий контроль за правильностью выполнения разворотов. При координированном развороте шарик указателя скольжения должен оставаться между рисками. Отклонение шарика свидетельствует о наличии скольжения.

Арретирующее устройство. При запуске прибора, установление главной оси гироскопа в рабочее положение, перпендикулярное плоскости истинного горизонта будет происходить под действием силы коррекции весьма долго. Для уменьшения времени установления оси гироскопа в вертикальное положение в приборы вводятся специальные устройства, называемые арретирующими. С помощью них гироскоп на время лишают свободы вращения относительно осей его подвеса и устанавливают в положение, близкое к рабочему. В дальнейшем более точная установка главной оси гироскопа в рабочее положение производится с помощью системы коррекции. В авиагоризонте АГБ-3 предусмотрено механическое арретирующее устройство, состоящее из кнопки арретира, системы рычагов, толкателей и двух кулачков. Один кулачек выполнен в виде торцового среза на карданной раме, другой в виде двух симметричных спиралей. Второй кулачек укреплен на оси внутренней рамы гироузла. При нажатии на кнопку арретирования усилия передаются на кулачки и устанавливают гироузел в положение, перпендикулярное, горизонтальному основанию прибора. Для предотвращения совмещения осей карданного подвеса с осью гироскопа в авиагоризонте применены упоры.

Узел контроля работоспособности. В авиагоризонте предусмотрена сигнализация отказа питания, реагирующая на отсутствие постоянного и переменного тока в приборе. Сигнализация так же срабатывает в случае обрыва любой фазы переменного тока на участке от штепсельного разъема до коллектора гироузла и в случае не менее двух выходных концов обмотки статора гиромотора. Основным элементом сигнализатора является трехфазный индукционный двигатель, обмотки статора которого включены в фазы прибора на участке между штепсельным разъемом и токоподводами коллектора гироузла. На выходном валу двигателя укреплены втулка с фланцем и один конец спиральной пружины.

Параллельно двум фазовым обмоткам двигателя включены нормально замкнутые контакты реле, обмотки которых подключены к источнику постоянного тока напряжением 27В. При подаче питания реле срабатывают, их контакты разрывают цепи, шунтирующие обмотки двигателя. При подаче переменного тока по обмоткам двигателя начинают протекать токи, двигатель развивает вращающий момент, который преодолевает противодействующий момент пружины и убирает

флажок из видимой зоны с лицевой части прибора.

В случае отсутствия питания прибора переменным током или обрыва фазовых цепей момент двигателя становится равным нулю и под действием пружины флажок возвращается в видимую зону лицевой части прибора. При отключении питания 27В обмотке реле обесточиваются, их контакты замкнутся шунтируя фазовые обмотки двигателя сигнализатора. Вращающий момент двигателя исчезает и флажок выбрасывается в видимую зону.

Предполетная проверка АГБ-3.

Предполетная проверка производится следующим образом. Перед полетом необходимо внешним осмотром убедиться, что видимых дефектов нет, а перед включением питания АГБ-3, следует кремальерой совместить индекс центровки шкалы тангажа с нулевым делением шкалы кренов. Шарик указателя скольжения, если воздушное судно находится на горизонтальной площадке, должен находиться в среднем положении между визирными нитями. Так же необходимо проверить, нет ли воздуха в стеклянной трубке указателя скольжения.

Перед включением питания надо заарретировать прибор, для чего нажать кнопку "АРРЕТИР" до упора, а после возвращения кнопки в исходное положение АЗС. После включения питания флажок отказа питания должен убраться из видимой зоны шкалы тангажа, а через 1,5 минуты авиагоризонт должен показывать стояночный угол воздушное судно, с точностью $\pm 1^\circ$, если воздушное судно находится на горизонтальной площадке.

Далее следует повернуть рукоятку кремальеры по часовой стрелке до упора, при этом шкала тангажа должна перемещаться вниз, а индекс вверх, кремальера в диапазоне перемещения от упора до упора должна вращаться без заедания и рывков. Затем необходимо выключить питание. На фоне шкалы тангажа в ее верхнем углу должен появиться флажок сигнализатора отказа питания.

Пользование АГБ-3 в полете.

Перед полетом необходимо:

1. За 5-6 минут до выруливания на старт включить питание АГБ-3, при этом не более чем через 15 секунд флажок сигнализатора отказа питания должен убраться из видимой зоны, через 1,5 минуты шкала тангажа должна показать стояночный угол.
2. На предварительном старте вращением кремальеры убедиться в нормальной работе шкалы тангажа.
3. На исполнительном старте убедиться, что силуэты самолетиков занимают горизонтальное положение и совпадают с линией горизонта, флажок отказа питания убран.

В полете:

1. Углы крена показывает консоль крыла силуэта самолетика, а углы тангажа определяются там, где показывает белая средняя точка силуэта самолетика.
2. Перед входом в облака необходимо проверить работоспособность АГБ-3, путем проведения эволюций воздушного судна с кренами до $\pm 5^\circ$. Расхождения в показаниях авиагоризонтов не более $\pm 1^\circ$ свидетельствует о неисправности одного из АГБ-3.

Авиагоризонт АГД-1.

Обеспечивает экипаж визуальной информацией об углах крена и тангажа при любых фигурах полета. Кроме этого, АГД-1 выдает управляющей системе и другим потребителям электрические сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа. Авиагоризонт (рис.32.) состоит из гиродатчика и указателя крена и тангажа. Наличие дистанционной связи гиродатчика и указателя горизонта позволяет расположить указатель на приборной доске, а гиродатчик вблизи центра масс ЛА. Такое расположение гиродатчика дает возможность повысить точность его работы, так как вблизи центра масс на гиродатчик в меньшей степени влияют ускорения, возникающие при колебаниях ЛА относительно центра масс.

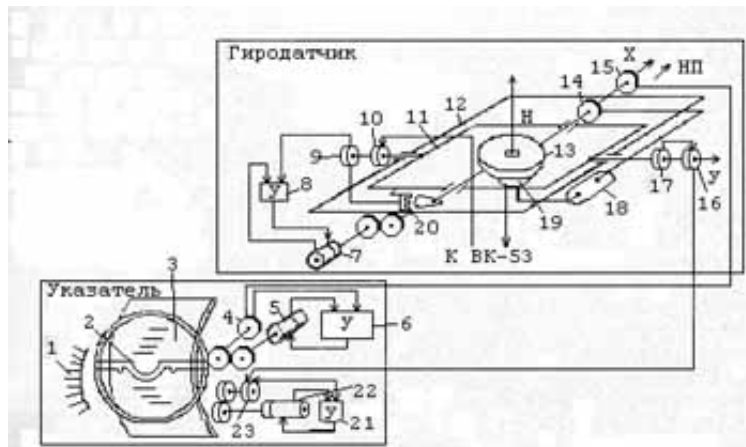


Рис. 32. Электрокинематическая схема авиагоризонта АГД-1.

Указатель: 1 - шкала кренов; 2 - стрелка силуэт - самолетика; 3 - шкала тангажа; 4 - сельсин приемник сигнала крена; 5 - двигатель-генератор; 6 - усилитель сигнала крена; 21 - усилитель сигнала тангажа; 22 - двигатель генератор; 23 - сельсин приемник сигнала тангажа. Гиродатчик: 7 - двигатель генератор; 8 - усилитель; 9,16 - коммутатор; 10, 14 - коррекционные двигатели; 11 - наружная рама; 12 - следящая рама; 13 - ротор; 15 - сельсин датчик сигнала крена; 17 - сельсин датчик сигнала тангажа; 18 - выключатель; 19 - двух координатный жидкостный переключатель; 20 - индукционный датчик.

Авиагоризонт АГК-47Б.

Авиагоризонт является комбинированным прибором, так как в одном корпусе находится авиагоризонт, обеспечивающий экипаж информацией о положении ЛА относительно плоскости горизонта; указатель поворота для определения направления разворота ЛА; указатель скольжения для измерения наличия скольжения.

В настоящее время вследствие погрешностей и ограниченных углов тангажа АГК-47Б применяются только на легкомоторных ЛА. В основе лежит трехстепенной гироскоп с коррекцией электромагнитами, которые перемещаются, получая сигнал от жидкостного датчика. Трение электромагнитов создает зону нечувствительности, и поэтому в последующих авиагоризонтах они были заменены моментными двигателями.

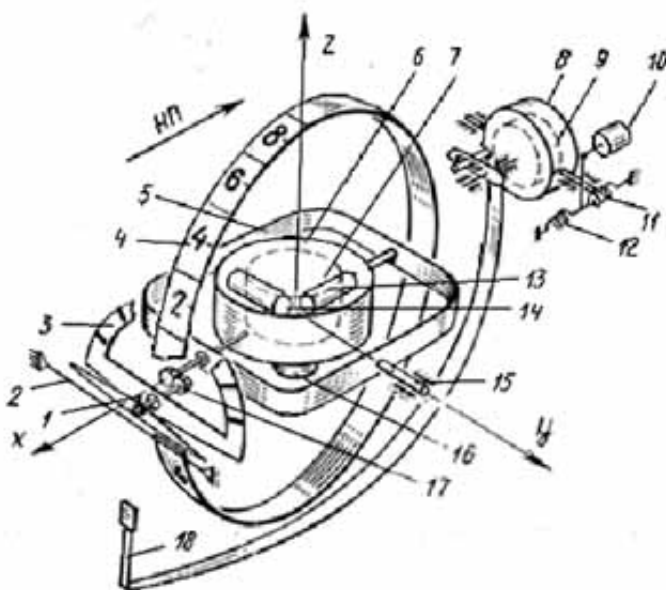


Рис.33. Кинематическая схема авиагоризонта АГК-47Б:

1 - силуэт самолетика; 2 - линия горизонта; 3 - шкала крена; 4 - шкала тангажа; 5 - внешняя рама карданного подвеса; 6 - внутренняя рама; 7 - гиromотор; 8 - кожух гиromотора указателя поворота; 9 - гиromотор указателя поворота; 10 - пневматический демпфер; 11,12 - пружина; 13,14 - сердечники; 15 - ось внешней рамы; 16 - электрокинематический механизм; 17 - зубчатая пара; 18 - шкала

соленоиды, 15 - ось внешней рамы, 16 - электролитический маятник, 17 - зубчатая пара, 18 - индекс указателя поворота.

Авиагоризонт АГР-144.

Является комбинированным прибором; в нем смонтированы три прибора: авиагоризонт, указатель поворота и указатель скольжения.

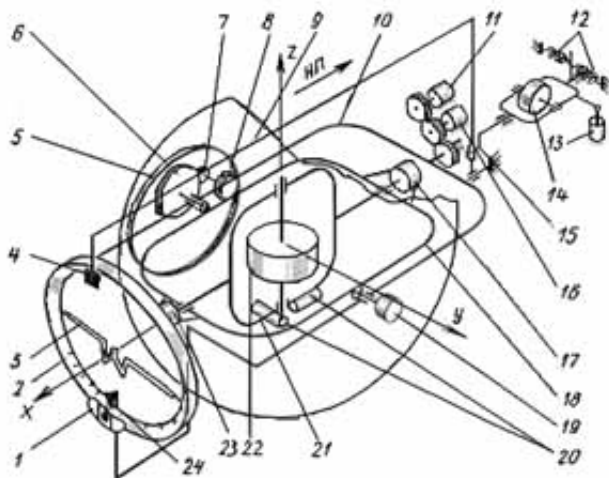


Рис.34. Кинематическая схема авиагоризонта АГР-144:

1 - указатель скольжения; 2 - шкала крена; 3 - силуэт самолетика; 4 - индекс указателя поворота; 5,6,7,8 - зубчатые колеса; 9 - сферическая шкала тангажа; 10 - следящая рама; 11 - тахогенератор; 12 - пружины; 13 - демпфер; 14 - гиromотор указателя поворота; 15 - поводок; 16 - двигатель; 17 - продольный коррекционный двигатель; 18 - внешняя рама карданного подвеса; 19 - поперечный коррекционный двигатель; 20 - однокоординатные электролитические маятники; 21 - внутренняя рама карданного подвеса; 22 - гиromотор; 23 - индукционный датчик; 24 - индекс указателя поворота.

Дублер авиагоризонта ДА-200.

Прибор ДА-200 комбинированный, состоит из трех самостоятельных приборов: вариометра, указателя поворота, указателя скольжения - и предназначен для следующих целей:

- измерения вертикальной скорости подъема и спуска,
- указания направления поворота ЛА вокруг вертикальной оси или выполнения правильного разворота с креном 45° ,
- указания наличия бокового скольжения.

Используется также в случае выхода из строя авиагоризонта АГД-1.

Техническая эксплуатация.

При технической эксплуатации авиагоризонтов наиболее полная проверка их технического состояния проводится перед установкой на летательный аппарат и при регламентных работах. Для проверки авиагоризонтов используют электрическую установку 63689\033 с комплектом жгутов, ламповый вольтметр ВЗ-2А или тестер ТТ-3, установки УПГ-48, УПГ-56, МПУ-1 и секундомер.

Основными параметрами, подлежащими проверке, являются:

- время готовности;
- токи, потребляемые в установившемся режиме;
- скорость поперечной и продольной коррекций;
- уход гироскопа по крену и тангажу на качающемся основании с выключенной коррекцией.

Системы авиагоризонтов.

Блок сравнения и предельных кренов БСПК-1.

Назначение.

БСПК-1

Блок сравнения предельного крена БСПК-1 предназначен для сравнения показаний по крену и тангажу левого и правого АГБ-3 и выдачи сигнала информации при достижении и предельно-допустимых разности в показаниях по крену и тангажу (отказ АГБ-3); для выдачи сигналов о достижении воздушным судном предельных углов крена и тангажа.

Блок БСПК-1 сравнивает показания авиагоризонтов, имеющих в качестве датчиков сигналов крена и тангажа сельсины-датчики, трех точечные потенциометры на переменном токе.

Блок БСПК-1 имеет различные варианты исполнения в зависимости от требуемых углов сигнализации предельного крена и тангажа и типа объектов, на которые устанавливаются блоки. Например по крену в режиме "МАРШРУТ" предельные углы могут быть $\pm 32^{\circ} \pm 2^{\circ}$, $\pm 33^{\circ} \pm 2,5^{\circ}$ и $\pm 35^{\circ} \pm 3^{\circ}$. В режиме "ПОСАДКА" - $\pm 15^{\circ} \pm 1,5^{\circ}$ и $\pm 12^{\circ} \pm 2^{\circ}$. Конкретные углы сигнализации предельного крена и тангажа указываются в паспорте на блок и на заводском знаке блока. Кроме того, блок БСПК может поставляться как с собственными амортизационным основанием так и без него.

Основные характеристики.

1. Номинальная настройка срабатывания по крену и тангажу - $7^{\circ} \pm 1,5^{\circ}$.

2. Предельные углы крена - $33^{\circ} \pm 3^{\circ}$, $12^{\circ} \pm 2^{\circ}$.

3. Предельные углы тангажа - $10^{\circ} \pm 1^{\circ}$.

4. Предельно-допустимое рассогласование от 6° до 12° .

5. Напряжение питание:

- для цепей трехфазного переменного тока 36В +2В -3,5В 400Гц ± 8 Гц,

- для цепей постоянного тока 27В $\pm 2,7$ В

6. Потребляемые токи:

- переменный ток (в фазе) не более 0,6А,

- постоянный ток не более 0,5А.

7. Масса блока без ответных частей штепсельных разъемов:

- с амортизационным основанием не более 3,2кг,

- без амортизационного основания не более 2,8кг.

8. Температурный диапазон работы от -60° до $+60^{\circ}$.

9. Виброустойчивость:

- в диапазоне частот от 10 до 50Гц при амплитуде 0,7мм,

- в диапазоне частот от 50 до 300Гц при перегрузке 5g на амортизационном основании и при перегрузке 2,5g без амортизационного основания.

10. Ударные перегрузки - 1000 ударов с 12 - кратной перегрузкой.

11. Линейные перегрузки 10g.

12. Высотность до 5мм ртутного столба.

13. Повышенная влажность 95-98% при температуре $+40^{\circ}$ С.

Устройство и принцип действия (рис.35).

Блок БСПК-1 представляет собой электромеханический прибор, состоящий из двух каналов: канала крена и канала тангажа. Каждый канал работает независимо друг от друга и состоит из схемы сравнения электрических сигналов двух авиагоризонтов, пропорциональных измеренным ими углам крена и тангажа, и схемы сигнализации предельных углов по сигналам одного из сравниваемых авиагоризонтов. В схеме блока предусмотрена также возможность проверки его на функционирование без определения количественных характеристик параметров.

Контроль работы двух авиагоризонтов осуществляется путем сравнения выходных электрических сигналов сельсин датчиков авиагоризонтов АГБ-3, с помощью сельсин приемников, находящихся в блоке БСПК-1. Если показания авиагоризонтов по крену одинаковые, то сельсин датчики и сельсин приемники будут находиться в согласованном положении. При этом напряжение на роторной обмотке дополнительного сельсин приемника блока БСПК-1 практически будет равно нулю.

При отказе одного из АГБ-3 показания становятся не одинаковыми. При этом происходит рассогласование между их основными сельсин датчиками и на роторной обмотке дополнительного сельсин приемника БСПК-1 возникает напряжение, пропорциональное разности углов положения роторов сельсин датчиков двух авиагоризонтов. Переменное напряжение снимаемое с роторной обмотки дополнительного сельсин приемника, подается на вход релейного усилителя, который при величине угла рассогласования двух авиагоризонтов в пределах от 6° до 12° обеспечивает срабатывание исполнительного реле. При этом загорается табло "ОТКАЗ АГБ" в телефонах

появляется звуковой сигнал.

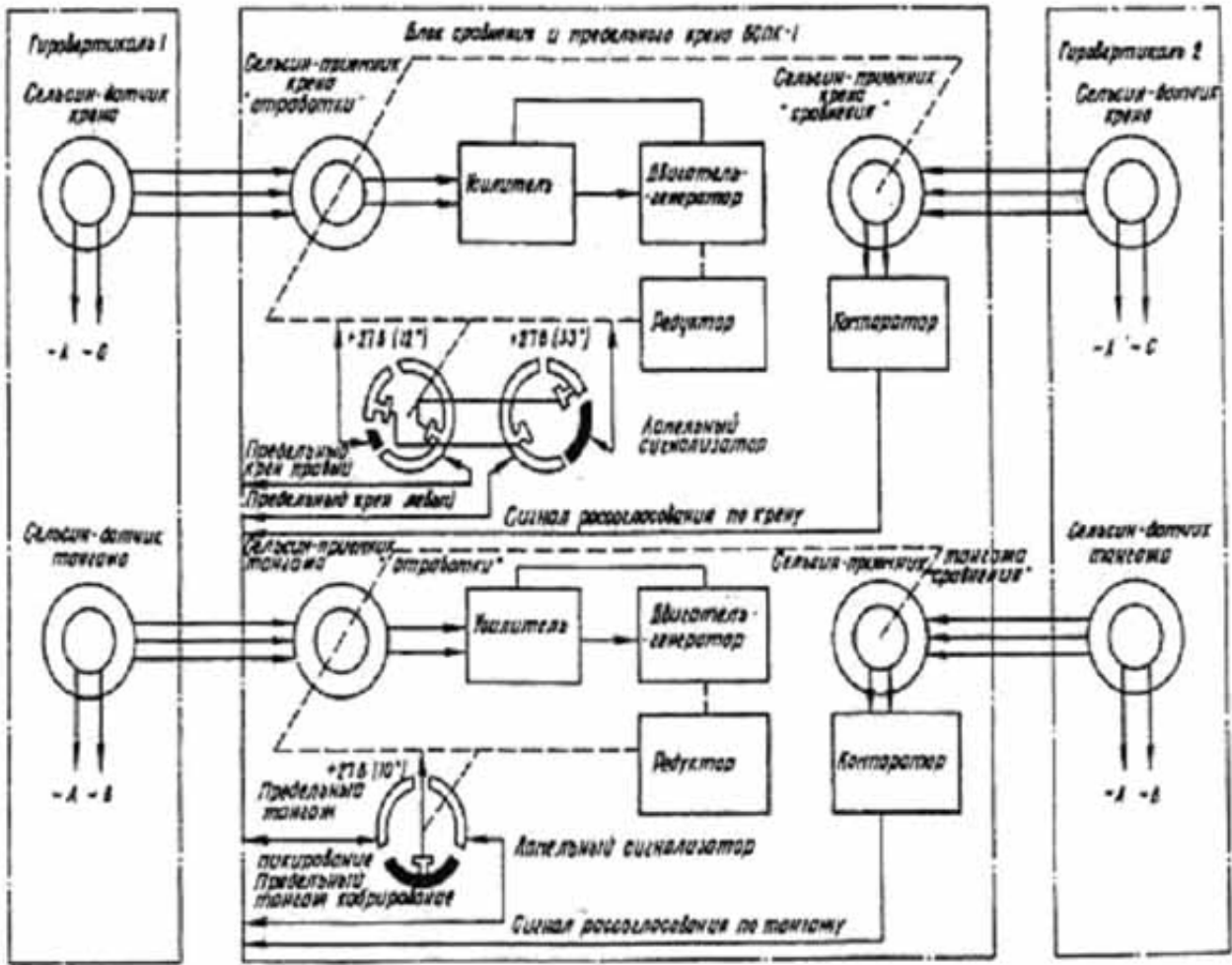
Блок БСПК-1 сигнализирует о достижении предельно-допустимой разности в показаниях сравниваемых АГБ, при этом не указывает, какой из АГБ отказал. Определение неисправного авиагоризонта производится пилотом по дублирующим приборам. Сигнализация блока БСПК-1 о достижении летательным аппаратом предельных углов крена (на маршруте $33^{\circ} \pm 3^{\circ}$ и посадке $12^{\circ} \pm 2^{\circ}$) осуществляется с помощью ламельного устройства, диск которого установлен на одной оси с ротором сельсин приемника блока БСПК-1.

Переключение режимов работы сигнализатора осуществляется переключателем с надписью "КРЕН ПРЕД. - МАРШРУТ - ПОСАДКА" который установлен на приборной доске летчиков.

Условия эксплуатации.

На левой панели приборной доски установлены табло: "ПРЕДЕЛЬНЫЙ КРЕН", "ПРАВЫЙ", "ЛЕВЫЙ" - желтого цвета; "ОТКАЗ АГБ-3К", "КРЕН", "ТАНГАЖ" - красного цвета; "ПРЕДЕЛЬНЫЙ ТАНГАЖ", "КАБРИРОВАНИЕ", "ПИКИРОВАНИЕ" - желтого цвета, которые работают в мигающем режиме, информируя летчика о положении воздушного судна. На левой боковой панели установлен выключатель ВГ-15К-2с контроля, а также две кнопки К-3-1 с трафаретами "КОНТРОЛЬ ТАНГАЖ", "КОНТРОЛЬ КРЕН", посредством которых производится контроль за работой каналов крена и тангажа следующим образом:

1. На приборной доске тумблер "ПРЕДЕЛЬНЫЙ КРЕН БСПК 15° - 30° " поставить в положение 15° .
2. На левой боковой панели электропульты выключатель "КОНТРОЛЬ БСПК-1" поставить в положение "ВКЛЮЧ".
3. Нажать кнопку "КРЕН", при этом на приборной доске левого летчика загорится табло "ПРЕДЕЛЬНЫЙ КРЕН", "ПРАВЫЙ", "ОТКАЗ АГБ-3К" "КРЕН". Отпустить кнопку "КРЕН", табло должно погаснуть. В момент отпускания кнопки может кратковременно загореться и погаснуть табло "ПРЕДЕЛЬНЫЙ КРЕН", "ЛЕВЫЙ".
4. Нажать на кнопку "ТАНГАЖ", при этом загорится табло "ПРЕДЕЛЬНЫЙ ТАНКАЖ", "ПИКИРОВАНИЕ", "ОТКАЗ АГБ-3К", "ТАНГАЖ", "ПРЕДЕЛЬНЫЙ КРЕН", "ЛЕВЫЙ". Отпустить кнопку "ТАНГАЖ" - табло должны погаснуть. В момент отпускания кнопки загорится и погаснет табло "ОТКАЗ АГБ-3К", "КРЕН" и могут кратковременно загореться и погаснуть табло "ПРЕДЕЛЬНЫЙ ТАНГАЖ" "КАБРИРОВАНИЕ", "ПРЕДЕЛЬНЫЙ КРЕН", "ПРАВЫЙ".
5. Выключатель "КОНТРОЛЬ БСПК-1" поставить в положение "ВЫКЛЮЧ.", закрыть защиткой и законтрить ниткой.



§6. ГИРОВЕРТИКАЛИ С СИЛОВОЙ ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИЕЙ.

Назначение.

Предназначены для определения положения ЛА в пространстве относительно истинной вертикали места, а также выдачи электрических сигналов потребителям

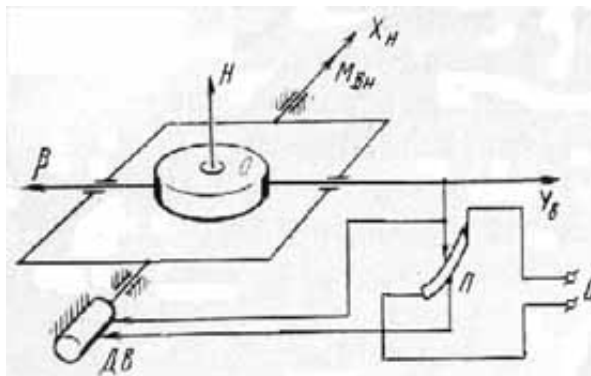


Рис.36. Одноосный силовой гиросtabilизатор.

Принцип действия.

Для повышения точности гироскопа при нагружении осей его рам большими моментами применяется принцип силовой гироскопической стабилизации.

Принцип действия ЦГВ основан на использовании свойства трехстепенного гироскопа сохранять неизменно (вертикально) направление главной оси в пространстве. Рассмотрим этот принцип на следующем примере (рис 36). Пусть по оси поворота наружной рамы (О_{Х_н}) трехстепенного

следующем примере (рис.35). Пусть по оси подвеса наружной рамы (Охн) трехстепенного гироскопа действует внешний момент $M_{вн}$. Под действием этого момента гироскоп прецессирует вокруг оси подвеса внутренней рамы $ув$ с угловой скоростью $= - M_{вн} \setminus H$.

Возникает гироскопический момент M_g , направленный в сторону, противоположную внешнему моменту $M_{вн}$, и равный ему по величине. Этот гироскопический момент компенсирует внешний момент, и наружная рама сохраняет свое первоначальное положение. Но при развороте гироскопа на 90 градусов ось кинетического момента совпадает с осью подвеса наружной рамы и гироскоп потеряет устойчивость, начнет вращаться относительно оси Охн под действием момента $M_{вн}$. Чтобы этого не произошло, используется система, включающая потенциометр П и двигатель Дв. Щетка потенциометра закреплена на оси вращения внутренней рамы, а сам потенциометр - на наружной раме. Ось вращения двигателя жестко связана с осью вращения наружной рамы. При развороте внутренней рамы под действием момента $M_{вн}$ с потенциометра на двигатель поступает сигнал. Двигатель прикладывает момент стабилизации M_c относительно оси Охн, направленный в сторону, противоположную внешнему моменту $M_{вн}$. Под влиянием момента стабилизации M_c гироскоп начинает прецессировать относительно оси внутренней рамы в обратном направлении и остановиться в некотором положении, при котором момент стабилизации уравнивает внешний момент $M_{вн}$. Прибор, схема которого изображена на рис.36, называется одноосным силовым стабилизатором.

Курсовертикаль. Примером трехосной силовой гироскопической стабилизации служит силовая гироскопическая курсовертикаль, используемая в качестве чувствительного элемента в автопилоте (АП-15).

Центральная гироскопическая курсовертикаль (ЦГВ).

Является на ЛА гироскопическим датчиком, обеспечивающим сигналами крена и тангажа ряд потребителей (управляющую систему, курсовую систему, радиолокационную станцию и др.). Существует несколько модификаций ЦГВ, например ЦГВ-4, ЦГВ-10, МГВ, в комплект которых входят указатели и гиродатчики.

Типовая электрокинематическая схема ЦГВ приведена на рис. 37. Гиросtabilizированная платформа (гиродатчик) выполнена в виде цилиндрического кожуха 8. Два гироскопа 7,9 располагаются на платформе друг над другом, образуя двухгироскопный узел, оси кинетических моментов которых направлены перпендикулярно плоскости платформы и в противоположные стороны. Ось платформы закреплена в подшипниках наружной рамы 2. В рабочем положении она горизонтальна и параллельна поперечной оси ЛА. Ось наружной рамы закреплена в подшипниках корпуса и направлена параллельно продольной оси ЛА. Таким образом угол поворота корпуса относительно наружной рамы равен углу крена ЛА, а угол поворота наружной рамы относительно оси платформы равен углу тангажа.

Элементы схемы ЦГВ образуют три системы:

- а) систему силовой разгрузки, состоящую из потенциометров разгрузки 6,10 и стабилизирующих двигателей 3,12. Она обеспечивает существенное снижение влияния внешних моментов по осям подвеса на точность выдерживания платформы в плоскости горизонта;
- б) систему коррекции, состоящую из жидкостного маятника 4 и коррекционных двигателей 5,11;
- в) систему ускоренного приведения к вертикали, состоящую из маятников 16,17 и стабилизирующих двигателей 3,12.

Сигналы с потенциометров разгрузки снимаются с помощью щеток 14,15, а сигналы крена и тангажа с потенциометров 1,13.

Рассмотрим работу системы ускоренного приведения ЦГВ к вертикали. ЦГВ не имеет арретирующего устройства, и, следовательно, в момент подачи питания на прибор рамы карданного подвеса занимают произвольное положение. При наклонах платформы относительно плоскости горизонта на углы более 2 градуса, например, по оси подвеса наружной рамы у маятника 17 замыкается средний контакт с одним из крайних. Напряжение с маятника подается на стабилизирующий двигатель 12. Оно по величине превышает напряжение с потенциометра 10. Под действием момента, создаваемого двигателем 12, гироскоп 9 будет прецессировать до упоров. Когда гироскоп ляжет на упоры момент двигателя 12 поворачивает платформу вокруг оси подвеса

гироконтакт на упоры, момент двигателя 12 поворачивает платформу вокруг оси подвеса наружной рамы как обыкновенное негироскопическое тело до размыкания контактов маятника 17.

После чего платформа к вертикальному положению приводится системой коррекции, включающей чувствительный элемент, которым является двух координатный жидкостный маятник 4 и коррекционные двигатели 5, 11. При отклонении платформы от плоскости горизонта относительно оси Охн сигнал с маятника 4 поступает на коррекционный двигатель 11, который создает момент относительно оси подвеса гироскопа, что вызывает прецессию платформы в направлении устранения ее рассогласования с плоскостью горизонта. Отклонение платформы от плоскости горизонта относительно оси Оув приводит к поступлению сигнала с маятника на коррекционный двигатель 5. Аналогично работает система приведения по оси подвеса платформы, включающая маятник 16 и двигатель 3. Сигналы крена и тангажа снимаются с потенциометра 1, 13.

Основные технические данные ЦГВ-4.

Напряжение питания постоянным током - $27 \pm 2,7В$, переменным током - $36 \pm 3,6В$.

Время восстановления из завалов в 5° - 2,5-7 минут.

Погрешность выдерживания вертикали с включенной коррекцией на неподвижном основании не более ± 5 угл. минут, подвижном не более ± 15 угл. минут.

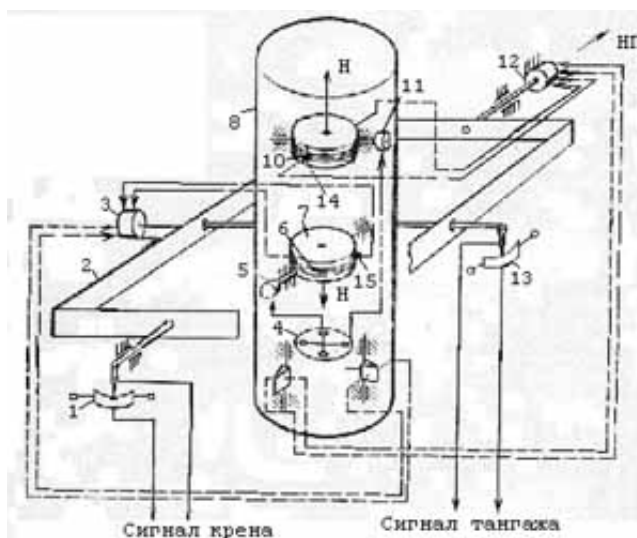


Рис.37. Электрокинематическая схема центральной гировертикали ЦГВ.

Малогабаритная гировертикаль.

Малогабаритная гировертикаль МГВ (рис.38) представляет собой двухосную гиросtabilизированную платформу 11, подвешенную в раме 12, которая в свою очередь подвешена в корпусе 13 прибора. На платформе расположены два двухстепенных гироскопа 8, 17, оси кинетических моментов которых направлены перпендикулярно плоскости платформы и в противоположные стороны. Сигналы пропорциональные углам разворота гироскопов относительно платформы, снимаются с потенциометров 6, 16. Напряжения с потенциометров поступают на стабилизирующие двигатели 1, 4. Потенциометры и двигатели образуют систему силовой разгрузки.

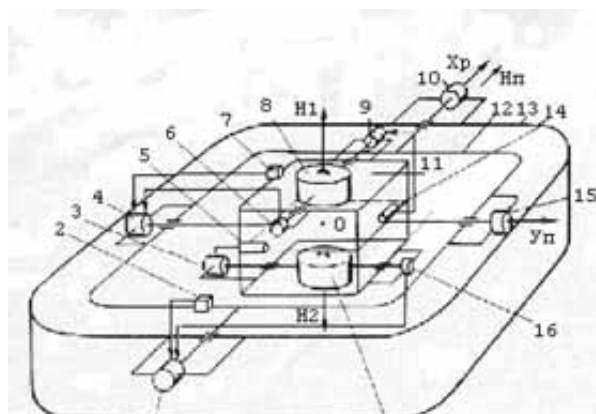


Рис. 38. Кинематическая схема малогабаритной гировертикали МГВ.

Положение платформы в плоскости горизонта корректируется системой коррекции, включающей два однокоординатных жидкостных маятниковых датчика 5, 14 и коррекционные двигатели 3, 9. Механические маятники 2, 7, имеющие порог чувствительности 2 градуса, совместно со стабилизирующими двигателями 1, 4 образуют систему ускоренного приведения платформы в плоскость горизонта при включении прибора. Сигналы пропорциональные углам крена и тангажа, снимаются с выходных преобразователей 10, 15, представляющих собой потенциометрические датчики и синусно - косинусные трансформаторы.

Эксплуатация ЦГВ.

Для проверки применяется проверочный стол КПА-5 и специальный пульт. Проверяется правильность схемы подключения и сама ЦГВ.

Техническое состояние гировертикалей в лабораторных условиях проверяются путем контроля: времени готовности; токов, потребляемых в установившемся режиме; наличия сигналов с устройств съема результатов измерений; точности выдерживания вертикали на качающемся основании; скорости поперечной и продольной коррекции; сопротивления изоляции между электрическими цепями и корпусом прибора.

§7. ГИРОПОЛУКОМПАСЫ.

Попытки создания совершенных приборов для измерения курса привели к необходимости использования гиropolукомпаса. Рассмотрим поведение свободного гироскопа на ЛА, движущемся относительно системы отсчета ОХУZ. Гироскоп на ЛА размещен так, что ось собственного вращения ОХ совпадает с вектором путевой скорости $V_{п}$, внешняя ось карданного подвеса ОУ направлена по оси ОУ₀, а внутренняя ось ОZ перпендикулярна осям ОХ и ОУ. Оси системы ОХУZ вращаются в пространстве из-за наличия угловой скорости вращения Земли и путевой скорости ЛА.

Гиropolукомпасы используются как самостоятельные курсовые приборы, а также в качестве датчиков курса в курсовых системах и автопилотах.

Для того, чтобы свободный гироскоп на ЛА использовать в качестве прибора, запоминающего направление на Зеле, т.е. в качестве датчика курса, необходимо собственную ось гироскопа удерживать в горизонтальной плоскости и обеспечивать либо прецессию гироскопа в ней, либо разворот датчика курса с определенной угловой скоростью, взятой с обратным знаком. Первое условие можно выполнить, создав момент относительно оси внешней рамки карданного подвеса, с помощью механизма горизонтальной коррекции. Второе условие выполняется или созданием момента относительно внутренней рамки с помощью механизма широтной коррекции или дополнительным разворотом корпуса датчика курса от интегрирующего привода, скорость которого является функцией по углу разворота.

На ЛА устанавливаются гиropolукомпаса: ГПК-52, ГПК-48.

Гиropolукомпас ГПК-52АП.

Предназначен для выдерживания направления полета по заданной ортодромии, определения точных углов разворота ЛА, построения маневров в районе аэродрома при заходе на посадку, а также для выдачи электрических сигналов в канал курсовой стабилизации автопилота. Может быть использован при полетах в северных широтах, где исключена возможность применения обычных магнитных и индукционных компасов. Благодаря высокой точности его изготовления и наличием азимутальной коррекции позволяет выдерживать в течении 1-2 часа направление полета по ортодромии с ошибкой, не более 1-2 градуса.

Принцип действия гиropolукомпаса основан на свойстве трехстепенного гироскопа сохранять положение оси собственного вращения неизменным в пространстве.

В комплект гирополукомпаса ГПК-52АП входят: гирополукомпас (датчик), пульт управления, указатели (задатчики курса), соединительная коробка и выключатель коррекции (рис.39).

Гиродатчик.

Ось ротора в горизонтальном положении удерживается с помощью системы коррекции, состоящей из жидкостного маятникового переключателя МП и электродвигателя Дг, создающего момент вокруг оси наружной рамы. При разворотах цепь коррекции отключается с помощью выключателя коррекции ВК. Составляющая скорости вращения Земли компенсируется системой азимутальной коррекции, состоящей из мостиковой схемы в пульте управления 3 и электродвигателя Да. Момент разворота прикладывается к оси внутренней рамки гироскопа. С помощью широтного потенциометра Пф вводится широта местоположения ЛА. Подстроечным реостатом Рп регулируется скорость азимутальной коррекции. Потенциометр Пр служит для компенсации уходов из-за разбаланса гиросузда. Шкала ГПК через редуктор двигателя Дф связана с наружной рамой гироскопа. Потенциометр Пф, щетки которого крепятся к оси шкалы, обеспечивают съем сигнала, пропорционального ортодромическому курсу, в указатель 2. При нажатии кнопки на пульте управления двигатель Дф поворачивает шкалу относительно оси наружной рамы гироскопа, что позволяет осуществить начальную выставку по стояночному курсу. При контакте ключа К с ламелями Л1 скорость вращения шкалы мала, при контакте с ламелями Л2 - максимальна.

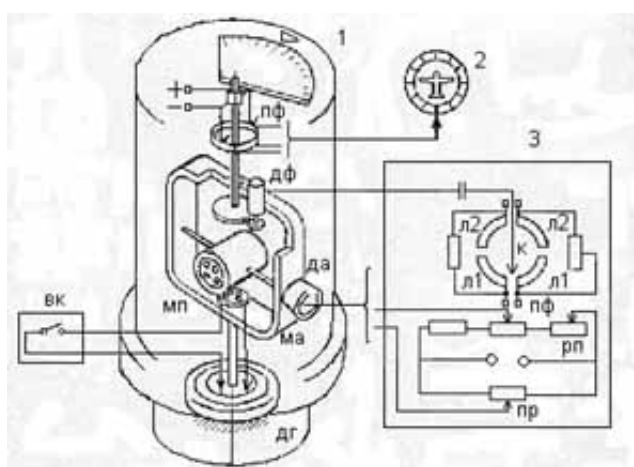


Рис.39. Электрокинематическая схема ГПК-52.

Основные технические данные.

Температурный диапазон работы - $+50$ -- -60°C .

Частота вращения - 22000 об/мин.

Потребляемая мощность - 35Вт.

Питание по переменному току -36В 400Гц, по постоянному току -27В.

Послевиражная ошибка не более $0,5^{\circ}$.

Собственный уход гироскопа за 1 час не более 2° .

Точность дистанционной передачи - 2° .

Время прихода в рабочее состояние не более 20 минут.

Масса - 10кг.

Проверка гирополукомпаса.

Исправность комплекта определяют на специальных установках следующими параметрами: точность балансировки на широте изготовления прибора, величина ухода оси ротора гироскопа по азимуту на широте проверки гироскопа, погрешность дистанционной передачи к задатчикам курса, скорость разворота шкалы датчика.

§8. ГИРОАГРЕГАТЫ КУРСОВЫХ СИСТЕМ.

Предназначены для осреднения колебаний магнитной системы датчика и являются датчиками курса при разворотах ЛА. На ЛА устанавливаются гиросузда ГПК-52АП, ГПК-52А, ГПК-52Б, ГПК-52В, ГПК-52Г, ГПК-52Д, ГПК-52Е, ГПК-52Ж, ГПК-52З, ГПК-52И, ГПК-52К, ГПК-52Л, ГПК-52М, ГПК-52Н, ГПК-52О, ГПК-52П, ГПК-52Р, ГПК-52С, ГПК-52Т, ГПК-52У, ГПК-52Ф, ГПК-52Х, ГПК-52Ц, ГПК-52Ч, ГПК-52Ш, ГПК-52Щ, ГПК-52Ъ, ГПК-52Ы, ГПК-52Ь, ГПК-52Э, ГПК-52Ю, ГПК-52Я, ГПК-52А, ГПК-52Б, ГПК-52В, ГПК-52Г, ГПК-52Д, ГПК-52Е, ГПК-52Ж, ГПК-52З, ГПК-52И, ГПК-52К, ГПК-52Л, ГПК-52М, ГПК-52Н, ГПК-52О, ГПК-52П, ГПК-52Р, ГПК-52С, ГПК-52Т, ГПК-52У, ГПК-52Ф, ГПК-52Х, ГПК-52Ц, ГПК-52Ч, ГПК-52Ш, ГПК-52Щ, ГПК-52Ъ, ГПК-52Ы, ГПК-52Ь, ГПК-52Э, ГПК-52Ю, ГПК-52Я.

Гироагрегат ГА-6 является основным агрегатом курсовой системы ГМК-1А и служит для осреднения и запоминания курса летательного аппарата, определяемого индукционным датчиком ИД-3, для работы в качестве гирополукомпаса, а так же для дистанционной выдачи курса и углов отклонения от курса на указатели УГР-4УК и в автопилот АП-34Б.

Основным элементом ГА-6 (рис.40) является трехстепенной гироскоп с горизонтально расположенной главной осью xx . Гироскоп установлен в корпусе гиродвигателя. Горизонтальное положение главной оси xx поддерживается коррекционным устройством, состоящим из ЖМПП, укрепленным под гиродвигателем и коррекционного двигателя, работающего в заторможенном режиме. Сигналы курса снимаются со статора сельсина, через коллекторы. Для уменьшения трения в горизонтальных опорах карданного подвеса используется два подшипника с промежуточными кольцами. Промежуточные кольца в обоих подшипниках вращаются в разные стороны, причем направление их вращения автоматически меняется каждые 73 секунды. Кольца приводятся во вращение двумя двигателями через редуктора. Гиродвигатель заполнен водородом, что повышает надежность работы и увеличивает срок службы гироагрегата.

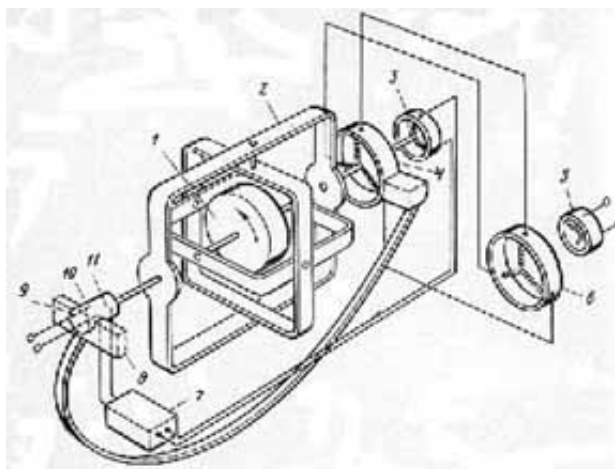


Рис.40. Кинематическая схема гироагрегата курсовой системы.

Принципиальная электрическая схема.

Гироскоп гироагрегата приводится во вращение двигателем М1. Двигатели М2 и М3 осуществляют вращение промежуточных колец подшипников горизонтальных опор карданного подвеса.

Двигатель- корректор М4 поддерживает горизонтальное положение главной оси xx гироскопа. Для согласования оси xx с направлением выбранного меридиана предусмотрен азимутальный двигатель-корректор М5. Ускоренную азимутальную коррекцию осуществляет двигатель М6. Сигналы курса снимаются со статорных обмоток сельсина СС1. В гироагрегате установлены переключатели: ЖМПП (В1), управляющий коррекцией горизонтального положения главной оси xx гироскопа, переключатели В2 и В3, управляющие через реле Р3 и Р4 направлением вращения роторов двигателей М2 и М3, переключатели В4 и В5, контакты которых замыкаются при завале гироузла в ту или другую сторону.

Коммутация электрических цепей осуществляется электромагнитными реле типа РЭС; реле Р1, переключающее скорости азимутальной коррекции; реле Р2, подключающее обмотки двигателя М5 к соответствующему чувствительному элементу азимутальной коррекции; реле Р3 и Р4 управляющие двигателями М2 и М3. Влияние температуры на работу гироагрегата компенсируется терморезисторами R3 и R6 типа ММТ.

Список литературы.

1. В.И. Харин "Авиационные приборы". Москва: "Транспорт" 1978 г.
2. В.И. Харин "Авиационные приборы и их летная эксплуатация". Москва 1970 г.
3. О.И. Михайлов, И.М. Козлов, Ф.С. Гергель "Авиационные приборы". Москва: "Машиностроение" 1977 г.

Т. И. Д. Карташов, В. М. Каташов, В. В. Светлов, П. М. Тимошкин, С. П. Голыкин, Г. Л. Шабсин
"Основы теории и конструкции авиационных приборов". Москва: Военное издательство

министерства Обороны СССР 1960 г.

5. А. П. Иваненко, Г. Н. Сенилов, Н. А. Селезнев, И. Я Шабсин. "Автоматическое, приборное и высотное оборудование летательных аппаратов". Москва: Военное издательство министерства Обороны СССР 1971 г.