КУРСОВЫЕ СИСТЕМЫ И ИХ ЭКСПЛУАТАЦИЯ НА САМОЛЕТАХ

Н. М. БОГДАНЧЕНКО

ИЗДАТЕЛЬСТВО «ТРАНСПОРТ»

Н. М. БОГДАНЧЕНКО

КУРСОВЫЕ СИСТЕМЫ **И ИХ ЭКСПЛУАТАЦИЯ** НА САМОЛЕТАХ

Издание третье,
переработанное и дополненное

Утверждено
Управлением учебных заведений МГА СССР
в качестве учебника для средних учебных заведений
гражданской авиации

МОСКВА «ТРАНСПОРТ», 1983

УДК 629.7.05.004(075.3)

Богданченко Н. М. Курсовые системы и их эксплуатация на самолетах: Учебник для авиационно-технических училищ. — 3-е изд, перераб. и доп. — М.: Транспорт, **1983.** — 224 с.

Изложены теоретические основы, принципы построения и функционирования современных курсовых систем. В отличие от предыдущего издания (2-е издание вышло в 1979 г.) широко освещены вопросы их эксплуатации, диагностирования и технического обслуживания.

Для курсантов училищ гражданской авиации; может быть использован инженерно-техническими работниками, слушателями учебно-тренировочньгх отрядов, студентами вузов.

Ил. 96, табл. 1, библиогр. 13 назв.

Рецензент канд. техн. наук В. В. Бугаков

Зав. редакцией В. С. Захаров

Редактор Л. В. Васильева

Б $\frac{3606040000-211}{049(01)-83}$ 211-83

СОКРАЩЕНИЯ И ОБОЗНАЧЕНИЯ

А — азимут
АБСУ — автоматическая бортовая система управления
АиРЭО — авиационное и радиоэлектронное оборудование
АК — астрокоррекция
АП — автопилот
АРК — автоматический радиокомпас
Арр — арретир
АС — автомат согласования
АТБ — авиационная техническая база
АЧХ — амплитудно-частотная характеристика
БГМК — блок гиромагнитного курса
БДК — блок дистанционной коррекции
БП — блок питания
БР — блок реле
БС — блок связи; бесконтактный сельсин
БСН — блок связи навигационный
ВК — выключатель коррекции
ВПП — взлетно-посадочная полоса
ГА — гироагрегат; гражданская авиация
ГД — гиродатчик
ГК — горизонтальная коррекция
ГКУ — усилитель горизонтальной коррекции
ГМК — гиромагнитный курс
ГО — главная ортодромия
ГПК — гирополукомпас
ГРМ — глиссадный радиомаяк
ГРП — глиссадный радиоприемник
Д — датчик; двигатель
ДВР — двигатель вращающейся рамы
ДГ — двигатель-генератор
ДИСС — доплеровский измеритель скорости и сноса
ДС — дифференциальный сельсин
ДШК — датчик широтной коррекции
ДУСК — двигатель узла согласования курса
ЗК — задатчик курса
ЗПУ — заданный путевой угол
ЗУК — задатчик угла карты
ИД — индукционный датчик
ИК — истинный курс
ИКУ — индикатор курсовых углов
ИП — истинный пеленг
ИПМ — исходный пункт маршрута
ИПУ — истинный путевой угол
КБС — кнопка быстрого, согласования
КГ — коммутатор гиродатчиков
КК — компасный курс
ККМ — контрольный коррекционный механизм
КМ — коррекционный механизм
Кн — кнопка
КПМ — конечный пункт маршрута
КРМ — курсовой радиомаяк
КРП — курсовой радиоприемник
КС — курсовая система
КУ — курсовой угол
КУР — курсовой угол радиостанции
ЛА — летательный аппарат
ЛЗП — линия заданного пути
ЛК — лекальный корректор
ЛУР — линейное упреждение разворота
ЛФП — линия фактического пути
М — общее обозначение электрической машины
МВЛ — местные воздушные линии

МГВ — малогабаритная гировертикаль
МДГК — моментный двигатель горизонтальной коррекции
МДШК — моментный двигатель широтной коррекции
МК — магнитная коррекция; магнитный курс
МП — магнитный пеленг
МПЖ — маятниковый переключатель жидкостный
МПУ — магнитный путевой угол
МСРП — магнитный самописец режимов полета
МУ — магнитный усилитель
МЭС — магнитно-электрическая система
НТП — нормы технических параметров
НВ, НВУ — навигационный вычислитель; навигационное вычислительное устройство
НКП — навигационный курсовой прибор
ОЗПУ — ортодромический заданный путевой угол
ОЗМПУ — ортодромический заданный магнитный путевой угол
ОК — ортодромический курс
ОМК — ортодромический магнитный курс
ОМП — обратный магнитный пеленг
ОС — обмотка смещения
П — приемник
ПД — потенциометр-датчик
ПН — приставка навигационная
ПНП — плановый навигационный прибор
ПП — потенциометр-приемник
ПСТ — переходной синусный трансформатор
ПУ — пульт управления; путевой угол
ПУД — потенциометр угла доворота
р — реле; редуктор
РБ – распределительный блок
РВ – реле времени
РК — распределительная коробка
РО — рабочая обмотка
САС — система автоматического согласования
САУ — система автоматического управления
СД — сельсин-датчик
СКТ — синусно-косинусный трансформатор
СН — стабилизатор напряжения
СНП — сигнализатор нарушения питания
СО — сигнальная обмотка
СП — сельсин-приемник
СТУ — система траекторного управления
ТГ — тахогенератор
ТК — термокомпенсатор
ТО — техническое обслуживание
Тр — трансформатор
У — усилитель
УВР — усилитель вращающейся рамы (подвижного корпуса)
УК — условный курс; указатель курса
УКМ — усилитель коррекционного механизма
УО — управляющая обмотка
УПБ — переходной усилительный блок
УС — угол сноса
УШ — указатель штурмана
УШК — усилитель широтной коррекции
ЦГВ — центральная гировертикаль
ФПУ — фактический истинный путевой угол
ЧО — частная ортодромия
ЧЭ — чувствительный элемент
ШК — широтная коррекция
ШР — штепсельный разъем
ШРАП — штепсельный разъем аэродромного питания
Эм — электромагнитная муфта
ЭУС — эталонный указатель сельсинный

ВВЕДЕНИЕ

Планами экономического и социального развития СССР на 1981—1985 гг. и на период до 1990 г. предусмотрено широкое внедрение в гражданской авиации (ГА) бортовых и наземных систем навигационного и радиотехнического оборудования, обеспечивающего автоматизацию управления воздушным движением, взлетом и посадкой самолетов и повышающего регулярность и безопасность полетов.

Современное бортовое приборное оборудование самолетов и вертолетов ГА характеризуется применением комплексных пилотажно-навигационных систем, одним из видов которых являются курсовые системы, предназначенные для измерения курса самолета.

Курс самолета, т. е. направление его продольной оси относительно избранной линии отсчета, — один из основных навигационных параметров. Поэтому вопросам разработки и усовершенствования средств измерения курса всегда уделялось большое внимание. Курс летательных аппаратов (ЛА), как и морских судов, определяется с помощью приборов, называемых компасами. Кроме своего прямого назначения — определять и показывать курс самолета, компасы на ЛА обеспечивают работу автопилотов, навигационных автоматов систем траекторного управления и других устройств.

Первоначально компасное дело получило широкое развитие в мореплавании, особенно в эпоху кругосветных путешествий и географических открытий. Это были магнитные компасы со стрелочной магнитной системой. Стрелка магнитного компаса располагалась в плоскости магнитной силовой линии, близкой по направлению к плоскости истинного (географического) меридиана. Плоскость магнитной силовой линии в точке нахождения компаса стали называть плоскостью магнитного меридиана, а угол, который она составляет с истинным, — магнитным склонением. Магнитное склонение путем специальных измерений определялось в различных районах земного шара и наносилось на карты. Мореплаватели с помощью магнитного компаса определяли как курс, так и направление (пеленги) на различные земные ориентиры. Магнитные компасы в эпоху парусного флота были надежными измерителями курса.

При появлении судов со стальными корпусами возникли очень серьезные трудности в использовании магнитных компасов из-за влияния на них судового магнетизма. Этот период связан с рядом крупных навигационных происшествий. Сама практика кораблевождения потребовала от ученых и мореплавателей срочного решения проблемы девиации магнитного компаса.

Впервые научные объяснения явления девиации магнитного компаса были даны в 1824 г. 'русским адмиралом И. Ф. Крузенштерном, известным мореплавателем и исследователем.

Наиболее полно теория магнитного компаса и его девиаций была разработана русскими учеными И. П. Колонгом и А. Н. Крыловым, впоследствии акад. АН СССР и Героем Социалистического Труда. И. П. Колонг впервые в мире графически решил задачу определения девиации, а А. Н. Крылов осуществил полное аналитическое решение задачи девиации, вычисления и уничтожения девиации на различных курсах, создал теорию девиации высших порядков и теорию креновой девиации. И. П. Колонг разработал целый ряд приборов для измерения сил судового магнетизма, предложил способы уничтожения девиации, которые используются и в наши дни.

В развитии теории девиации и компасного дела русские ученые далеко опередили иностранных ученых. Научные труды и разработанные русскими учеными методы устранения девиации получили самое широкое распространение и положены в основу практических приемов проведения девиационных работ во всех странах мира.

Все научные достижения русских ученых в области компасного дела на морских судах были полностью использованы при разработке авиационных компасов. Особые условия эксплуатации магнитных компасов на ЛА и повышенные требования к массе и габаритным размерам приборного оборудования заставили ученых искать пути дальнейшего усовершенствования компасного* оборудования, что в итоге привело к созданию индукционных компасов, в которых магнитострелочныи чувствительный элемент заменен системой ферромагнитных зондов. Благодаря отсутствию в этом чувствительном элементе вращающихся частей и сравнительно простому его подвесу значительно улучшились эксплуатационные свойства и точностные характеристики компасов.

Наряду с магнитными и индукционными компасами широкое развитие получили гироскопические измерители курса. Начало научному исследованию движения гироскопа было положено акад. Л. Эйлером, который в 1765 г. опубликовал свое знаменитое сочинение «Теория движения твердого тела». Дальнейшее развитие теории гироскопа было осуществлено акад. И. И. Сомовым, труды которого получили исключительно высокую оценку в России и за рубежом. Огромный вклад в разработку теории гироскопа внесла русский ученый С. В. Ковалевская, предложившая способ решения уравнений Эйлера для более общего случая вращения твердого тела. В 1893 г. П. А. Домагаров в своей докторской

диссертации изложил строгую теорию гироскопа. В 1924 г. советский ученый Б. И. Кудревич в фундаментальном труде «Теория и практика гироскопического компаса» привел уравнения движения гироскопа, которые до настоящего времени служат основой для технических расчетов гироскопических приборов. Большой вклад в развитие прикладной теории гироскопа внесли академик А. Н. Крылов, профессора Ю. А. Крутков, Е. Л. Николаи и Б. В. Булгаков.

На скоростных и маневренных самолетах магнитный компас работал ненадежно из-за появления динамических и поворотных погрешностей. Например, такую простую задачу, как определение угла поворота самолета на виражах с помощью магнитного компаса, нельзя было решить из-за большого увлечения картушки. Поэтому в 40-х годах был создан гирополукомпас ГПК-48, предназначенный только для точного измерения углов разворота. На некоторых самолетах он устанавливается и в настоящее время.

Появление на самолетах систем, для которых необходимы сигналы текущего курса, выдвинуло задачу создания дистанционных курсовых приборов, которые могли бы выдавать сигналы курса различным потребителям. Был разработан и создан дистанционный магнитный компас ПДК-45, а затем его модификация ПДК-3 с потенциометрической дистанционной передачей курса на логометрический указатель ПДК-49.

Однако эти дистанционные магнитные компасы обладали теми же недостатками, что и обычные магнитные компасы (застой, увлечение, колебательность и пр.). Все это в итоге привело к необходимости создания комплексных курсовых приборов, объединяющих магнитоиндукционные и гироскопические, а позже и астрономические измерители курса.

Первый гиромагнитный компас был разработан в 1936 г. конструкторами Д. А. Браславским, М. М. Качкачьяном и М. Г. Элькиндом. На основе их разработок созданы дистанционные гиромагнитные компасы ДГМК-3, ДГМК-5 и ДГМК-7, ставшие первыми типами курсовых систем, работающих в режиме магнитной коррекции. Это было значительным скачком в развитии авиационных измерителей курса.

В 50—60-годах созданы более совершенные курсовые системы. Вместо магнитных датчиков разработаны индукционные, которые применяются в настоящее время во всех курсовых системах (КС).

На базе индукционного датчика разработан и создан гироиндукционный компас ГИК-1, который в настоящее время устанавливается на самолетах и является предметом нашего изучения. Как и дистанционный компас ДГМК-7, ГИК-1 структурно представляет собой курсовую систему, работающую постоянно в единственном режиме — режиме магнитной коррекции.

Через некоторое время появились современные курсовые системы, представителем которых является изучаемая нами КС-8. Эти курсовые системы имеют более совершенный гироагрегат,

выполняющий роль гирополукомпаса. Гироагрегаты, как и гирополукомпасы, имеют горизонтальную коррекцию, обеспечивающую горизонтальность главной оси гироскопа, и широтную, компенсирующую кажущиеся уходы от суточного вращения Земли и от разбаланса гироузла.

Основным режимом КС стал режим гирополукомпаса, обеспечивающий полет самолета по дуге большого круга — ортодромии, которая является кратчайшим расстоянием между двумя точками на сферической поверхности Земли.

Еще в начале 50-х годов для обеспечения полетов по ортодромии был создан гирополукомпас ГПК-52 и его вариант, предназначенный для стыковки с автопилотом, ГПК-52АП. В последующие годы с появлением новых скоростных самолетов разных классов были созданы точная курсовая система ТКС-П, входящая в навигационный комплекс «Полет» (для самолета Ил-62), и малогабаритная курсовая система серии ГМК-1 (для самолетов местных воздушных линий и вертолетов).

Дальнейшее развитие КС связано с повышением их точности и надежности, с использованием последних достижений науки и техники. Создаются системы, в контур формирования курса которых включаются бортовые цифровые вычислительные машины (БЦВМ).

Современные КС — сложные информационные системы, входящие в пилотажно-навигационные комплексы самолетов. Для их нормального функционирования требуются грамотная эксплуатация и квалифицированное техническое обслуживание, которое может проводиться только специалистами, глубоко знающими конструкцию, электрические схемы агрегатов и их взаимодействие при различных режимах работы курсовых систем. Технический состав должен знать и уметь использовать контрольно-поверочную аппаратуру и измерительную технику, строго соблюдать технологию проведения всех видов работ, правила транспортировки агрегатов курсовых систем и выполнять все требования по охране труда и окружающей среды.

Материал, содержащийся в книге, может оказать некоторую помощь в достижении этих целей.

Глава 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ИЗ ТЕОРИИ НАВИГАЦИИ

1.1. ОСНОВНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ ПОНЯТИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Термины самолетовождения. Вопросами теории и практики обеспечения полетов летательных аппаратов (ЛА) из исходного пункта маршрута (ИПМ) в конечный (К.ПМ) по заданным, безопасным и выгодным пространственно-временным траекториям полета занимается прикладная научная дисциплина — воздушная навигация.

Траекторией полета называется непрерывная пространственная линия, представляющая собой совокупность последовательных положений ЛА в процессе выполнения полета.

Маршрут полета — это проекция заданной траектории на горизонтальную плоскость.

Воздушной трассой называется коридор в воздушном пространстве, ограниченный по высоте и ширине, предназначенный для выполнения полетов ЛА всех ведомств, обеспеченный трассовыми аэродромами и оборудованный средствами радионавигации, контроля и управления воздушным движением.

Маршруты ЛА гражданской авиации прокладываются, как правило, по воздушным трассам. Ограничения по высоте определяются системой эшелонирования, а по горизонтали — правительственными постановлениями.

Комплекс действий экипажа ЛА и диспетчеров службы движения, направленных на обеспечение наибольшей точности выполнения полетов по установленным трассам (маршрутам), и осуществление посадки в заданное время называется самолетовождением.

Географические координаты. Для осуществления самолетовождения используют полетные карты, представляющие собой изображение определенного района земной поверхности на плоскости. Способ проектирования сферической земной поверхности на плоскость определяется типом картографической проекции. Для полетных карт избираются проекции с небольшими искажениями при проектировании сферы на плоскость. Большинство полетных карт составлены в проекции Гаусса и в видоизмененной конической проекции. Для районов полюсов и приполярных районов карты составляют в стереографической и центральной проекциях.

Положение точек на земной поверхности и на карте опредетяется географическими координатами: широтой φ и долготой λ

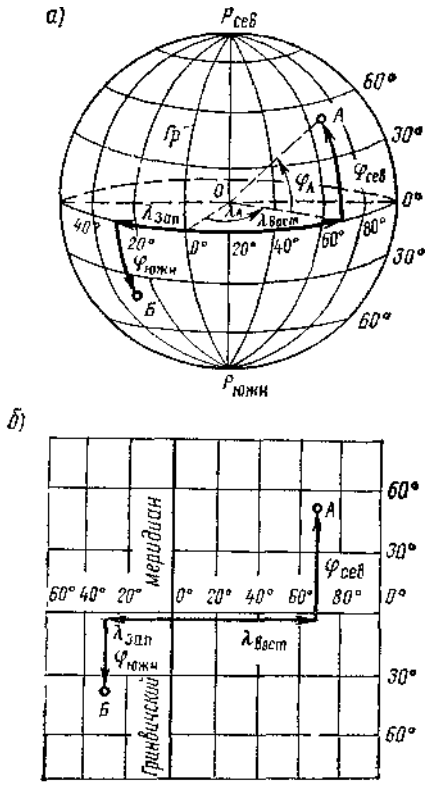


Рис. 1.1. Географические координаты;

а — на земной поверхности; *б*— на карте

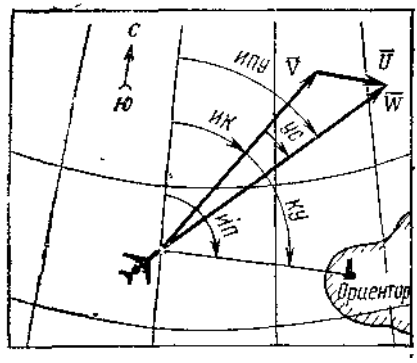


Рис. 1.2. Истинные направления:

V — истинная воздушная скорость; — скорость ветра; *W* — путевая скорость

(рис. 1.1). На географических картах нанесена сетка меридианов и параллелей с градусами долготы и широты.

Широтой называется дуга меридиана от экватора до параллели точки. Широта отсчитывается в обе стороны от плоскости экватора от 0 до 90° и именуется северной, если точка находится в северном полушарии (точка *А),* или южной, если точка находится в южном полушарии (точка *Б).* Северная широта считается положительной, а южная — отрицательной.

Долготой называется меньшая дуга экватора от нулевого (гринвичского *Гр)* меридиана до меридиана точки. Отсчитывается долгота в обе стороны от нулевого меридиана от 0 до 180° и именуется восточной, если точка находится в восточном полушарии (точка *А),* или западной, если точка находится в западном полушарии (точка *Б).* Восточная долгота считается положительной, а западная •— отрицательной.

Истинные направления. Направления относительно нанесенных на карту истинных (географических) меридианов называются истинными. На полетных картах можно проложить (или снять) только истинные направления. В самолетовождении основными направлениями являются курс самолета, путевой угол и пеленг (азимут) на ориентир (рис. 1.2).

Истинным курсом (ИК) называется угол между северным направлением меридиана, проходящего через ЛА, и продольной осью его при горизонтальном полете или ее проекцией на плоскость горизонта при негоризон-

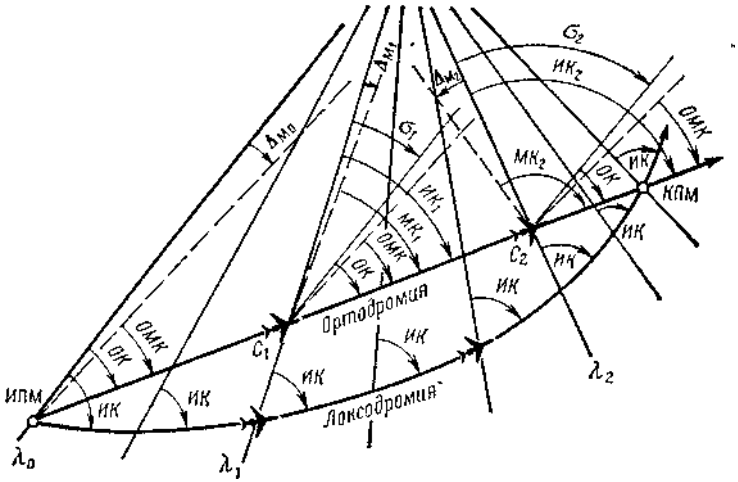


Рис. 1.3. Локсодромия и ортодромия (МК, ОМК — см. подразд. 1.2)

тальном полете. Отсчитывается ИК от северного направления меридиана по часовой стрелке от 0 до 360°.

При наличии боковой составляющей скорости ветра линия перемещения центра масс самолета, т. е. линия пути, не совпадает с направлением продольной оси самолета и составляет с ней угол, называемый углом сноса (УС). Если самолет сносится вправо, угол сноса имеет знак плюс, если влево — знак минус.

Истинным путевым углом (ИПУ) называется угол, заключенный между северным направлением меридиана точки и направлением линии пути самолета. Отсчитывается ИПУ от северного направления меридиана по часовой стрелке от 0 до 360°: ИПУ=ИК+УС.

Истинным пеленгом (ИП) или азимутом (А) ориентира называется угол, заключенный между северным направлением меридиана и направлением на ориентир. Отсчитывается ИП от северного направления меридиана по часовой стрелке от 0 до 360°. Направление на ориентир определяется также и относительно продольной оси самолета.

Угол между продольной осью самолета и направлением на ориентир называется курсовым углом (КУ). Отсчитывается КУ от продольной оси по часовой стрелке от 0 до 360°.

Связь ИК, ИП и КУ следующая:

ИП = ИК + КУ; ИК = ИП - КУ; КУ = ИП - ИК.

Локсодромия и ортодромия. Если самолет при отсутствии ветра (рис. 1.3) следует с постоянным истинным курсом, то траекторией его движения является локсодромия — кривая, пересекающая все меридианы между исходным (ИПМ) и конечным

пунктами маршрута (КПМ) под одним углом, равным ИК (ИК — const).

Полеты с постоянным ИК по локсодромии легко выполнимы при помощи самых простых компасов и широко применяются при полетах на малые и средние расстояния (до 200 км). Однако при полетах на большие расстояния, особенно в высоких широтах, полеты по локсодромии экономически невыгодны, так как локсодромия — не кратчайшее расстояние между двумя точками на сфере.

Кратчайшим расстоянием между точками на сфере является дуга большого круга — ортодромия. Поэтому все дальние полеты самолетов целесообразно осуществлять по ортодромии. Однако выполнение полетов по ортодромии затрудняется тем обстоятельством, что ортодромия пересекает меридианы между пунктами маршрута под разными углами: $ИК_1 \neq ИК_0$. Понадобилось создание специальных курсовых приборов, определяющих так называемый ортодромический курс (ОК). Такими приборами являются корректируемые гирополукомпасы (ГПК) и астрокомпасы горизонтальной системы координат (типа ДАК-ДБ).

Ортодромическим курсом (ОК) в общем случае называется угол между опорной (базисной или главной) ортодромией, принятой за исходную для отсчета, и продольной осью ЛА. Обычно за опорную ортодромию принимают меридиан исходного пункта всего маршрута или его участка, поэтому ОК можно дать следующее определение. Ортодромическим курсом называется угол между северным направлением меридиана ИПМ и продольной осью ЛА. Отсчитывается ОК от северного направления меридиана по часовой стрелке от 0 до 360°. Ортодромический курс можно также представить как истинный курс ЛА относительно меридиана ИПМ.

В промежуточных точках маршрута истинные курсы ЛА не равны ортодромическому и отличаются от него на угол схождения меридианов

$$\sigma = (\lambda - \lambda_0) \sin \varphi_{ср},$$

где λ — долгота промежуточной точки; λ_0 — долгота ИПМ; $\varphi_{ср} = (\varphi + \varphi_0)/2$ — средняя широта между ИПМ и рассматриваемой точкой.

Ортодромический курс ОК = ИК—σ.

Знак угла схождения меридианов а определяется знаком разности долгот $\lambda - \lambda_0$ и знаком $\sin \varphi_{ср}$. движении самолета курсами от 0 до 180°, когда разность долгот $\lambda - \lambda_0$ положительная, угол σ положительный в северных широтах и отрицательный — в южных. При движении самолета курсами от 180 до 360°, когда разность долгот отрицательная, угол σ отрицательный в северных широтах и положительный в южных. Очевидно, что при курсах 0 или 180°, т. е. при полете по меридиану, когда $\lambda - \lambda_0 = 0$, угол схождения меридианов σ равен нулю.

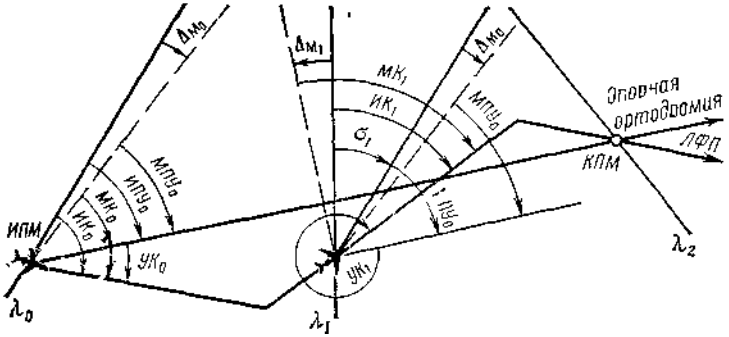


Рис. 1.4. Определение условного курса в системе ГО

Значения угла σ,° для различных $\varphi_{ср}$,° и разности долгот $\lambda - \lambda_0 = 10°$ следующие:

$\varphi_{ср}$	10	20	30	40	50	60	70	80
σ	1,7	3,4	5,0	6,4	7,6	8,6	9,4	9,8

При решении некоторых задач удобно отсчет курсов вести от опорной ортодромии, не совпадающей с меридианом ИПМ, например от главной ортодромии (ГО) всего маршрута, соединяющей ИПМ и К.ПМ (рис. 1.4), или от частных ортодромий (40) маршрута, соединяющих точки поворотов (рис. 1.5). В этом случае ОК относительно опорной ортодромии называют условным курсом (УК).

На рис. 1.4 показано определение условного курса в системе ГО. Направление опорной ГО задается относительно истинного меридиана ИПМ (λ_0) истинным путевым углом ИПУ$_0$ или относительно магнитного меридиана ИПМ магнитным путевым углом МПУ$_0$.

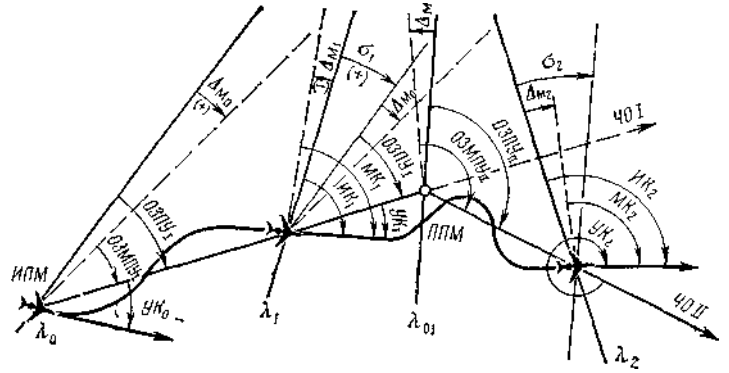


Рис. 1.5. Определение условного курса в системе ЧО

В точке ИПМ условный курс УКо = ИКо—ИПУо, а в любой промежуточной точке $УК_i = ИК_i - (ИПУ_0 + \sigma_i)$.

На рис. 1.5 показано определение УК в системе ЧО. Направления частных ортодромий ЧОI и ЧОII задаются соответственно ортодромическими заданными истинными ($ОЗПУ_I$, $ОЗПУ_{II}$) или магнитными ($ОЗМП_I$, $ОЗМПУ_{II}$) путевыми углами относительно истинных или магнитных меридианов поворотных пунктов маршрута (ППМ).

В точке ИПМ и в промежуточных точках системы ЧОI условные курсы рассчитывают по тем же формулам, что и в системе ГО, если вместо $ИПУ_0$ подставить значение $ОЗПУ_I$. Аналогично рассчитывают УК в системе ЧОII, подставляя $ОЗП_{II}$ и значение о в данной точке.

1.2. МАГНИТНЫЕ И КОМПАСНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ

Элементы земного магнетизма. В навигации широко применяется способ определения курса с использованием магнитного поля Земли. Земля представляет собой большой магнит с полюсами, не совпадающими с географическими (северный в точке $\varphi = 72°$ сев., $\lambda = 96°$ зап.; южный в точке $\varphi = 76°$ южн., $\gamma = 150°$ вост.).

Магнитное поле Земли в каждой точке характеризуется напряженностью, вектор которой $\overline{T}$ (рис. 1.6) направлен по касательной к магнитной силовой линии. Вектор $\overline{T}$ в общем случае не горизонтален, а отклонен от горизонта вниз на угол магнитного наклонения Θ. Проекция вектора $\overline{T}$ на плоскость горизонта называется горизонтальной составляющей земного магнетизма H и равна $H = T\cos\Theta$. Горизонтальная составляющая земного магнетизма H служит направляющей силой магнитной стрелки. Под действием силы H стрелка устанавливается вдоль силовой линии. В околополярных районах (Арктике, Антарктиде), где на-

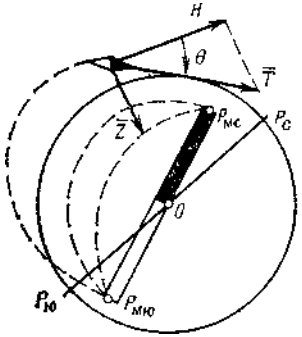


Рис. 1.6. Элементы земного магнетизма

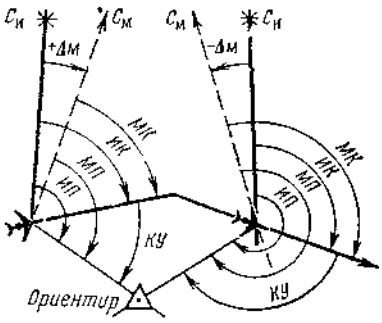


Рис. 1.7. Магнитные направления

клонение большое, горизонтальная составляющая H мала, а поэтому магнитные и индукционные чувствительные элементы (ЧЭ) компасов функционируют ненадежно. Вертикальная составляющая $Z=T\sin\Theta$, наоборот, большая (на полюсе $Z=0{,}6$Э) и создает большие виражные погрешности. На магнитном экваторе, где $\Theta=0°$, составляющая H наибольшая ($H=0{,}6$Э севернее о. Суматры) и условия для работы магнитных компасов более благоприятны.

Под воздействием возмущающих ферромагнитных масс самолета, расположенных вблизи компаса, направляющая сила H на самолете несколько ослабляется. Это ослабление характеризуется коэффициентом λ, значение которого находится в пределах от 0,95 до 0,98. Поэтому на самолете на магнитную стрелку действует направляющая сила λH, которая устанавливает стрелку по направлению вектора H.

Магнитные направления. Направление вектора $\bar{H}$ принято за исходное для отсчета магнитного курса и называется магнитным меридианом. Магнитный меридиан в общем случае не совпадает с истинным (рис. 1.7) и составляет с ним угол, называемый магнитным склонением ($\Delta_м$)

Если северный конец магнитной стрелки (вектор $\bar{H}$) отклонен от истинного меридиана к востоку, то магнитное склонение именуется восточным (+), если к западу — западным (—). Магнитная стрелка или индукционный датчик, определяя направление магнитного меридиана (вектора $\lambda\bar{H}$) отнц"ительно продольной оси самолета, тем самым определяет магнитный курс.

Магнитный курс (МК) —• это угол между северным направлением магнитного меридиана, проходящего через ЛА, и направлением его продольной оси. Отсчитывается МК от северного направления магнитного меридиана по часовой стрелке от 0 до 360°. Если отсчет МК ведется от опорного магнитного меридиана, то курс называется ортодромическим магнитным курсом (ОМК).

Сведения о магнитных склонениях в различных районах земного шара приводятся на полетных картах. В малых и средних широтах магнитное склонение по своему значению не превышает нескольких единиц градусов. В высоких широтах в околополярных районах склонение достигает нескольких десятков градусов. В районах магнитных аномалий (например, Курской) земное магнитное поле резко искажается, особенно на малых высотах. Размер и знак магнитного склонения меняется резко и значительно в пределах малого по площади района. В арктических районах большие помехи магнитно-индукционным компасам создают магнитные бури, вызывающие резкие колебания направления вектора $\bar{H}$, усложняя и без того трудные условия для работы компасов в Арктике. На работу магнитных компасов могут существенно влиять железные и железобетонные сооружения и покрытия в аэропортах, искажая своими полями магнитное поле Земли.

Истинный курс (см. рис. 1.7) ИК=МК+ΔМ.

Определив КУ на ориентир и зная МК, можно определить магнитный пеленг (МП). Магнитным пеленгом ориентира называется угол, заключенный между северным направлением магнитного меридиана и направлением на ориентир. Связь магнитного пеленга с истинным пеленгом и курсом следующая:

$$МП = МК + КУ = ИП — Δм = ИК + КУ - Δм.$$

То, что магнитные направления положены в основу всех навигационных расчетов дальней и особенно ближней навигации (маневрирование в зоне аэроузлов), объясняется технической простотой измерения магнитных направлений, доступного всем типам самолетов, а также простотой перехода от магнитных направлений к истинным.

Так как гирополукомпасы определяют ОК., то для их коррекции в промежуточной точке маршрута приводят текущий магнитный курс к ортодромическому или условному курсу путем суммирования МК с так называемым условным магнитным склонением:

$$ОК\ (УК) = МК + Δм.у.$$

Значение $Δм._у$ зависит от системы отсчета ОК и УК. На рис. 1.3—1.5 показаны три системы отсчетов ортодромических курсов. На рис. 1.3 изображена система отсчета ОК от опорного истинного меридиана ИПМ (λо) и ОМК от магнитного меридиана ИПМ. Текущие значения ОК и ОМК через текущие значения МК в любой промежуточной точке маршрута (C_1 C_2):

$$ОК = МК + Δ_{м.у}\ ;$$

$$ОМК = МК + Δ_{м.у} — Δ_{м.о},$$

где Δм.у = Δм—σ — условное магнитное склонение; *МК*, Δм σ — текущие значения в точке коррекции соответственно магнитных курсов, магнитных склонений и углов схождения меридианов; Дм.о — магнитное склонение в ИПМ.

В системе ГО (см. рис. 1.4) текущее значение УК через МК в промежуточной точке маршрута

$$УК = МК + Δ_{м.у}.$$

Здесь условное магнитное склонение

$$Δ_{м.у} = Δ_м — (ИПУ_0 + σ) = (Δ_м — Δ_{м.о}) — (МПУ_0 + σ).$$

В системе 40 (см. рис. 1.5) текущие значения УК на данной частной ортодромии через МК определяется по той же формуле, что и в системе ГО, а $А_{му}$=$Д_м$—(ОЗПУ+а)= (Дм—Дмо) — (ОЗМПУ+а).

Обычно в системе 40 за опорные ортодромии принимают не частные ортодромии маршрута, а истинные или магнитные меридианы поворотных пунктов маршрута (ППМ). Тогда для приведения МК к ОК необходимо пользоваться сравнительно про-

стыми формулами, данными выше. В этом случае ортодромические курсы называются приведенными.

Следует заметить, что к использованию магнитных курсов для коррекции ГПК прибегают только в тех случаях, когда более точными способами этого сделать не представляется возможным.

Компасные направления. Кроме магнитного поля Земли, на чувствительный элемент магнитного или индукционного компасов воздействует возмущающее магнитное поле самолета, создаваемое близлежащими ферромагнитными массами и токонесущими проводами (рис. 1.8).

Направление и размер вектора напряженности возмущающего поля $\overline{H}_в$ зависят от близости носителей этого поля до чувствительного элемента и от магнитного курса самолета. Вектор $\overline{H}_в$, геометрически складываясь с вектором $\lambda\overline{H}$, образует суммарный вектор $\overline{H}_к$, который составляет с вектором λH (магнитным меридианом) угол $\Delta_к$, называемый девиацией. При наличии девиации магнитный или индукционный компас определяет компасный курс (КК), отличающийся от МК на угол девиации: $МК = КК + \Delta_к$.

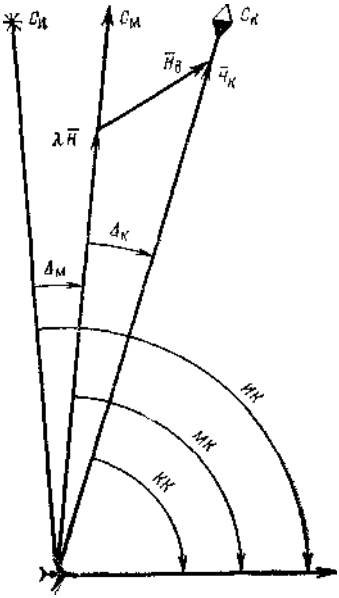


Рис. 1 8. Компасные направления

Линию, совпадающую с результирующим вектором $\overline{H}_к$, условно назвали компасным меридианом.

Девиацию определяют путем сравнения отсчета курса по компасу с фактическим магнитным курсом полета или стоянки самолета на земле. Тогда $\Delta_К = МК — КК$.

Если компасный меридиан находится справа магнитного, то девиация считается положительной, если слева, то отрицательной.

На современных самолетах девиация компаса не превышает 3—4°. Применяя специальные девиационные приборы и корректоры, девиацию удается почти полностью исключить из показаний приборов.

Связь КК и ИК следующая:

$$ИК = КК + \Delta К,$$

где $\Delta К = \Delta_м + \Delta_к$ — поправка магнитного компаса, равная алгебраической сумме магнитного склонения и девиации.

На современных самолетах чувствительные элементы индукционных компасов курсовых систем (индукционные датчики ИД) располагаются в местах, удаленных от ферромагнитных масс и энергетических проводов постоянного тока: в консолях крыла

или в хвостовой части. Поэтому девиации не велики. Значительно худшие условия для работы у магнитного компаса КИ-13, который установлен в кабине пилотов на специальном кронштейне над приборной доской вблизи интенсивных источников электромагнитных полей (РЛС и пр.).

Компенсацией девиации, или, как еще называют, списанием девиации, занимается штурманский состав подразделений в процессе проведения девиационных работ, технология которых изложена в приложении.

1.3. ИЗМЕРИТЕЛИ КУРСА

Классификация. Курс в общем случае — это угол между опорной линией и продольной осью самолета. Поэтому обязательными для всякого измерителя курса должны быть элемент, стабилизирующий и обозначающий опорную линию, и элемент, изображающий продольную ось самолета. Например, при отсчете курса по картушке относительно неподвижного индекса первый элемент — сама стабилизированная картушка с нанесенной на ней линией 0—180°, а второй элемент — неподвижный индекс. При отсчете курса по неподвижной шкале с помощью стрелки первый элемент — та же линия на шкале 0—180°, а второй — подвижная стрелка.

Чувствительными элементами узлов, стабилизирующих опорную плоскость в современных курсовых приборах, являются: магнитная стрелка (или магнитная система) магнитных компасов, система трех или двух магнитных зондов и гироскоп в кардановом подвесе с горизонтально расположенной главной осью (курсовой гироскоп). Имеются более сложные системы, стабилизирующие опорные плоскости: гироскопические курсовертикали (ГКВ) и инерциальные гироплатформы, звездно-солнечные следящие системы астрокомпасов и астроориентаторов.

Одни ЧЭ обладают свойством избирательности к определенному полюсу, другие лишены этого свойства. Например, такие ЧЭ, как магнитная стрелка и система магнитных зондов ИД, обладают избирательностью к магнитному полюсу, так как из множества направлений выбирают только одно — направление на магнитный полюс, определяя и стабилизируя магнитный меридиан как опорную линию. Чувствительный элемент гирополукомпаса курсовой гироскоп свойством избирательности не обладает. Он может стабилизировать любую вертикальную плоскость, способную быть опорной, но избрать из множества одну определенную он самостоятельно не может. Требуется начальная выставка такого курсового гироскопа с тем, чтобы он потом стабилизировал вполне определенную плоскость как опорную: плоскость истинного или магнитного меридианов, плоскость главной или частной ортодромии и пр.

Те курсовые приборы, в которых ЧЭ обладают свойством избирательности, относятся к компасам, а те, в которых ЧЭ лишены этого свойства, — к полукомпасам и, в частности, к гирополукомпасам.

Из курсовых приборов, подлежащих изучению, к компасам относятся магнитный КИ-13 и индукционный, входящие составной частью в курсовые системы, к гирополукомпасам — ГПК--52АП и гироагрегаты всех курсовых систем (Г-3М, ГА-1М, ГА-3, ГА-6**).**

Гирополукомпасы. ГПК состоят из курсового гироскопа, систем горизонтальной и широтной коррекции, сельсинного или потенциометрического датчика курса и узла выставки курса. В гироагрегатах курсовых систем имеются дополнительные узлы, которые будут рассмотрены ниже в соответствующих главах.

Карданов подвес гироскопов состоит из двух рам: наружной **и** внутренней. Ось наружной рамы располагается вертикально и вращается в подшипниках корпуса прибора, ось внутренней расположена горизонтально и вращается в подшипниках, установленных в наружной раме. Роль внутренней рамы выполняет кожух гиромотора, который в новейших гироузлах делают герметизированным и газонаполненным инертным газом. К кожуху крепится жидкостный маятник горизонтальной коррекции, чувствительный к наклонам главной оси гироскопа относительно горизонта.

В кожухе помещается гиромотор — трехфазный асинхронный или синхронный двигатель, с короткозамкнутой обмоткой ротора типа беличьего колеса, запрессованной в массивный обод гироскопа, и неподвижный статор, расположенный внутри вращающегося ротора. Такой обращенной конструкцией гиромотора достигается рост кинетического момента гироскопа за счет удаления вращающейся массы от оси вращения без увеличения его габаритных размеров и массы.

На оси наружной рамы закрепляются ротор сельсина-датчика курса или корпус потенциометра-датчика и ротор моментного двигателя горизонтальной коррекции, управляемого от жидкостного маятника. На оси внутренней рамы находится ротор моментного двигателя азимутальной коррекции, который используется для широтной коррекции и в некоторых случаях для коррекции гироскопа от магнитного корректора.

Свободный трехстепенной гироскоп сохраняет направление своей оси неизменным в пространстве относительно неподвижных звезд, но отнюдь не относительно Земли и ее плоскостей. Земля сама движется в пространстве, поэтому даже абсолютно неподвижный гироскоп в пространстве относительно Земли вращается, создавая видимое кажущееся движение своей оси. Естественно, что такой гироскоп стабилизировать какую-либо опорную плоскость не сможет, поэтому использовать его в качестве измерителя курса нельзя.

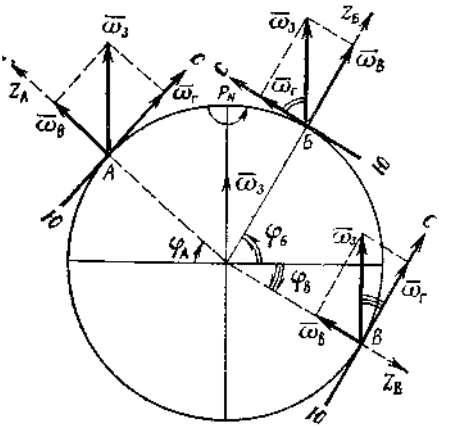


Рис. 1.9. Составляющие суточного вращения Земли

Для того чтобы его кажущееся движение относительно земных плоскостей горизонта и меридиана было равно нулю, надо создать ему абсолютное прецессионное движение, равное переносному движению этих плоскостей от суточного вращения Земли. Короче говоря, надо гироскопу создать прецессию вокруг оси наружной рамы со скоростью вертикальной составляющей, и вокруг оси внутренней рамы со скоростью горизонтальной составляющей суточного вращения Земли.

Вектор угловой скорости суточного вращения Земли $\omega_з$ направлен по земной оси в сторону северного полюса (рис. 1.9), и с конца этого вектора вращение Земли усматривается против часовой стрелки, т. е. с запада на восток. Вместе с Землей вращаются и все плоскости земной поверхности •— вертикальные и горизонтальные. Для удобства компенсации суточного вращения Земли в приборах вектор скорости $\omega_з$ раскладывают на две составляющие: горизонтальную и вертикальную.

Для определения составляющих суточного вращения Земли перенесем вектор в точку *A* с широтой φ_A и спроектируем его на плоскость горизонта по линии меридиана С — Ю и на вертикаль места OZ_A. Тогда горизонтальная составляющая скорости суточного вращения

$$\omega_г = \omega_з \cos\varphi.$$

Вертикальная составляющая скорости суточного вращения

$$\omega_в = \omega_з \sin\varphi.$$

Очевидно, для того чтобы ось курсового гироскопа все время оставалась горизонтальной и следила за плоскостью ортодромии в любой ее точке, системы коррекции должны создавать гироскопу прецессию со скоростями горизонтальной и вертикальной составляющих суточного вращения Земли в точке стоянки и в каждой точке ортодромии при полете.

Такие системы горизонтальной и широтной коррекции имеются в гирополукомпасе. Они и обеспечивают ему возможность определять ортодромический курс.

Во всех гирополукомпасах и гироагрегатах курсовых систем применяется моментная горизонтальная коррекция с маятниковым чувствительным элементом — жидкостным или емкостным —

и коррекционным двигателем на оси наружной рамы карданова подвеса. Для горизонтальной коррекции применяют два типа жидкостных маятниковых переключателей: двухосный, размещенный в медном баллоне, и одноосный стеклянный. В первом типе для горизонтальной коррекции используется только одна пара контактов, которая располагается по линии, параллельной главной оси гироскопа. Вторая пара контактов не запитана и не используется.

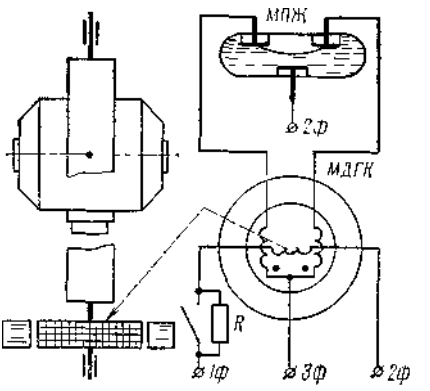


Рис. 1.10. Система горизонтальной коррекции с жидкостным маятником

В последнее время нашел широкое применение малогабаритный и легкий стеклянный одноосный жидкостный маятниковый переключатель *МПЖ* (рис. 1.10), заполненный электролитом с воздушным пузырьком. К корпусу гиромотора жидкостный переключатель крепится двумя хомутиками.

Двухфазный асинхронный моментный двигатель горизонтальной коррекции *МДГК* имеет короткозамкнутый статор и ротор с тремя обмотками: возбуждения и двумя управляющими. Последние через верхние контакты маятников включены в цепь переменного тока так, что каждая из них создает разный по знаку момент, определяемый переходным сопротивлением контакта.

При горизонтальном положении главной оси гироскопа воздушный пузырек перекрывает одинаковые площади верхних контактов. В результате токи в управляющих обмотках равны и противоположны по знаку, поэтому результирующий момент двигателя равен нулю.

При отклонении оси гироскопа от горизонта контакты перекрываются неодинаково и результирующий момент имеет знак момента той обмотки, контакт которой больше покрыт жидкостью. Результирующий момент вызывает прецессию гироскопа к горизонту. Зависимость результирующего момента в пределах отклонений оси ±30' линейная, в остальном диапазоне постоянная.

Система данного типа применяется в ГПК-52 и во всех гироагрегатах курсовых систем, за исключением гироагрегата ГА-3 курсовой системы ТКС В курсовой системе ТКС-П2 применена система с маятниковым емкостным датчиком. Емкостный датчик представляет собой дифференциальный конденсатор переменной емкости, кинематическая схема которого изображена на рис. 1.11, *а*, эквивалентная электрическая схема — на рис. 1.10, *б*.

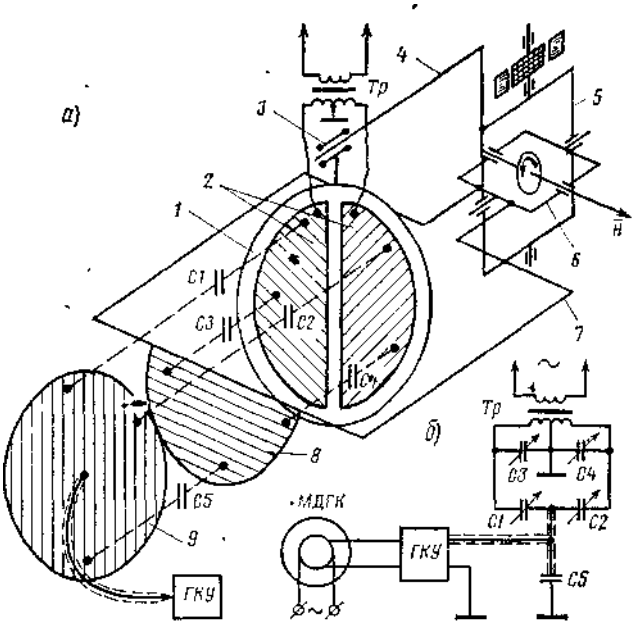


Рис. 1.11. Система горизонтальной коррекции с емкостным маятником

Маятник *1*, на котором располагаются две изолированные одна от другой статорные пластины (полудиски) *2*, подвешен на прецизионном миниатюрном подшипнике *3* и качается на оси *4*, установленной на наружной раме *5*.

Статорные пластины соединяются с концами вторичной обмотки питающего трансформатора *Тр*, средняя точка которого соединена с корпусом. Токосъемная пластина *9* — круглая, соединена экранированным проводом с входом усилителя горизонтальной коррекции *ГКУ*. Между статорными пластинами *2* и токосъемной *9* располагается полудиск роторной пластины *8*, который при помощи лапок 7 соединен с внутренней рамой (кожухом) *6* гироскопа. Роторная пластина поворачивается относительно оси внутренней рамы вместе с главной осью гироскопа. Она ориентирована так, что перекрывает обе качающиеся статорные пластины. Роторная пластина соединена с корпусом.

Все пластины образуют между собой пять конденсаторов *C1—C5*.

При горизонтальном положении оси гироскопа роторная пластина перекрывает качающиеся статорные пластины одинаково, поэтому емкости $C3=C4$; $C1 = C2$. Емкость конденсатора *C5*, образованного роторной пластиной *8* и неподвижной токосъемной *9*, всегда остается постоянной в любом положении гироскопа.

При отклонении оси гироскопа на угол Θ остальные емкости: изменяются по законам:

$$C1 = C_0(1 + \Theta/90); \quad C2 = C_0(1 - \Theta/90);$$

$$C3 = C'(1 - \Theta/90); \quad C4 = C'_0(1 + \Theta/90),$$

где C_0, C'_0—емкости при $\Theta = 0°$.

При отклонении оси на угол Θ мостовая схема разбалансируется и на выходе датчика появится сигнал определенной фазы,, который после усиления подается на *МДГК*. Созданный двигателем момент вызовет прецессию оси гироскопа к горизонту. Зависимость момента от угла отклонения оси гироскопа от горизонта линейная.

На виражах, когда маятники под действием центробежных сил отклоняются от вертикали места, горизонтальную коррекцию с помощью выключателей коррекции типа ВК-53РШ или ВК-90М отключают, оставляя гироскоп на время виража некорректируемым. При этом уход оси гироскопа от плоскости горизонта вследствие суточного вращения Земли значительно меньший, чем могла бы за это время увести ее система горизонтальной коррекции к плоскости кажущегося горизонта. Отключение производится разрывом цепи обмотки возбуждения коррекционного двигателя или выхода с усилителя на двигатель (ТКС-П2).

В тех гироагрегатах, в которых на виражах возникают значительные моменты трения относительно оси наружной кардановой рамы и есть угроза завала гироузлов, горизонтальную коррекцию полностью не отключают, а ограничиваются уменьшением коррекционного момента. Для этого в цепь обмотки возбуждения моментного двигателя включают резистор R (см. рис. 1.9), который уменьшает ток в обмотке, а следовательно, и момент.

Широтная коррекция. ШК предназначена для компенсации ухода гироскопа в азимуте от суточного вращения Земли. Все земные плоскости, а вместе с ними и статор сельсина-датчика в. суточном движении вращаются вокруг вертикали места со скоростью вертикальной составляющей.

Курсовой гироскоп, сохраняя направление оси в пространстве неизменным, уходит в азимуте в противоположную сторону с относительной скоростью $\omega_{ух} = -\omega_в$, в результате чего погрешность в курсе накапливается со скоростью ухода.

Кроме кажущегося ухода от вращения Земли, гироскоп при воздействии возмущающих моментов разбаланса $M_{Pб}$ относительно оси внутренней рамы уходит в азимуте прецессионно со скоростью $\omega_{рб} = M_{рб}/H$ (где H — кинетический момент гироскопа),, алгебраически складываясь с кажущимся уходом. Тогда погрешность в курсе накапливается с суммарной скоростью ухода:

$$\omega_{ух} = -\omega_в \pm \omega_{рб}.$$

Для выдачи электрических сигналов курса потребителям на верхнем конце курсовой оси гироагрегата ГПК устанавливается датчик курса — сельсинный или потенциометрический. В сельсинном датчике ротор соединяется с осью, а статор — с корпусом агрегата. При разворотах самолета статор сельсина поворачивается вместе с корпусом вокруг стабилизированного гироскопом ротора. От взаимного положения ротора и статора сельсина зависит значение выдаваемого курса.

Если датчик потенциометрический, как в гироагрегате Г-3М ГИК-1, то на курсовой оси закрепляется каркас потенциометра с двумя токоподводами, а три токосъемные щетки, разнесенные между собой на 120°, устанавливаются на корпусе. Значение курса зависит от взаимного положения каркаса потенциометра и трех щеток. В ГПК-52АП с сельсинным датчиком курса, кроме того, установлена на оси картушка для непосредственного отсчета курса относительно индекса на корпусе прибора.

Условием неизменности отсчета или сигнала курса является отсутствие относительного движения между элементами, закрепленными на курсовой оси (ротором, каркасом, картушкой) и элементами, связанными с корпусом прибора.

Достичь этой цели можно двумя способами: либо создать гироскопу прецессию в азимуте со скоростью вертикальной составляющей $\omega_п = \omega_з \sin\varphi$, т. е. сделать абсолютное движение гироскопа (прецессию) равным переносному движению корпуса, либо создать вращение статора датчика курса со скоростью и в сторону кажущегося ухода гироскопа, т. е. сделать переносное движение статора равным абсолютному движению гироскопа. Оба эти способа широтной коррекции на практике реализованы. Первый получил название моментной коррекции, второй — кинематической

При первом способе к гироскопу прикладывается момент $M_к$ относительно оси внутренней рамы, который вызывает прецессию со скоростью

$$\omega_п = M_к / H = \omega_в \pm \omega_{рб} = -\omega_{ух}.$$

При втором способе статору задается вращение со скоростью $\omega_с = -\omega_в \pm \omega_{рб}$ при помощи интегрирующего привода, состоящего из двигателя, тахогенератора и усилителя. Двигатель и тахогенератор объединены в одном корпусе.

Схемы моментной (ГПК-52АП, ГА-1М, ГА-6) и кинематической (ГА-3) широтной коррекции показаны на рис. 1.12. Датчиками сигналов для обоих типов коррекции служат широтный *R1* и поправочный (балансировочный) *R2* потенциометры, собранные по мостовой схеме. Ползунок широтного потенциометра устанавливается по синусной шкале на широту места, ползунок поправочного перемещается лишь при регулировке.

При моментной коррекции (см. рис. 1.11, *а)* сигнал с диагонали моста, запитанного переменным напряжением, подается на

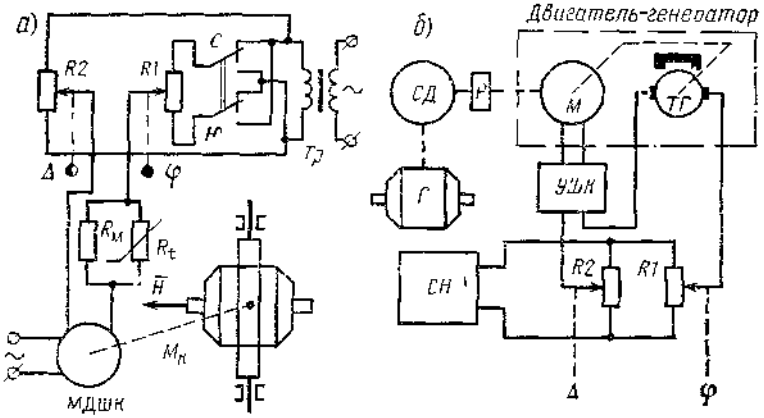


Рис. 1,12. Системы широтной коррекции:
а — моментная, б — кинематическая

управляющую обмотку моментного двигателя широтной коррекции *МДШК* гироагрегата, который создает момент $M_к = H\omega_в \pm H\omega/_{рб}$ по оси внутренней рамы. Для компенсации температурного изменения сопротивления обмоток *МДШК* в цепь последнего включается термокомпенсатор, состоящий из терморезистора *Rt* с отрицательным температурным коэффициентом сопротивления и параллельного ему медного сопротивления R_M- Термокомпенсатор в рабочем диапазоне температур поддерживает сопротивление цепи обмоток постоянным. При полетах в южных широтах переключателем меняют фазу питания широтного потенциометра *R1* на 180°. Фаза питания поправочного потенциометра *R2* не изменяется. *МДШК* представляет собой двухфазный асинхронный двигатель с короткозамкнутой роторной обмоткой, работающий в заторможенном режиме.

При кинематической коррекции (рис. 1,12, б) сигнал коррекции с датчика, запитанного от стабилизатора напряжения *СН* постоянного тока, через тахогенератор *ТГ* подается на усилитель широтной коррекции *УШК*, а затем на двигатель *М*, который через редуктор *Р* поворачивает статор сельсина-датчика *СД* со скоростью $\omega_с = -\omega_в \pm \omega_{рб}$.

Интегрирующий привод обеспечивает высокую степень пропорциональности скорости поворота статора напряжению сигнала. Это достигается высоким коэффициентом усиления *УШК* (2000) и стабильностью передаточного коэффициента тахогенератор а.

В качестве датчиков сигнала применяются точные многооборотные потенциометры *R1* и *R2*. Широте 0° соответствует среднее положение движка широтного потенциометра, поэтому для южных широт полярность питания датчика не изменяется.

Точность кинематической коррекции выше моментной. Она обеспечивается тем, что к гироскопу *Г* никаких моментов не при-

кладывается, и высокой стабильностью передаточных коэффициентов датчика и тахогенератора, стабильность же кинетического момента *H* гироскопа и коэффициентов датчика и коррекционного двигателя *МДШК* недостаточна.

Сравнительная характеристика измерителей курса. С эксплуатационной точки зрения курсовые приборы оценивают, учитывая следующие критерии.

1. Свойство избирательности. Компасы, обладающие этим свойством, более просты и удобны в эксплуатации, не требуют лредварительной настройки и выставки.

2. Возможность непосредственного измерения ОК. Гирополукомпасы позволяют при наличии широтной коррекции непосредственно определить ОК и тем самым обеспечить полет самолета по ортодромии. Магнитно-индукционные компасы этой возможностью не обладают.

3. Возможность устойчивой и надежной дистанционной передачи сигналов курса потребителям. Гирополукомпасы этой возможностью обладают, а у магнитно-индукционных компасов она -ограничена.

4. Надежность функционирования на вираже. Этим качеством обладают ГПК. В магнитных компасах на виражах магнитная система увлекается и наклоняется, в результате чего возникают большие девиационные и виражные погрешности, которые практически лишают возможности использовать компас для определения углов разворота и выхода на новый курс. В ГПК для уменьшения виражных -погрешностей отключается горизонтальная коррекция, а для уменьшения карданных погрешностей в некоторых гироагрегатах предусмотрена стабилизация курсовой оси по крену от гировертикали.

5. Устойчивость к влиянию внешних возмущающих факторов: магнитных полей, турбулентности атмосферы и пр. Возмущающие магнитные поля у магнитно-индукционных компасов создают девиацию. Турбулентность вызывает колебание ЧЭ, что затрудняет использование компаса по назначению. На ГПК эти факторы не влияют.

6. Автономность и сложность конструкции. Магнитные компасы обладают полной автономностью и простотой конструкции. Компасы с индукционным ЧЭ и ГПК требуют источника питания и наличия дистанционных передач, конструкция их несложная.

7. Ограничения, налагаемые средой. Магнитно-индукционные компасы нельзя использовать в высоких широтах из-за малого значения горизонтальной составляющей *H* земного магнетизма. Гирополукомпасы таких ограничений не имеют.

Научно-исследовательская и конструкторская работа в области средств измерения курса привела к необходимости создания комплексных измерительных систем — курсовых систем, -объединяющих гирополукомпасы и компасы в качественно новую систему измерения курса, которая сохранила в себе достоинства ее составных частей и снизила значение их недостатков.

Глава 2. МАГНИТНЫЙ КОМПАС КИ-13 И ИНДУКЦИОННЫЕ ДАТЧИКИ КУРСОВЫХ СИСТЕМ

2.1. МАГНИТНЫЙ КОМПАС КИ-13

Назначение. Магнитный компас КИ-13 является резервным автономным измерителем и указателем компасного курса и устанавливается на всех типах самолетов и вертолетов. Пользуясь прилагаемым к данному компасу графиком девиации,, производят расчеты по определению магнитного и истинного курсов для целей навигации, а в некоторых случаях и для управления самолетом.

Устанавливается компа'с КИ-13 в кабине пилотов над средней приборной доской в продольной плоскости самолета (плоскости симметрии) и крепится с помощью универсального крепежного кольца специального поворотного кронштейна, обеспечивающего устранение установочной ошибки.

Устройство (рис. 2.1**).** Внутри корпуса *1* из органического стекла установлена колонка *15* с подпятником *16.* Во втулку *2* картушки запрессован керн *3,* которым она упирается в подпятник *16.* От вертикальных перегрузок колонка амортизируется пружиной *10.* На втулке *2* имеются держатели, в которых закреплены два магнита *8,* расположенные в пеналах параллельно линии «С—Ю» картушки. Картушка *18* имеет форму усеченного-конуса, на боковой поверхности которого нанесены деления с ценой 5° с цифрами через 30°. Отсчет курса ведется по курсовой черте *17,* нанесенной на прозрачном корпусе окошка Плоскость, проходящая через курсовую черту и центр картушки, совпадает с плоскостью симметрии самолета.

Внизу корпуса винтами крепится девиационный прибор *11,* в продольных валиках *12* которого закреплены поперечные магниты, а в поперечных валиках *13* — продольные магниты. Валики *12* и *13* поворачиваются с помощью удлиненных валиков *14,*

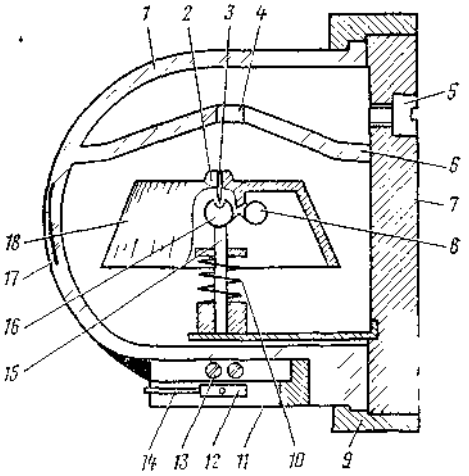


Рис. 2.1 Магнитный компас КИ-13

выведенных на лицевую сторону компаса под шлиц: левый «В—З», правый «С—Ю».

Корпус из органического стекла с помощью стягивающего кольца *9* герметически соединяется с тыльной металлической круглой крышкой 7, в которой имеется отверстие для заполнения компаса лигроином, закрываемое винтом *5*. Лигроин марки ЛВ-9 служит для демпфирования колебаний картушки и уменьшения трения керна о подпятник. Внутри корпуса в верхней части специальной перегородкой *6* с отверстием *4* образована уводящая камера для компенсации изменения объема жидкости от температуры. Весь корпус компаса, за исключением окошка для отсчета курса, покрыт черной краской.

Основные технические данные

Инструментально-шкаловая погрешность (без девиационного устройства), °	
Собственная девиация компаса на курсах 0, 90, 180, 270°, °	±2,5
Эффективность девиационного устройства, °	20—55
Допустимый угол крена, °	±17
Масса, не более, кг	**0,15**

Контролируемые параметры и их нормы

Угол застоя, без постукивания, не более, °	±I

Определяется угол застоя, как угол, на который не доходит картушка при отклонении ее посторонним магнитом от первоначального курса на 5° в обе стороны. Если угол застоя большой, то это свидетельствует о большом трении керна в подпятнике из-за износа последнего, затупления керна или о заливке жидкостью меньшей плотности.

2. Время полного успокоения картушки, не более, с... 17

Определяется время успокоения по секундомеру при начальном отклонении картушки магнитом на 90° в обе стороны. При первом отклонении картушка должна проходить от 90° до нуля за 4 с. Увеличение времени успокоения картушки указывает на недостаточное ее демпфирование (не выдержана марка лигроина), уменьшение — на повышенное демпфирование за счет увеличения вязкости жидкости или трения в подпятнике.

3. Угол увлечения картушки, °, при вращении компаса с угловой скоростью 18°/с при температуре:

+20 и +50°С, не более	16
—60°С, не более	35

Угол проверяется на поворотной установке типа МПУ-1. Отклонение параметра в большую сторону характеризует увеличение вязкого трения картушки и сухого трения в подпятнике. При этом сильно затрудняется его эксплуатация на разворотах. Отклонение от норм указанных параметров требует замены компаса с последующим списанием девиации у нового экземпляра.

Магнитный компас КИ-13 рассчитан для эксплуатаци его на всех самолетах при температурах от —60 до +50°С, при вибрациях и ударных перегрузках, действующих на него при установке в кабине пилотов.

Погрешности. Ввиду близкого расположения подвижных носителей магнитных полей (индикатор РЛС на Ан-24, двигатель на Ан-2) магнитные условия для работы компаса неблагоприятны.

Динамические погрешности КИ-13, возникающие в полете, проявляются в значительных колебаниях картушки, что затруд-

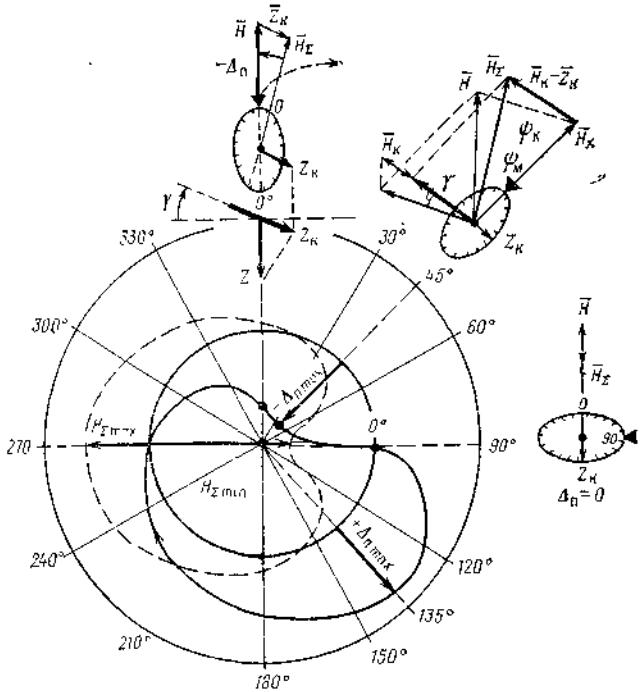


Рис. 2.2. Характер изменения поворотной погрешности $\Delta_п$ и суммарной направляющей силы H_Σ при правом вираже с креном $\gamma = 15°$ и $\Theta = 70°$

няет пользование компасом. В таких случаях для определения курса замечают крайние отсчеты и берут среднее значение. Раскачку картушки создают ускорения, действующие на самолете, и знакопеременные движения самолета по крену и тангажу. При таких покачиваниях самолета на горизонтально расположенную картушку начинает действовать проекция нормальной составляющей самолетного магнетизма, которая создает периодически меняющуюся по величине и знаку так называемую креновую девиацию и тем самым раскачивает картушку. О природе самолетного магнетизма будет сказано ниже при рассмотрении причин возникновения девиации.

К виражным динамическим погрешностям следует отнести увлечение картушки при разворотах и поворотную погрешность.

О причинах возникновения увеличения картушки говорилось выше при рассмотрении контролируемых параметров. При большом увлечении картушки пилот не видит реального изменения курса при разворотах, что не позволяет ему правильно выдержать угол разворота.

Поворотная погрешность $\Delta_п$ возникает на виражах самолета и особенно велика в высоких широтах (рис. 2.2). Появля-

ется она потому, что на виражах картушка, обладающая свойством маятника, накреняется на угол γ, как и самолет. Теперь на магниты воздействуют три проекции сил земного магнетизма на плоскость, из них две проекции горизонтальной составляющей — продольная $H_x = H\cos\Psi_м$ и поперечная $H_к = H\sin\Psi_м\cos\gamma$ и одна поперечная проекция вертикальной составляющей $Z_к = Z\sin\gamma$. Геометрическая сумма этих проекций: дает суммарный вектор направляющей силы $\overline{H}_\Sigma$, по которому ориентируется линия «С—Ю» (0°—180°) картушки.

Поворотная погрешность $\Delta_п$ определяется, как разность компасного $\Psi_к$ и магнитного курсов $\Psi_м$: $\Delta_п = \Psi_к - \Psi_м$.

На любом курсе погрешность

$$\Delta_п = \operatorname{arctg}\frac{\sin\psi_м\cos\gamma - \operatorname{tg}\Theta\sin\gamma}{\cos\psi_м} - \psi_м,$$

а суммарная направляющая сила

$$H_\Sigma = H\frac{\sin\psi_м\cos\gamma - \operatorname{tg}\Theta\sin\gamma}{\sin(\psi_м + \Delta_п)}.$$

При правом вираже максимальное значение поворотной погрешности на курсах 45° ($-\Delta_п$) и 135° ($+\Delta_п$), при левом •— на курсах 225° ($-\Delta_п$) и 315° ($+\Delta_п$). Нулевые значения поворотных погрешностей при любых виражах будут на курсах 90° и 270°, Направляющая сила H_Σ достигает при правом (левом) вираже максимального значения на курсе 270° (90°) и минимального на курсе 90° (270°).

На рис. 2.2 показаны образование погрешности на курсах 0,45- и 90°, кривые изменения поворотной погрешности и направляющей силы при правом вираже с креном $\gamma = 15°$ и в районе с магнитным наклонением $\Theta = 70°$. Если крен самолета равен дополнению угла наклонения Θ до 90°, т. е. $\gamma = 90° - \Theta$, то на курсе 90° при правом вираже и на курсе 270° при левом направляющая сила у компаса равна нулю и компасом пользоваться невозможно. А если крен больше дополнения, т. е. $\gamma > 90° - \Theta$, то направляющая сила изменяет свое северное направление на южное и $\Delta_п = 180°$. Поэтому в полярных районах (Арктике, Антарктике), где $\Theta = 80...85°$, уже при кренах 5—10° компасом пользоваться нельзя.

Поворотная погрешность появляется не только у компасов, в которых ЧЭ служит система магнитов, но и у компасов, в которых ЧЭ — система магнитных зондов, например у индукционных датчиков.

Типовые неисправности. К ним относятся утечка жидкости, появление воздушного пузырька, помутнение жидкости и возникновение больших застоев. Устраняются неисправности доливкой жидкости или полной ее заменой. При больших застоях компас снимают и заменяют новым.

2.2. ИНДУКЦИОННЫЕ ДАТЧИКИ

Назначение. Индукционные датчики (ИД) — это приборы, которые служат для определения компасного курса самолета и совместно с коррекционными механизмами КС представляют собой компасы-корректоры, корректирующие ГПК курсовых систем. С помощью ИД определяется направление продольной оси самолета относительно вектора $\lambda\overline{H}$, т. е. компасный курс.

Чувствительным элементом к вектору $\lambda\overline{H}$ служит система из трех или двух магнитных феррозондов. В изучаемых курсовых системах применяются ИД с тремя магнитными зондами, расположенными на платформе по сторонам равностороннего треугольника (рис. 2.3, *а).* В новых системах стали применять ИД с двумя взаимно перпендикулярными зондами: продольным и поперечным (ИД-6) (рис. 2.3, *б).*

Преимущество ИД перед ЧЭ магнитных компасов заключается в отсутствии подвижных вращающихся и трущихся частей, в простоте устройства, малых габаритных размерах, и **в** устойчивости к внешним влияющим факторам. Поэтому ИД является надежным элементом курсовых систем.

Устройство. Платформа с зондами при помощи карданова подвеса удерживается в горизонтальном положении. Каждый зонд (см. рис. 2.3, *а)* состоит из двух пермаллоевых стержней, заключенных в стеклянные трубки и пеналы, поверх которых намотаны две обмотки; подмагничивания *ОП* и сигнальная *СО.* Секции обмотки подмагничивания соединяются последовательно и встречно так, чтобы при пропускании по ним тока их магнитные потоки взаимно компенсировались. Сигнальная обмотка наматывается одна на оба стержня (ИД ГИК-1) или на каждый

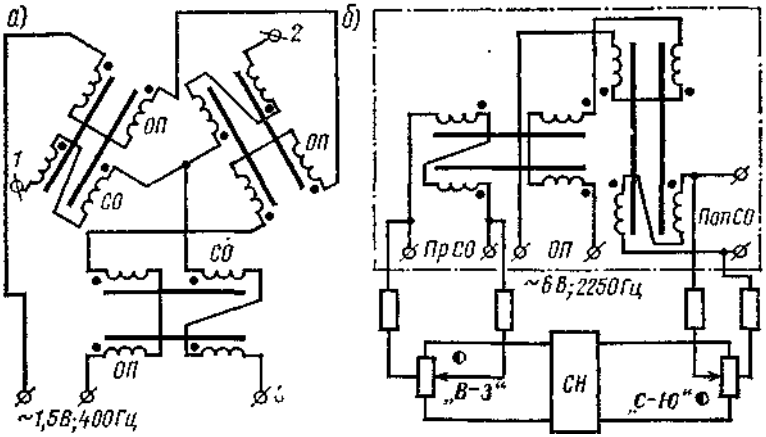


Рис. 2.3. Электрическая схема индукционного датчика:
а — с тремя зондами; б — с двумя зондами

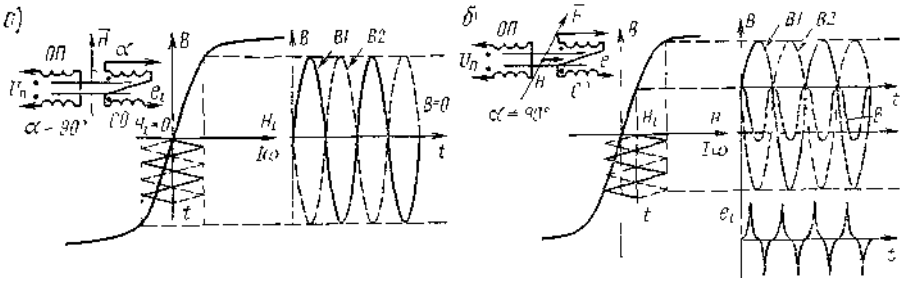


Рис. 2.4. Изменение индукции в ИД:
а — при $\alpha = 90°$; *б* — при $\alpha \neq 90°$

стержень в отдельности посекционно, но с последовательным и согласованным соединением, чтобы их э. д. с. суммировались (ИД-3).

Известно, что постоянное магнитное поле не может навести э. д. с. в сигнальной обмотке. Поэтому чтобы постоянная горизонтальная составляющая напряженности земного магнетизма (ее проекция на зонд H_i) могла наводить э. д. с. в сигнальной обмотке, необходимо создаваемую в стержнях индукцию ($B = \mu H_i$) промодулировать изменением их коэффициента магнитной проницаемости μ с определенной частотой. В магнитном зонде горизонтальную составляющую модулируют частотой 800 Гц, используя нелинейный характер кривой намагничивания пермаллоя и его насыщение при малых намагничивающих силах.

По обмотке подмагничивания стержней пропускают ток с частотой 400 Гц такого значения, чтобы намагничивающая сила от него (ампервитки) при отсутствии постоянного намагничивания (рис. 2.4) не выходила за пределы линейной части кривой намагничивания, где коэффициент магнитной проницаемости μ остается практически постоянным. Тогда значение индукции в каждом стержне будет изменяться по синусоидам (кривые *B1* и *B2),* сдвинутым по фазе на 180°. Результирующая индукция зонда будет равна нулю. В сигнальной обмотке э. д. с. наводиться не будет. Этот случай соответствует магнитному курсу самолета, при котором вектор составляет со стержнем угол $\alpha = 90°$. Если вектор $\bar{H}$ пересекает стержень под углом $\alpha \neq 90°$, то его проекция на стержень $H_i = H \cos \alpha$ создает в стержне постоянное намагничивание и значение индукции в стержне изменяется согласно кривым *B1* и *B2.*

Суммарное значение индукции изменяется с удвоенной частотой (800 Гц), по кривой *B,* причем ее амплитуда зависит от значения H_i, т. е. от угла α, а следовательно, и от курса. В этом случае в сигнальной обмотке наводится э. д. с.

$$e_i = -k dB/dt,$$

где *k* — коэффициент пропорциональности, зависящий от числа витков сигнальной обмотки и площади поперечного сечения стержней,

Основная гармоника э. д. с. изменяется с частотой 800 Гц. Сигнальные обмотки зондов соединяются «звездой» или «треугольником» и тремя проводами с сельсин-приемником коррекционного механизма. Индукционный датчик в данном случае выполняет роль сельсина-датчика. Такие же физические процессы происходят и в ИД с двумя зондами, с той лишь разницей, что в последних обмотки подмагничивания питают переменным током повышенной частоты (2250 Гц) с целью получить на выходе основную гармонику частотой 4500 Гц. Это увеличивает чувствительность ИД по курсу.

Сигнал с сигнальных обмоток поступает в коррекционный механизм, в котором в качестве приемника используется синусно-косинусный трансформатор (СКТ-212). При любом типе ИД с роторной обмотки приемника (сельсина или СКТ) коррекционного механизма сигнал рассогласования поступает на усилитель, а затем на отрабатывающий двигатель, который согласовывает приемник с ИД, разворачивает стрелку на КМ и вводит измеренный курс в другую следящую систему для передачи в гироагрегат и потребителям.

Погрешности. Из погрешностей ИД следует выделить динамические и девиационные. К динамическим относится известная нам поворотная погрешность. Так как платформа с зондами подвешена в кардановом подвесе, она на виражах отклоняется от плоскости горизонта, что и является причиной возникновения поворотной погрешности. Погрешность типа поворотной появляется не только на виражах, но и при продольных ускорениях. При этом платформа, как физический маятник, начинает колебаться и выдавать знакопеременный сигнал в курсовую систему. Чтобы уменьшить колебательность, платформу помещают в корпус, заполненный жидкостью. Кроме того, структура курсовой системы позволяет осреднять курс, измеренный ИД. Поэтому в прямолинейном полете даже в неспокойной атмосфере использование ИД возможно. Хуже обстоит дело на виражах, при которых поворотная погрешность может достигать таких размеров, что пользоваться ИД нельзя. Так как средств борьбы с этой погрешностью нет, то на время виража ИД отключается с помощью специальных гироскопических выключателей коррекции ВК-53РШ или ВК-90М. Такие погрешности, как увлечение и застои, у ИД отсутствуют. В этом их преимущество перед магнитными компасами.

Как и у магнитных компасов, у ИД возникают девиационные погрешности. Для их компенсации на ИД устанавливается девиационный прибор с системой валиков, в отверстия которых вставляются стерженьки постоянных магнитов — продольных и поперечных.

На некоторых самолетах место установки ИД настолько удалено от возмущающих полей, что есть возможность снять девиационные приборы с ИД, а девиацию, которая не превышает 1—2°, списывать при помощи лекального корректора.

В ИД с двумя зондами девиационный прибор с магнитами отсутствует. Компенсация полукруговых девиаций осуществляется пропусканием постоянного тока через сигнальные обмотки. Созданный магнитный поток в продольной обмотке компенсирует продольную силу $B\lambda H$, в поперечной — поперечную силу $C\lambda H$ (см. рис. 2.3, *б*). Напряжение компенсации снимается с потенциометров, запитанных от стабилизатора напряжения СН. Такое дистанционное девиационное устройство, кроме удобства в эксплуатации, создает лучшие условия для работы ИД, так как девиационный прибор с магнитами сам создает собственную девиацию.

2.3. ДЕВИАЦИЯ КОМПАСОВ И ДЕВИАЦИОННЫЕ РАБОТЫ

Девиационные погрешности. Наиболее существенными погрешностями магнитных и индукционных компасов являются девиационные, возникающие от воздействия на ЧЭ возмущающего магнитного поля самолета.

В теории девиации ферромагнитные массы (бруски железа) делят в магнитном отношении на твердые и мягкие. Бруски твердого железа (коэрцитивная сила большая) ведут себя как постоянные магниты, полярность которых не меняется от изменения курса. Бруски мягкого железа (коэрцитивная сила мала) быстро намагничиваются от земного магнетизма и перемагничиваются при изменении курса.

В совокупности ферромагнитные массы создают пять сил: $A\lambda H$, $B\lambda H$, $C\lambda H$, $D\lambda H$ и $E\lambda H$ (на рис. 2,5 все силы положительные). Каждая из этих сил создает девиацию $\Delta_к$, которая зависит от значения силы и ее угла с вектором λH.

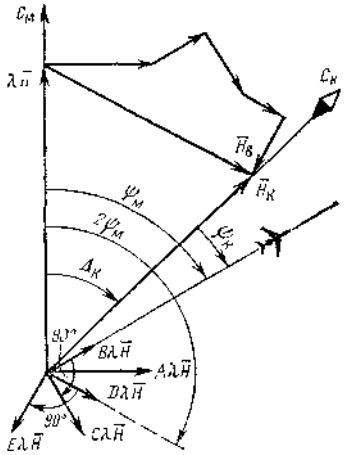


Рис. 2.5. Создание девиации горизонтальными силами

Сила $A\lambda H$ создается мягким железом и всегда перпендикулярна к направляющей силе λH (магнитному меридиану). Поэтому она создает постоянную (круговую) девиацию, не зависящую от курса:

$$\Delta_{кA} = A\lambda H/(\lambda H) = A.$$

Продольная сила $B\lambda H$ направлена по оси *X*, создается твердым железом и частично мягким. Сила создает полукруговую девиацию

$$\Delta_{кB} = B\lambda H/(\lambda H)\sin\psi_м = B\sin\psi_м.$$

Поперечная сила $C\lambda H$ направлена по оси *Z*, создается твердым и частично мягким железом. Сила создает полукруговую девиацию.

$$\Delta_{кC} = C\lambda H/(\lambda H)\cos\psi_м = C\cos\psi_м.$$

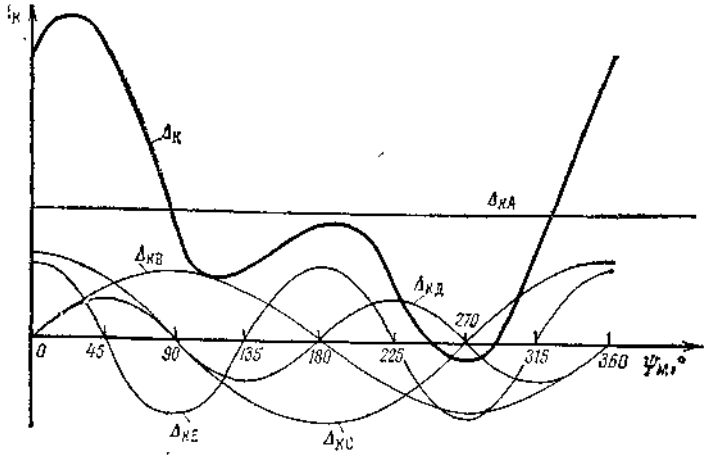


Рис. 2.6. График суммарного значения девиации $\Delta_к$ и ее составляющих

Сила $D\lambda H$ и перпендикулярная к ней сила $E\lambda H$ при изменении $\Psi_м$ вращается в ту же сторону, что и самолет, но с удвоенной скоростью. Поэтому вектор положительной силы $D\lambda\overline{H}$ с вектором $\lambda\overline{H}$ (магнитным меридианом) составляет угол $2\Psi_м$, а вектор силы $E\lambda\overline{H}$ — угол $2\psi_м+90°$. Эти силы создают четвертную девиацию с периодом 180°:

$$\Delta_{кD} = D\lambda H/(\lambda H)\sin 2\psi_м = D\sin 2\psi_м;$$

$$\Delta_{кE} = E\lambda H/(\lambda H)\cos 2\psi_м = E\cos 2\psi_м.$$

Суммарное значение девиации

$$\Delta_к = A + B\sin\psi_м + C\cos\psi_м + D\sin 2\psi_м + E\cos 2\psi_м.$$

Графики составляющих и суммарной девиации показаны на рис. 2.6.

Компас нормально функционирует только в том случае, если девиация находится в пределах 3—5°. С этой целью проводятся девиационные работы для компенсирования полукруговой девиации и списания четвертной и круговой.

Силы $B\lambda H$ и $C\lambda H$ компенсируются соответственно силами продольных и поперечных постоянных магнитов девиационного прибора компаса или ИД. Девиация от силы $A\lambda H$ исключается из показаний компасов разворотом компасов или ИД на угол $\Delta_{кА}=A$ по часовой стрелке при $+A$ и против часовой при $-A$. Надо помнить, что знак девиации носит знак поправки, а не погрешности, поэтому он обозначает, что нужно сделать с неверным значением курса (компасным), чтобы получить верный (магнитный). Четвертные девиации от сил $D\lambda H$ и $E\lambda H$ списываются лекальным корректором коррекционного механизма (КМ)

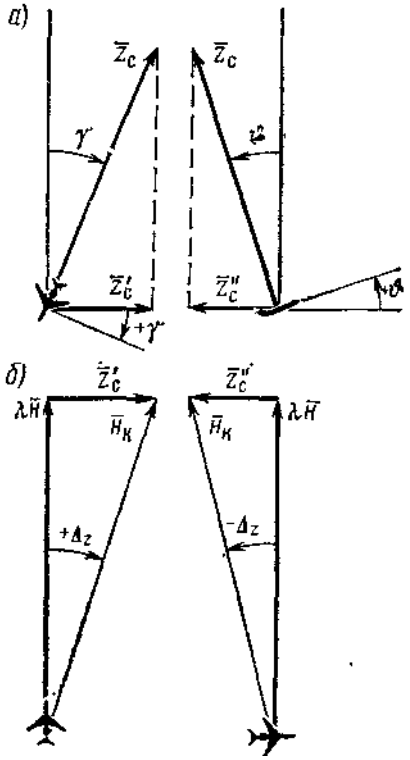


Рис. 2.7. Создание креновой девиации нормальной силой самолетного магнетизма

курсовых систем, а в компасе КИ-13 учитываются в виде поправок, снимаемых с графика девиации. Процесс списания четвертных девиаций является завершающим этапом и совмещается со списанием всех остаточных полукруговых и круговых девиаций и инструментальных погрешностей.

Кроме рассмотренных девиаций, существует так называемая креповая девиация Δz, которая возникает при кренах самолета от нормальной составляющей Z_e магнитного поля самолета направленной по оси Z самолета). При горизонтальном полете проекция силы на плоскость горизонта равна нулю, поэтому девиация отсутствует. При поперечном крене самолета появляется ее проекция на плоскость горизонта, равная $Z_c' = Z_c \sin \gamma$, при продольном крене $Z_c' = Z_c \times \sin \vartheta$ (рис. 2.7).

Геометрически суммируясь с направляющим вектором $\Delta \overline{H}$, силы Z_c' и Z_c'' создают девиации:

при поперечных кренах $\Delta z = Z_c \sin \gamma \cos \psi_м / (\lambda H)$;

при продольных кренах $\Delta z = Z_c \sin \vartheta \sin \psi_м / (\lambda H)$.

Наибольших значений креновые девиации достигают на курсах 0 и 180° при поперечных кренах и на курсах 90 и 270° при продольных.

Необходимо различать креновую девиацию Δ_z, возникающую от нормальной составляющей самолетного магнетизма Z_c при горизонтальной картушке магнитного компаса (или ЧЭ ИД), и поворотную погрешность $\Delta_п$, возникающую от влияния вертикальной составляющей Z при накрененной картушке.

Самолетные компасы не имеют устройств для компенсации креновой девиации, однако ее влияние должно учитываться в полете. Особенно велика она при продольных кренах, при наборе высоты и снижении, маневрах длительных и устойчивых. Креновая девиация от поперечных кренов существенного влияния не имеет, так как продолжительность кренов невелика и знак крена меняется часто. Короткопериодические колебания самолета по крену способствуют раскачиванию картушки компаса, что за-

трудняет ее использование. Место установи ИД и компаса выбирается там, где нормальная составляющая самолетного магнетизма небольшая.

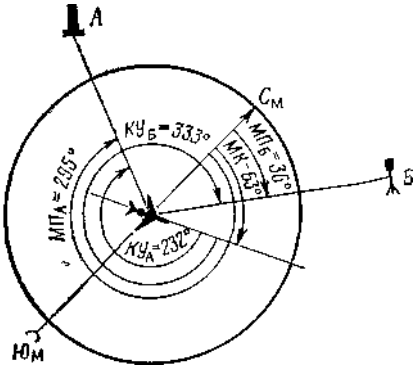


Рис. 2.8. Девиационная площадка

С течением времени значение девиаций изменяется. Если вблизи ЧЭ находятся железные массы, то необходимо иметь в виду их намагничивание атмосферным электричеством. Для этой цели в авиационно-технических базах (АТБ) изготовляют специальные низкочастотные звуковые генераторы, частота которых меняется при обнаружении шупом намагниченных близлежащих деталей. Для размагничивания их применяют специальные соленоиды. На современных самолетах, в которых ИД удалены от ферромагнитных масс, такие явления могут наблюдаться только у КИ-13.

Девиационные работы. Качественное, достоверное и своевременное проведение девиационных работ для компенсирования и списания девиации и составление необходимых таблиц и графиков возлагается на штурманский состав подразделений ГА. Инженерно-технический состав по спецоборудованию оказывает штурманской службе техническую помощь в проведении этих работ.

Находясь в распоряжении штурмана, лица технического состава по его указанию производят все необходимые монтажные и демонтажные работы с агрегатами компасного оборудования,

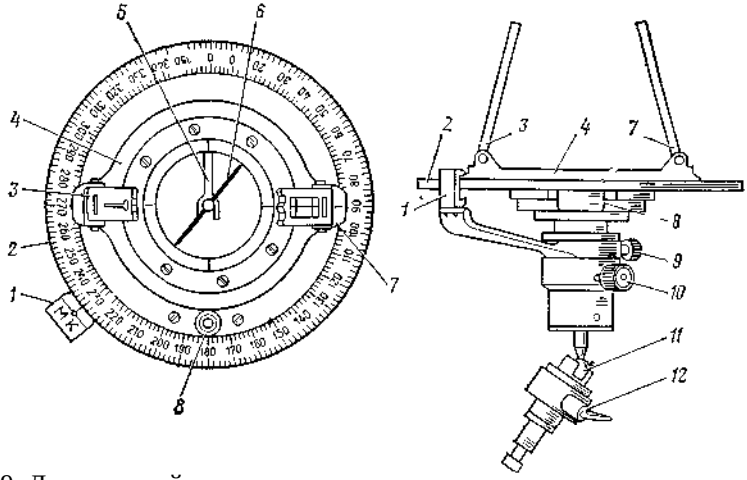


Рис. 2.9. Девиационный пеленгатор

строго соблюдая технологию проведения этих работ. Одновременно инженеры и техники являются консультантами штурмана по всем вопросам технического характера и несут ответственность за соблюдение инструкций по эксплуатации, технике безопасности и безопасности самолета.

Девиационные работы должны проводиться на специальной паспортизированной девиационной площадке (рис. 2.8) с радиусом 50 м, с неармированным бетонным, асфальтовым или грунтовым покрытием и удалением не менее чем на 200 м от места стоянки самолетов металлических сооружений и коммуникаций. Для первого класса площадок~~вариация магнитного склонения допускается до 0,1°, для второго класса — до 0,25°. С центра площадки должны быть видны несколько ориентиров, удаленных от нее не менее чем на 3 км. Магнитные пеленги на ориентиры определяют из центра площадки с точностью до **0,1°.**

Девиационный пеленгатор. Пеленгатор служит для определения магнитных пеленгов и курсовых углов на ориентиры и используется при девиационных работах для установления самолета на заданные магнитные курсы. Пеленгатор (рис. 2.9) представляет собой диск с закрепленным на нем лимбом *2,* разградуированным от 0 до 380°, опорным кольцом, вокруг которого вращается алидада *4* с цилиндрическим стаканом, на дне которого установлена шпилька для магнитной стрелки *6.* Магнитная стрелка *6* имеет арретир *5,* его винт расположен под диском.

Алидада *4* имеет два диоптра: предметный 7 с визирной нитью и глазной *3* с визирной ущелью. От каждого диоптра в сторону лимба выступают скосы с индексами, по которым отсчитывают по лимбу углы. Алидада стопорится в любом положении двумя стопорными винтами, расположенными над диском. На диске между лимбом и алидадой вмонтирован уровень *8,* служащий для установки лимба в горизонтальной плоскости. Ось диска вставляют в кронштейн и стопорят винтом *10.*

На кронштейне под диском расположен вращающийся вокруг лимба подвижной индекс «МК» *1* со своим стопорным винтом 9. Кронштейн имеет шаровой шарнир *11* с зажимным винтом *12.* С помощью шарового шарнира *11* устанавливают диск по уровню *8* в горизонтальной плоскости. Ось кронштейна вставляют либо в струбцину, либо в треногу.

Определение магнитных пеленгов. Для определения магнитных пеленгов отдельных ориентиров девиационный пеленгатор на треноге устанавливают в центре площадки. Установив диск пеленгатора по уровню в горизонтальное положение, убирают арретир *5* магнитной стрелки и ослабляют стопор диска. Вращением диска подводят отсчет 0° по лимбу к северному концу стрелки и в этом положении стопорят диск. Затем, отстопорив алидаду, визируют ориентиры, отсчитывая магнитные пеленги па лимбу против индекса у предметного диоптра.

Технология выполнения девиационных работ на самолетах для КИ-13 и курсовых систем приведена в приложении.

Глава 3. ГИРОПОЛУКОМПАС ГПК-52 АП

3 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Назначение и решаемые задачи. Гирополукомпас ГПК-52АП предназначен для определения, индикации и выдачи сигналов ортодромического (условного) курса потребителям, а также для выдачи сигналов отклонения от заданного курса в канал курсовой стабилизации автопилота.

Гирополукомпас ГПК-52АП входит в состав пилотажно-навигационного оборудования самолета Ан-24 и предназначен для решения следующих задач:

формирования и выдачи сигналов, пропорциональных отклонениям самолета от заданного ортодромического курса в канал курсовой стабилизации автопилота;

формирования и выдачи сигналов в автопилот с целью осуществления автоматических доворотов на углы до 120°.

определения и индикации ортодромического курса на показывающих приборах при полетах самолета в любых районах северного полушария, в том числе и в Арктике, где возможность применения обычных магнитных и гиромагнитных компасов ограничена или исключена полностью;

указания точных углов разворота самолета.

Комплектность и расположение агрегатов. На АН-24 в комплект входят:

гиродатчик (ГД) — 1 шт, на горизонтальной панели пульта правого пилота;

пульт управления — 1 шт., на вертикальной панели пульта правого пилота;

соединительная коробка (СК) — 1 шт, на левом борту под навигационным столом.

Кроме того, установлены не входящие в штатный комплект.

задатчик курса ЗК-2 — 2 шт, правый ЗК-2 — на панели правой приборной доски, левый ЗК-2, входящий в комплект АП-28 Л1, — на панели средлей доски слева.

выключатель коррекции ВК-53 РШ — 1 шт, под полом кабины экипажа у левого борта между шпангоутами № 4 и 5

Условия эксплуатации. Гирополукомпас ГПК-52 АП рассчитан для работы в диапазоне температур внешней среды от —60 до +50°С и при вибрациях с амплитудой 1,4 мм в диапазоне частот 20—30 Гц, с амплитудой 1 мм в диапазоне 30—50 Гц и с перегрузкой 5 *g* в диапазоне 50—150 Гц.

Основные технические данные

Напряжение, В, и частота, Гц, питания тока:	
постоянного	27±2,7
переменного	36±1,8; 400±8
Потребляемый ток в фазе при установившемся режиме, А, не более	1,1
Время разгона гироскопа после запуска при нормальной температуре, мин, не более	12
Допустимый уход гироскопа в азимуте в нормальных условиях на каждом из четырех курсов за 30 мин работы, °, не более	±1,5
Погрешность сельсинной передачи курса, °, не более	+1,5
Скорость разворота шкалы при нормальной температуре, °/мин:	
минимальная, в пределах	30—95
максимальная, не менее	180
Сопротивление курсового потенциометра (кл. 17—18), Ом	613±92
Допустимая разность сопротивлений плеча курсового потенциометра (кл. 17—19—18), Ом, не более	+8
Рабочая зона курсового потенциометра, °	±6,5±0,5
Погрешность установки щетки съема на потенциометре при нулевом курсе ($\Delta\psi = 0$) при включении электромагнитной муфты, В, не более	±0,3
Срок гарантии при эксплуатации на пассажирских и транспортных самолетах на протяжении 5 лет, л. ч.	2000

Функциональная схема и взаимодействие агрегатов. Гиропо лукомпас ГПК-52 АП (рис. 3.1) работает в режиме ГПК. Основным узлом гиродатчика *ГД* является корректируемый курсовой гироскоп *КГ*. На оси внутренней рамы установлен *МДШК*, на который с *ПУ* из мостового датчика широтной коррекции *ДШК* подается напряжение, пропорциональное алгебраической разности вертикальной составляющей земного вращения и скорости прецессионного ухода гироскопа от разбаланса, т. е. $\omega_з \sin\varphi - \omega_{рб}$. Двигатель создает прецессию со скоростью, равной этой разности, в результате чего ось не имеет видимого движения относительно Земли. На шкале *ГД* показывается ортодромический курс, который с сельсина-датчика *СД* передается потребителям.

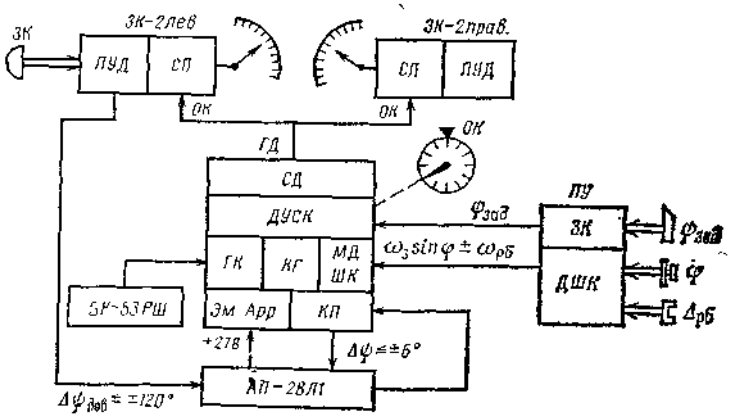


Рис. 3.1. Функциональная схема ГПК-52АП

Известно, что ГПК не обладает свойством избирательности, поэтому на нем после пуска необходимо выставить курс стоянки. Для этой цели в *ПУ* имеется задатчик курса *ЗК*, с которого при повороте ручки вправо — влево выдается напряжение на двигатель узла согласования курса *ДУСК*. Двигатель узла разворачивает курсовую ось картушкой и ротором *СД* курса на заданный курс.

Узел *ГК* функционирует от жидкостного маятника обычным порядком (см. подразд. 1.3) и на разворотах отключается выключателем коррекции *ВК-53 РШ*. В нижней части наружной рамы установлен узел потенциометра-датчика углов отклонения самолета $\Delta\psi$ от заданного направления — курсовой потенциометр *КП*

При включении режима стабилизации курса из *АП-28 Л1* подается +27 В на электромагниты арретира *Арр* и электромагнитной муфты *Эм*, которые, срабатывая, соединяют щетку потенциометра с осью наружной рамы. Поэтому при отклонении самолета от курса, который был в момент включения режима, перемещается щетка потенциометра и электрический сигнал отклонения передается в *АП*.

Сигналы ортодромического курса с *СД* передаются на сельсины-приемники *СП* задатчиков курса *ЗК-2 — пр.* и *лев.* По шкалам *ЗК-2* отсчитывается текущий ортодромический курс.

Если кремальерой *ЗК* ввести в левый *ЗК-2* новое значение курса, то с потенциометра угла доворота *ПУД* будет сниматься и подаваться в *АП* сигнал угла доворота, в результате чего автопилот развернет самолет на новый заданный курс. Такие повороты можно осуществлять с углами доворотов до 120°.

3.2. НАЗНАЧЕНИЕ И УСТРОЙСТВО АГРЕГАТОВ

Гиродатчик. ГД является основным прибором комплекта и предназначается для определения и индикации ортодромического курса, дистанционной передачи ОК на индикаторы, выдачи сигналов отклонения от заданного курса в канал курсовой стабилизации АП-28 Л1. Кинематическая схема гиродатчика показана на рис. 3.2, электрическая — на рис. 3.3.

Чувствительным элементом ГД служит трехстепенной курсовой гироскоп с горизонтально расположенной осью собственного вращения (см. рис. 3.2). Внутренней рамой карданова подвеса является корпус *3* гироскопа с прикрепленными к нему двумя полуосями *15*, образующими ось внутренней рамы, которая вращается в подшипниках, закрепленных на внешней раме. Ось внешней рамы расположена вертикально и вращается в подшипниках корпуса прибора. Она состоит из двух полых полуосей — верхней и нижней. Питание на подвижные узлы *ГД* подается через коллектор *23* нижней полуоси *22* на внешнюю раму *16*, а дальше через узел точечных контактов *14* — на гироузел.

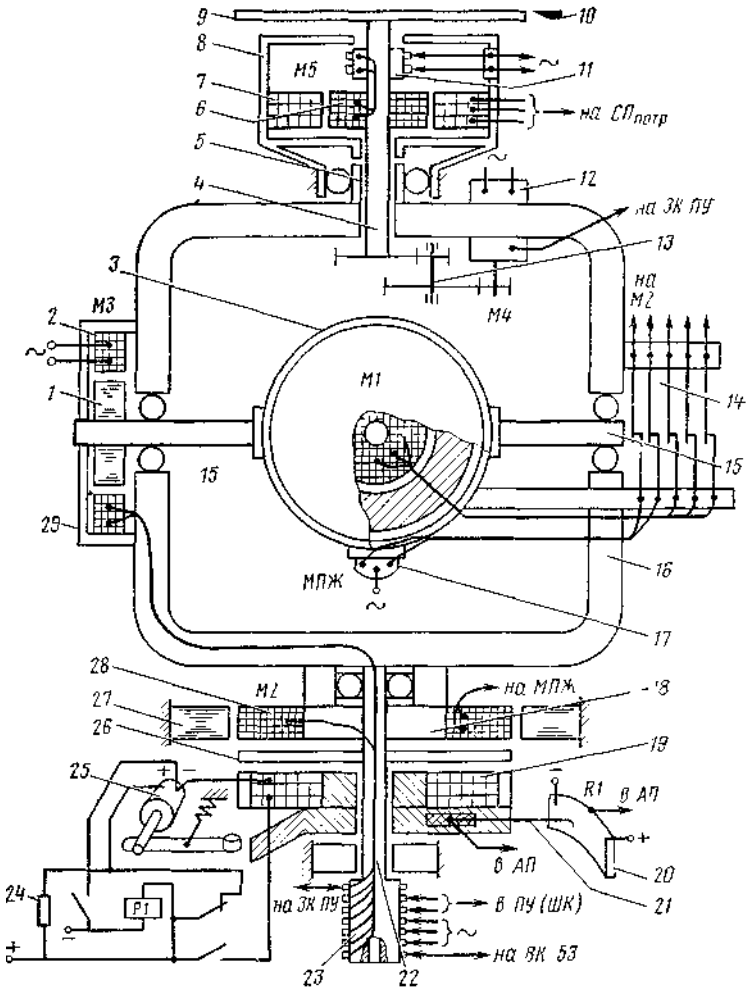


Рис. 3 2. Кинематическая схема ГД

Основные конструктивные и функциональные узлы *ГД* — гироузел, узел горизонтальной коррекции, узел широтной коррекции, узел индикации, выдачи и начальной выставки курса и узел выдачи сигнала отклонения в АП.

Гироузел представляет собой составной корпус *3*, в котором вращается гиромотор ГМ-25. На корпусе, кроме полуосей *15*, закреплены балансировочные элементы, а также жидкостный маятниковый переключатель *17* узла горизонтальной коррекции.

Ротор гиромотора *Ml* представляет собой стальной маховик, симметричный относительно экваториальной плоскости, проходящей через ось внутренней рамы. Ротор приводится во вращение

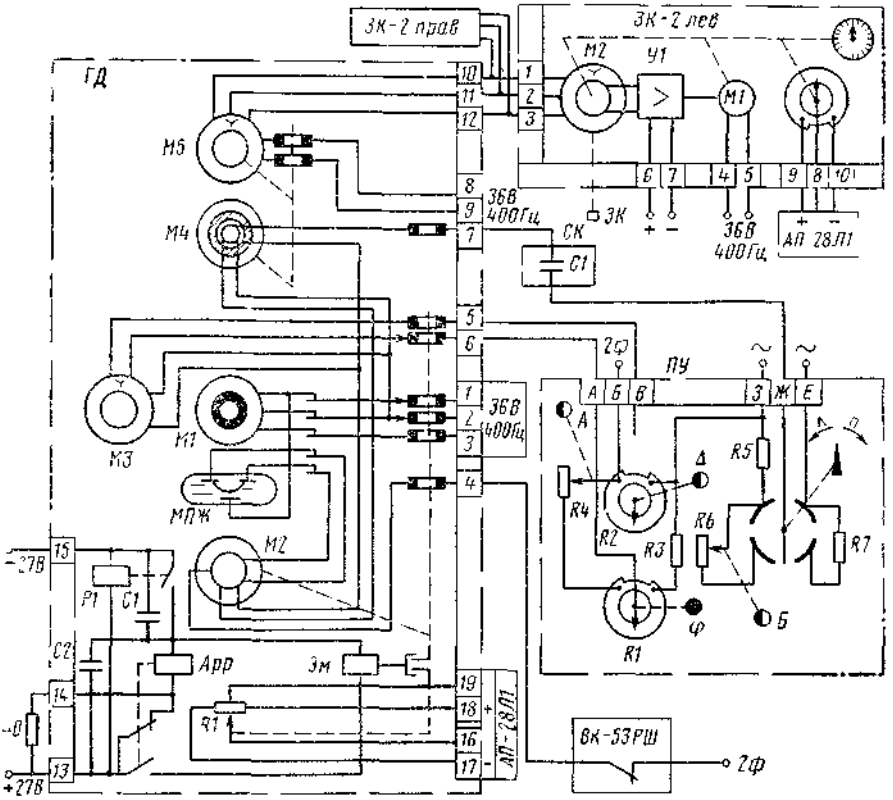


Рис. 3.3. Электрическая схема ГПК-52АП

двумя асинхронными двигателями с короткозамкнутыми роторными обмотками типа «беличье колесо», запрессованными в ротор симметрично с двух сторон. Статоры двигателей помещаются внутри ротора. Ротор вращается на двух высокоточных радиально-упорных шарикоподшипниках с текстолитовыми сепараторами.

Несмотря на симметричность конструкции гиромотора (два двигателя, симметричный нагрев тела ротора) при значительном изменении температуры окружающей среды возможно осевое смещение центра масс (разбаланс) и появление ухода гироскопа. Для компенсации смещения центра масс на втулках укреплена термобиметаллическая пластина со свинцовыми грузами. Пластина с грузами, деформируясь от изменения температуры, смещает центр масс в противоположном направлении.

Горизонтальная коррекция (ГК) удерживает ось гироскопа в горизонтальном положении. Чувствительным элементом ГК служит жидкостный маятниковый переключатель *17,* закрепленный на корпусе гироузла, а исполнительным элементом - моментный двигатель *М2 18,* расположенный на оси наружной рамы.

Моментный двигатель 15 — двухфазный, многополюсный, реверсивный, асинхронный двигатель, работающий в заторможенном режиме. Ротор *28* с обмоткой возбуждения и двумя управляющими обмотками закреплен на нижней части наружной рамы *16,* а короткозамкнутый статор *27* на фланце корпуса прибора.

Для отключения ГК. на виражах общая точка управляющих обмоток через коллектор *23* и штырек *4* штепсельного разъема (ШР) гиродатчика соединена со 2-й фазой через размыкающие контакты реле ВК-53 РШ (см. рис. 3.3). Следует иметь в виду, что при техническом обслуживании во избежание электролиза жидкости в маятнике проверять цепь постоянным током (тестером) между штырьками 1 и 4 ШР категорически запрещено.

Широтная коррекция (ШК) компенсирует кажущийся уход гироскопа от вертикальной составляющей суточного вращения Земли $\omega_в$ и прецессионный уход гироскопа $\omega_{рб}$ от разбаланса. Исполнительный элемент ШК — двухфазный асинхронный *МДШК. 29 (М3)* с короткозамкнутый ротором. Ротор 1 закреплен на полуоси *15* внутренней рамы, а корпус статора *2* с обмотками возбуждения и управляющей — на наружной раме *16.* Обмотка возбуждения статора включена в электрическую цепь прибора постоянно, а управляющая получает питание от пульта управления с мостового датчика широтной коррекции.

Напряжение, подаваемое с *ДШК* на управляющую обмотку, должно быть пропорционально алгебраической разности уходов $\omega_в - \omega_{рб}$.

Тогда двигатель создает коррекционный момент

$$M_к = H(\omega_з \sin \varphi - M_{рб}/H).$$

Индикация курса осуществляется картушкой *9* относительно неподвижного индекса *10* на корпусе. Датчиком курса на индикаторы и потребителям служит СД *М5,* статор *7* которого заэкранирован и закреплен на корпусе *8.*

Ось *4,* на которой закреплены картушка *9* и ротор *6 СД,* проходит через верхнюю полую ось *5* наружной рамы *16* и через редуктор *13* соединяется с двигателем *12 (М4)* ДИД-0,5, расположенном на наружной раме *16.* Двигатель *12* при подаче на него напряжения от задатчика курса ПУ может разворачивать ротор *6 СД* и картушку *9* на любое значение курса. Этим осуществляется начальная выставка курса и последующая его коррекция в полете. Питание на роторную обмотку подается от потребителей через коллекторные кольца 11 на оси ротора *6.*

Отсчет курса по шкале и сигнал с СД *М5* будут верны только в том случае, когда самолет летит в горизонтальной плоскости и ось наружной рамы вертикальна. При кренах самолета — поперечных и продольных, когда ось наружной рамы накреняется вместе с самолетом, появляется кинематическая карданная погрешность $\delta\psi$. Ее значение зависит от крена γ и от гироскопического курса $\psi_г$. Гироскопический курс $\psi_г$ — это угол между главной осью гироскопа и продольной осью самолета. Связь его

с ИК выражается формулой $\psi_г = \psi - \alpha_г$, где $\alpha_г$ — угол между меридианом и главной осью гироскопа (наблюдателю этот угол неизвестен и не определяется).

Тогда карданная погрешность

$$\delta\psi = \operatorname{arctg}\left[\frac{\cos\gamma - 1}{\operatorname{ctg}(\psi - \alpha_г) + \operatorname{tg}(\psi - \alpha_г)\cos\gamma}\right].$$

Если главная ось гироскопа совпадает с осью кренения или составляет с ней угол 90°, то при любом крене погрешность равна нулю. Это значит, что на гироскопических курсах 0, 90, 180 и 270° $\delta\psi = 0°$. Но сказать, на каких истинных (магнитных) курсах $\delta\psi = 0°$, не зная значения угла $\alpha_г$, мы не можем. Остается бесспорным фактом только то, что она носит четвертной характер, принимая нулевое значение 4 раза на курсах через 90°. Максимального значения карданная погрешность достигает тогда, когда ось гироскопа с осью крепления самолета (продольной или поперечной) составляет угол примерно 45°.

При крене $\gamma = 20°$ $\delta\psi_{max} = 1{,}7°$, при крене $\gamma = 40°$ $\delta\psi_{max} = 7{,}5°$. Поперечные крены, будучи кратковременными, на самолетовождении мало сказываются, хотя погрешности при них могут достигать больших значений. Неблагоприятны продольные крены при наборе высоты или снижении. Поэтому при использовании ГПК-52 АП необходимо вертикальные маневры делать с тангажом не более 15°.

Узел выдачи в автопилот сигнала отклонения от заданного курса состоит из потенциометра *20 (R1)*, установленного в нижней части корпуса, электромагнитной муфты *19 (Эм)* с закрепленными на ней щеткой *21* и электромагнитного арретира *25(App)*, арретирующего муфту со щеткой потенциометра в нулевом положении при отключенном режиме стабилизации курса.

При включении режима стабилизации курса через штырьки 13, 14 ШР ГД подается +27 В (минус выведен на штырек 15), срабатывают реле *P1* и арретир *25*. Последний освобождает муфту и включает в цепь ее питание. Корпус электромагнитной муфты со щеткой *21* потенциометра *R1* перемещается по оси *22* наружной рамы и притягивается к диску *26*, соединяясь с карданом. Тогда при рыскании самолета по курсу потенциометр поворачивается вместе с самолетом относительно стабилизированной гироскопом щетки, сигнал с нее через штырек *16* подается в АП. При этом угол рыскания ограничивается упорами на муфте до значений 8—10°. Для уменьшения тока арретира в рабочем состоянии в цепь его обмотки включается резистор *24* сопротивлением 40 Ом.

Корпус прибора закрывается двумя кожухами: верхним, в котором герметично на клею смонтировано стекло, и нижним, через который выводится экранизированный жгут с 20-штырьковым разъемом. Оба кожуха соединяются с корпусом прибора двумя прижимными кольцами. Прибор заполняется гелием.

Основные технические данные

Кинетический момент, кг-м^2-с$^{-1}$	1961,33• 10~^{3}
Момент инерции ротора, кг-м^2	0,981
Частота вращения ротора, об/мин	22 000—23 000
Время выбега, мин	10—21
Мощность гиромотора, Вт	25
Момент двигателя широтной коррекции, Н-м, не менее	4,4-10^{-4}
» двигателя горизонтальной коррекции, Н-м, не менее	17,7-10^{-4}
Максимальные габаритные размеры, мм	250x230x230
Масса, кг, не более	7

Гиродатчик проверяется на соответствие нормам технических параметров (НТП) в комплекте с ПУ и ЗК-2. После ремонта, связанного с разборкой и сборкой ГД, отдельно проверяется скорость выхода гироузла из завала под действием горизонтальной коррекции. Эта скорость должна быть не менее 1—2°/мин.

Пульт управления. Он предназначен для осуществления широтной коррекции путем подачи корректирующего напряжения в ГД на *МДШК*, управления разворотом шкалы и ротора СД курса, включения и выключения питания ГПК (на самолете Ан-24 выключатель питания не задействован).

Лицевая панель пульта показана на рис. 3.4. В пульте смонтирован узел из двух кольцевых проволочных , потенциометров, расположенных один за другим соосно, — широтного *(R1 = 280* Ом) и поправочного (*R2*=500 Ом). Полая ось широтного потенциометра выходит на лицевую панель пульта. На нее надевается ручка *6* с синусной шкалой *5* широты. Широта по шкале устанавливается относительно неподвижного индекса *4*, нанесенного на панели. Через полую ось широтного потенциометра проходит ось поправочного потенциометра и заканчивается шлицем. На ее конец надет футор со шкалой, по которой определяют угол поворота поправочного потенциометра относительно индекса, нанесенного на ручке. Шкала закрывается откидной крышкой 7.

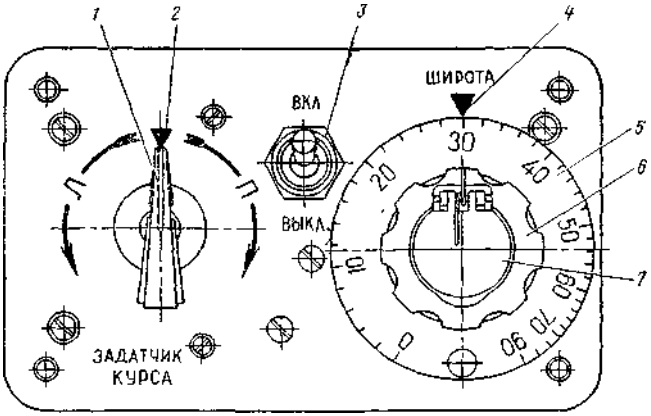


Рис. 3.4. Передняя панель ПУ

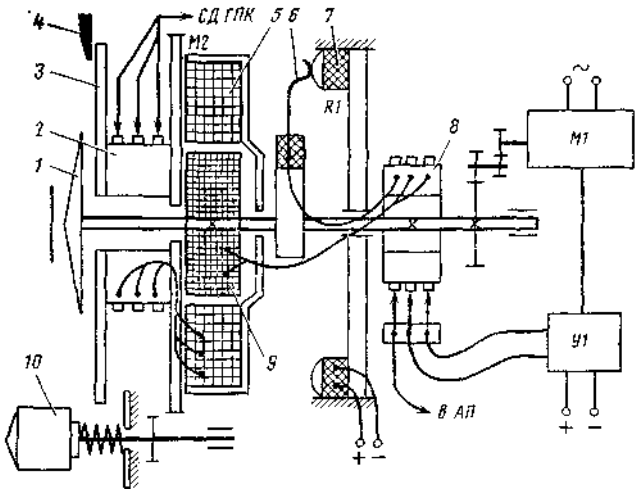


Рис. 3.5. Кинематическая схема ЗК-2

В цепь широтного потенциометра *R1* (см. рис. 3.3) включены резистор *R3* (510 Ом) и реостат *R4* (0,5 кОм), используемые при настройке и регулировке эффективности широтной коррекции. Ось реостата *R4* выведена через отверстие *А* на заднюю стенку под шлиц (верхний), закрывается заслонкой и пломбируется. Механизм задатчика курса (ЗК) состоит из кольца с четырьмя контактными пластинами и щетки, закрепленной на оси. На выходящий на лицевую часть панели (см. рис. 3.4) конец оси надета ручка *1*, а на панели нанесены индекс *2* нейтрального положения ручки и две стрелки с буквами «Л» и «П», указывающие развороты — левый и правый. Ось имеет ограничитель поворота и спиральную пружину, удерживающую ее в нейтральном положении.

Питание на пластины ЗК подается через балластное сопротивление *R5* (330 Ом) (см. рис. 3.3) от 2-й и 3-й фаз переменного тока. При повороте ручки на малый угол вправо — влево (до 60°) задается малая скорость разворота картушки 35—95°/с при большом угле поворота — большая, не менее 180°/с

Те пластины, с которыми контактирует щетка при малых углах поворота ручки, подключены к фазам (см. рис. 3.3) через сопротивления — одна через резистор *R7* (3,6 кОм), другая — через подстроечный реостат *R6* (0,5 кОм), которым регулируется малая скорость. Ось подстроечного реостата выведена через отверстие *Б* на заднюю стенку пульта под шлиц (нижний) закрывается заслонкой и пломбируется. Пластины, которые контактируют со щетками при больших углах поворота ручки, соединяются с фазами накоротко.

Все указанные узлы (см. рис. 3.4) и тумблер *3* включения питания крепятся к прямоугольной панели пульта и закрывают-

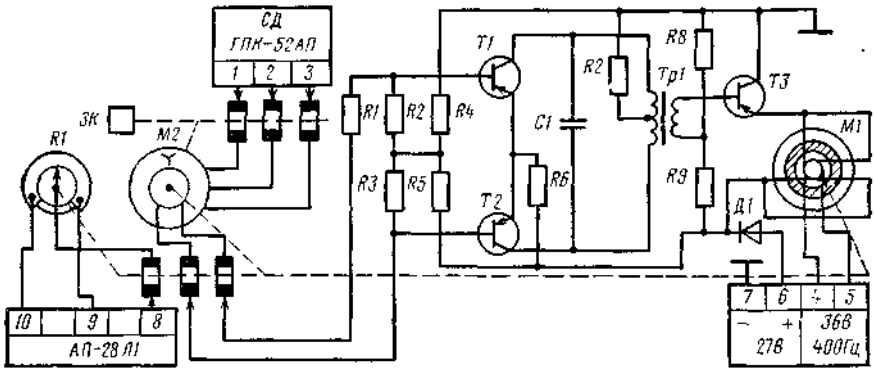


Рис. 3.6. Электрическая схема ЗК.-2

ся алюминиевым кожухом. Со схемой пульт соединяется через 11-штырьковый ШР. На самолете крепится с помощью четырех винтов. Максимальные габаритные размеры пульта 120Х72 Х150 мм, масса 0,6 кг.

Соединительная коробка. Она служит для соединения приборов комплекта между собой. В ней установлены две колодки, каждая на 10 клемм и конденсатор (1 мкФ), который включен в цепь щетки ЗК для необходимого сдвига фазы на управляющей обмотке двигателя ДИД-0,5 узла выставки курса гиродатчика.

Коробка изготовлена из алюминия. На внутренней стороне крышки помещена схема соединений комплекта. Максимальные габаритные размеры СК 154Х135х51 мм, масса 0,55 кг.

Задатчик курса ЗК-2. Он предназначен для индикации ортодромического курса, получаемого от ГД, и для формирования и выдачи в автопилот сигнала доворота на заданный курс. Кинематическая схема ЗК-2 показана на рис. 3.5, электрическая — на 3.6.

Для решения указанных задач в задатчике курса размещены три элемента следящей системы курса: сельсин-приемник *М2*, усилитель *У1*, исполнительный двигатель *Ml* (ДИД-0,5 ТА) с редуктором и потенциометр-датчик *R1*.

Со статорной обмотки сельсина-датчика *М5* гиродатчика сигнал курса поступает на статорную обмотку сельсина-приемника *М2* задатчика ЗК-2 через коллектор *2*. С роторной обмотки *9* сельсина-приемника *М2* сигнал рассогласования через коллектор *8* поступает на вход встроенного в прибор усилителя *У1*. С выхода усилителя напряжение поступает на двигатель *Ml*, который поворачивает ротор сельсина-приемника до согласованного положения и одновременно поворачивает стрелку *1* и щетку *6* потенциометра-датчика 7.

Заданный курс вводится кремальерой *10*. При нажатии и повороте кремальеры шестеренка, посаженная на ее ось, входит в зацепление с шестерней, соединенной с корпусом статора *5*

сельсина, и разворачивает его вместе со шкалой *3* на заданный курс. Заданный курс отсчитывается относительно неподвижного треугольного индекса *4* на корпусе прибора.

При развороте кремальеры статора *5* сельсина *М2* появляющееся рассогласование немедленно отрабатывается двигателем и стрелка-силуэтик остается на отсчете текущего курса, поворачиваясь вместе со шкалой. Но так как на оси ротора сельсина находится щетка *6* потенциометра *R1,* то она повернется от средней точки потенциометра на такой же угол, на какой повернется шкала, т. е. на угол, равный разности текущего курса и заданного, представляющий собой угол доворота.

Потенциометр *R1* заданного курса включен в мостовую схему АП-28Л1 параллельно потенциометру рукоятки «Разворот». При установке переключателя автопилота «ГИК'—ГПК — Разворот» в положение «Разворот» со щетки потенциометра *R1* в автопилот поступает сигнал, как и от рукоятки «Разворот», и самолет координированно разворачивается на заданный курс. По мере приближения текущего курса к заданному сигнал с потенциометра *R1* уменьшится и по окончании маневра станет равным нулю. Самолет ляжет на заданный курс, стрелка установится против неподвижного индекса на отсчете заданного курса, а щетка — посередине потенциометра *R1.*

Полупроводниковый усилитель имеет два каскада — входной и выходной. Входной каскад на триодах 77, *Т2* (МП14А), работающий по двухтактной схеме, усиливает сигнал до мощности, необходимой для работы выходного каскада. Выходной каскад на триоде *Т3* (П4Б) работает в режиме эмиттерного повторителя, в эмиттерную цепь которого включены управляющие обмотки ДИД-0,5 ТА. Связь между каскадами трансформаторная, резисторы *R4, R5, R*6,, *R8* и *R9* обеспечивают термостабилизацию каскадов, резисторы *R2, R3* обеспечивают согласование ротора сельсина со входом усилителя, резистор *R1* увеличивает входное сопротивление усилителя и ограничивает амплитуду входного сигнала, конденсатор *С1* обеспечивает требуемый сдвиг фаз на управляющих обмотках двигателя *Ml.*

Все элементы помещены и закреплены в корпусе прибора и закрыты кожухом. Со схемой ЗК-2 соединен жгутом, заканчивающимся 10-штырьковым ШР.

Основные технические данные

Погрешность следящей системы курса, °, не более	+1
Точность выдачи сигналов на всех точках рабочего участка, °	+1
•скорость согласования шкалы курса, °/*с*, не менее'	
при температурах +25°С и +50°С	15
» температуре — 60°С	10
Высотность, м	до 25 000
Максимальные габаритные размеры, мм	179x86x86
Масса, кг	1,5

Задатчик курса ЗК-2 проверяется на соответствие НТП в комплекте автопилота АС-28 Л1.

3.3. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СХЕМА

На самолете Ан-24 питание на ГКП-52 АП подается через АЗС-2 ГПК-52 АП на щите АЗС и выключатель «ГПК», помещенный на правой панели приборной доски пилотов. При этом на гиродатчик и на пульт управления подается трехфазный переменный ток 36 В 400 Гц, а на ЗК-2, кроме того, и постоянный ток 27 В.

Начальная выставка ГПК производится разворотом шкалы на курс стоянки при помощи задатчика курса пульта управления. Вначале, когда показания шкалы ГПК отличаются от курса стоянки на большой угол, ручку задатчика курса поворачивают на угол более 70°, обеспечивая разворот шкалы большой скоростью. Когда до требуемого отсчета остается 10—15°, угол отклонения ручки уменьшают до 30° и малой скоростью подводят необходимый отсчет под индекс.

Потенциометры широтный *R1* и поправочный *R2* (см. рис. 3.3) соединены между собой по мостовой схеме, в диагональ которой через щетки подключена управляющая обмотка *МДШК* гироскопа.

Широта устанавливается по шкале против индекса. Поправочный потенциометр разворачивают при проверках на уход гироскопа в азимуте во время технического обслуживания. Потенциометр-датчик отклонения от заданного курса запитывается постоянным током от автопилота через штырьки 18 (+) и 17 (—) при включении режима стабилизации курса от ГПК (переключатель «ГИК — ГПК — Разворот» на пульте управления АП в положении «ГПК»)

Напряжение +27 В из АП поступает на штырек 13 ШР *ГД* и через резистор сопротивлением 40 Ом, находящийся вне гиродатчика, — на штырек 14. Минус цепи АП выведен на штырек 15.

При включении режима стабилизации в гиродатчике срабатывает реле *Р1*, которое замыкает минусовую цепь.

Через замкнутые контакты арретира напряжение +27 В поступает на его обмотку, *Арр* срабатывает и освобождает диск *Эм.* При этом контакты арретира переключаются и подают напряжение +27 В на обмотку муфты. Для уменьшения рабочего тока, протекающего через обмотку арретира, после его срабатывания, обмотка подключается через штырёк 14 в цепь постоянного тока через сопротивление 40 Ом.

При срабатывании муфты *19* (см. рис. 3.2) ее сердечник с расположенной на нем щеткой *21* притягивается к диску *26*, жестко сидящему на оси *22* наружной рамы, связывая тем самым щетку с гироскопом.

Сигнал между средней точкой потенциометра и щеткой через штырьки 19 и 16 подается на суммирующее устройство АП-28 Л1 (см. рис. 3.3).

Эксплуатация. Гирополукомпас ГПК-52АП используется при выполнении полетов в высоких широтах и на маршрутах большой протяженности. Перед полетом прокладывается и рассчитывается маршрут по ортодромии. Обычно за опорную ортодромию берется истинный или магнитный меридиан ИПМ. Перед выруливанием на старт за 8—12 мин включается питание ГПК, а на ПУ ручкой «Широта» устанавливается широта ИПМ, если маршрут малой протяженности.

На исполнительном старте после установки самолета на линию взлета ручкой «Задатчик курса» на пульте устанавливается по шкале гиродатчика магнитный курс взлета ВПП. С этого момента указатели ЗК-2 и гиродатчик показывают текущий ортодромический магнитный курс относительно магнитного меридиана вылета.

После взлета и выхода самолета на ИПМ самолет по компасу ГИК-1 ложится на курс следования по заданной ортодромии, т. е. на заданный ортодромический магнитный курс (ОЗМК.) с учетом угла сноса. Ручкой «Задатчик курса» выставляет на гиродатчике либо магнитный курс, определяемый компасом ГИК-1, либо, исправляя его магнитным склонением, истинный курс. В первом случае за опорный меридиан берется магнитный ИПМ, во втором — истинный. В дальнейшем управление самолетом производят по ГПК-52 АП, выдерживая рассчитанный при прокладке маршрута ОМК или ОК с учетом угла сноса.

В связи с тем, что ГПК-52 АП за час полета может накопить погрешность в курсе до ±2°, необходимо его через каждый час вновь согласовывать с компасом ГИК-1, приводя показания МК последнего к ортодромическому курсу. Для этого, как известно, необходимо (см. подразд. 1.3) показания МК ГИК-1 исправить условным магнитным склонением. Изменение установки широты производится при пролете опорных точек, намеченных на карте во время подготовки экипажа к полету.

Во избежание больших карданных погрешностей набор высоты и снижение необходимо производить с углами тангажа до 20°. Развороты допускается производить с креном, не превышающим 45°, так как при больших кренах гироузел может лечь на упоры и гироскоп потеряет одну степень свободы. В результате возможно круговое вращение шкалы ГД.

При подходе к точке начала снижения на ЗК-2 устанавливается магнитный курс посадки. Выполнять подход к аэродрому и заход на посадку необходимо по показаниям гиромагнитного курса компаса ГИК-1.

Техническое обслуживание. ТО ГПК-52 АП в лабораториях АиРЭО АТБ производится с применением необходимого стендового оборудования, контрольно-поверочной аппаратуры, исправного инструмента и с соблюдением правил техники безопасности. К обслуживанию ГПК-52 АП допускаются лица, знающие конст-

рукцию и схему комплекта, умеющие использовать лабораторное оборудование в соответствии с требованиями технологических указаний.

Для проверки ГПК-52 АП в лаборатории используются пульт проверки 6363/0134, поворотные установки типа УПГ-48 или УПГ-56, поворотные столы и ряд электроизмерительных приборов и устройств.

Контролируемые параметры и их нормы

1. Время разгона гиромотора, мин, не более 12

Определяется от момента пуска до момента, когда во 2-й фазе установится ток, равный 1,1 А. Отклонение параметра в большую сторону или увеличение тока в фазе свидетельствует об увеличении трения в подшипниках главной оси. В таких случаях необходимо замерить и время выбега от момента выключения питания до полной остановки, которое должно быть не менее 10—12 мин.

2. Скорость разворота шкалы от ЗК, °/мин;

малая, в пределах. . . . . .30—95

допустимая несимметричность малой скорости, не более 3 0

большая, не менее. 1 8 0

Отклонение скорости в меньшую сторону или неплавность вращения картушки могут происходить от большого трения и заеданий в редукторе. При исправном редукторе уменьшение скорости может произойти от понижения напряжения, снимаемого с задатчика курса на пульте управления. Если наблюдается несимметрия малой скорости больше 30°/мин, то необходимо через отверстие *Б* в корпусе пульта произвести регулировку скорости влево (шкала прибора вращается влево), уравняв ее со скоростью вправо. Для увеличения малой скорости разворота влево необходимо регулировочный винт повернуть по часовой стрелке, для уменьшения — против часовой стрелки. После регулирования скорости разворота заслонка закрывается и пломбируется.

3. Погрешность сельсинной передачи курса на ЗК-2, °, не более . . *±2*

Проверяется путем сравнения установленного задатчиком курса на гиродатчике с показаниями стрелок на ЗК-2 Отклонение в большую сторону может произойти из за больших моментов трения в редукторе ЗК-2 или недостаточного усиления сигнала по мощности. Достоверность такого предположения увеличивается особенно тогда, когда отклонение параметра наблюдается на одном указателе ЗК-2, а второй укладывается в нормы.

4 Скорость согласования указателей ЗК-2°, не менее . . . 15

Отклонение параметра в меньшую сторону может происходить из-за трения в редукторе двигателя или уменьшения коэффициента усиления по мощности.

5. Уход гироскопа в азимуте за 30 мин на качающемся основании, °, не более. I

Наблюдения производят на четырех курсах, на которые последовательно через 90° разворачивают гиродатчик. На одном из таких курсов допускается уход до 2°, но общая сумма уходов по абсолютному значению не должна превышать 4°.

Следует особо обратить внимание на то, что курсы надо задавать разворотом гиродатчика, а не разворотом шкалы от задатчика курса пульта. Разворот шкалы курса не внесет изменения в положение гироузла относительно корпуса гиродатчика, поэтому на уходе гироскопа это не скажется и он останется прежним. Если при наблюдениях уходы и отличаются на некоторое значение, то это происходит за счет случайных погрешностей в отсчетах.

Если уход превышает норму, то необходима подрегулировка поправочным потенциометром, шлиц которого находится под крышей ручки ввода широты. При положительном уходе, когда отсчеты курса увеличиваются, необходимо ось поправочного потенциометра повернуть вправо примерно на столько делений, на сколько градусов за 30 мин уходит гироскоп. При отрицательном уходе — наоборот.

Таблица 3.1

Установка ручки «Широта»	Эффективность ШК, °/ч, в диапазонах северных широт, °					
	0—20	20—30	30—40	40—50	50—60	60—70
0 (отсчеты уменьшаются)	1±2,8	3,5±3,2	8,6±3,6	10,5±3,8	12,4±4	13,6±4,3
90 (отсчеты увеличиваются)	14±4,4	11,5±3,6	6,5±3,2	5,0±3,0	3,0±2,6	2,0±2,3

6. Эффективность широтной коррекции при установке ручки «Широта» на ПУ на 0 и 90° должна быть в пределах, указанных в табл. 3.1.

Если эффективность широтной коррекции не соответствует норме, то необходима подрегулировка верхним подстроенным реостатом. Для этого надо снять, пломбу с заслонки и через отверстие А в корпусе пульта отверткой повернуть регулировочный винт по часовой стрелке, если требуется увеличить скорость (сопротивление реостата уменьшается), или против часовой стрелки, если требуется уменьшить скорость (сопротивление реостата увеличивается).

7. Напряжение срабатывания электромагнитной муфты, В, не более 18

8. Напряжение отпускания муфты, В, не менее . . 2

9. Рабочая зона курсового потенциометра, °. . . . ±0,5

10. Погрешность установки щетки при включении электромагнитной муфты, В, не более 0,4

11. Контактирование щетки потенциометра . . . . на всем рабочем участке контакт не должен нарушаться

Проверяется по плавности перемещения стрелки вольтметра на пульте проверки.

Отклонения параметров 7—11 от нормы указывают на неисправность узла потенциометра, и гиродатчик подлежит замене.

Предполетная и послеполетная проверка. Предполетная подготовка включает в себя внешний осмотр приборов на отсутствие видимых дефектов и проверку работоспособности комплекта. При осмотре необходимо обратить внимание на опломбирование крышки на ручке «Широта», закрывающей доступ к оси поправочного потенциометра, и заслонок отверстий *А и Б* пульта. После осмотра необходимо включить питание и через 12—15 мин начать проверку в следующей последовательности.

Установить широту места на пульте управления. Задатчиком курса разворачивать картушку через каждые 10° и сличать ее показания с показаниями указателей ЗК-2. Разность показаний не должна превышать ±2°. Одновременно проверяется малая и большая скорости разворота шкалы. При необходимости регулируют малую скорость разворота влево регулировочным реостатом через отверстие *Б* (см. выше). Проверяют уход гироскопа на одном курсе стоянки по изменению показаний курса за 30 мин.

Послеполетная проверка заключается в устранении обнаруженных неисправностей.

Анализ неисправностей. Возможны следующие неисправности ГПК-52 АП.

1. Завышенные уходы гироскопов в азимуте.

Причины: разбаланс гироузла, отсутствие горизонтальной коррекции. В последнем случае ось гироскопа отклоняется от горизонтальной плоскости и эффективность широтной коррекции увеличивается. Особенно надо иметь в виду эту причину, если уход наблюдается в сторону увеличения отсчета курса. В свою очередь, причиной отказа горизонтальной коррекции может быть отказ выключателя коррекции ВК-53РШ, при котором происходит обрыв цепи общей точки обмоток возбуждения моментного двигателя ГК.

Устранение: в первую очередь надо проверить исправность горизонтальной коррекции. Для этого в соединительной коробке в разрыв цепи клеммы А10 включить миллиамперметр переменного тока. Отсутствие тока указывает на обрыв цепи, который находят и устраняют. Балансировка гироскопа производится поправочным потенциометром так, как это было описано выше.

2. Картушка гиродатчика не стабилизирована, показания курса по картушке и на ЗК-2 неверные.

Причины: остановка гиромотора из-за обрыва цепи питания или заклинивания оси от разрушения подшипников. Если наблюдается быстрое одностороннее вращение картушки, то можно предполагать завал оси гироскопа до упора из-за отказа горизонтальной коррекции.

Устранение: прослушиванием шума гиромотора точно установить факт его остановки. В этом случае необходимо проверить цепь питания и устранить обрыв. Если цепь питания исправна, то надо заменить гиродатчик.

3. Указатели ЗК-2 один или оба не реагируют на изменение курса, а на двух противоположных курсах меняют показания скачком на 180°. Показания курса по картушке гиродатчика правильные.

Причина: обрыв одной фазы статорных обмоток сельсинов.

Если такой отказ наблюдается у одного ЗК-2, то место обрыва необходимо искать в СК и после нее, если отказ наблюдается на обоих, от обрыв произошел до СК.

Устранение: прозвонить цепи и устранить обрыв.

Если в лаборатории произвести исследование цепи гиродатчик — ЗК-2, то можно по значению отсчета, на который устанавливается стрелка ЗК-2, определить, какая фаза оборвана. Эти курсы отличаются между собой на 60°. Например, если при обрыве одной фазы отсчет устанавливается 60° (240°), то пои обрыве второй будет **120°** (300°), третьей — 180° (0°).

4. Сигнал отклонения от заданного курса потенциометра отсутствует.

Причины: обрыв цепи питания потенциометра, цепи щетки. цепи арретира и электромагнитной муфты. Во всех случаях при рыскании самолета сигнал в АП подаваться не будет.

Устранение: точно определить причину отказа. Для этого через клеммы СК прозвонить потенциометр и убедиться в наличии питания. Проверить цепь щетки потенциометра. Если эти цепи исправны, то проверить цепи арретира и муфты. Подключением амперметра в разрыв клемм СК проверить срабатывания арретира и муфты. Отсутствие тока в цепи будет указывать на ее обрыв, который может произойти от нарушения контактов в ШР гиродатчика, отказа реле Р1, замыкающего минусовую цепь, или нарушение контактов арретира.

Остальные неисправности, связанные с отклонением от НТП устраняются теми способами, которые были указаны выше.

Глава 4- ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ КУРСОВЫХ СИСТЕМ

4.1. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ И СТРУКТУРНАЯ СХЕМЫ

Курсовые системы (КС) объединяют в себе магнитные, индукционные, астрономические и гироскопические курсовые приборы, каждый из которых обладает своими положительными и отрицательными свойствами. В первой главе мы рассмотрели те критерии, по которым оцениваются курсовые приборы, и установили, что наилучший способ решить задачу повышения точности измерения курса — создать комплексные измерительные системы, объединяющие компасы и гирополукомпасы. Такими системами и явились курсовые. Функционально курсовая система состоит из компаса (индукционного или астрономического) и гирополукомпаса и систем связи между ними и с потребителями.

Гирополукомпас (ГПК) обладает большой устойчивостью к помехам, позволяет определять ортодромические курсы (ОК, УК), но он не обладает избирательностью и поэтому нуждается во внешней корректуре и начальной выставке. Компасы, наоборот, обладают избирательностью, но сильно подвержены влиянию внешних возмущающих факторов. Их показания неустойчивы, а подчас совсем неверны, при некоторых условиях они могут терять способность измерять курс. Объединение их в единую систему позволило создать качественно новую систему измерения курса.

Основным узлом (рис. 4.1) является ГПК, включающий в себя курсовой гироскоп с системами горизонтальной и широтной коррекции, узел согласования и выдачи курса потребителям и на индикаторы и систему стабилизации гироузла по крену.

В качестве внешних корректоров в современных КС самое широкое распространение получили индукционные компасы (заменившие магнитные) и реже применяются астрокорректоры. В последних разработках измерительных систем курса применяется режим внешней коррекции ВК, в котором в качестве корректора выступает БЦВМ, формирующая и передающая на ГПК требуемую систему отсчета курсов.

ГПК от компасов-корректоров корректируются через узлы (или блоки) согласования. В некоторых КС для магнитной коррекции используются моментные двигатели широтной коррекции (ГА-6 ГМК-1). В современных КС режим коррекции задается с пульта управления. Основным является режим ГПК, а по мере

накопления погрешностей КС переключается на некоторое время на режим МК- В зависимости от типа узла согласования в-одних КС допустима длительная работа в режиме МК, в других — несколько минут. Первые образцы КС (ГИК-1) имеют-один постоянный режим МК.

Ранее отмечалось, что в неспокойной атмосфере и при действии ускорений компасы-корректоры (в частности, индукционный датчик) выдают неустойчивые сигналы. Но прохождение этих сигналов через устойчивый ГПК как бы осредняет их. Поэтому мы вправе считать, что гироскоп в режиме МК выступает в роли осреднителя курса, определяемого корректором.

Это осреднение достигается благодаря связи корректора с ГПК через двигатель с редуктором, имеющим большой коэффициент редукции.

Рассмотрим физический смысл явлений, происходящих в КС. Индукционный датчик (ИД) определяет магнитный курс, который передается в коррекционный механизм (КМ) первой следящей системой.

В коррекционном механизме измеренный МК вводится в сельсинный или потенциометрический приемник, который соединен с сельсинным или потенциометрический датчиком ГПК, образуя вторую следящую систему «КМ—ГПК». Если датчик ГПК рассогласован с приемником КМ, то с приемника КМ сигнал рассогласования поступает на усилитель, а затем на двигатель узла согласования в ГПК, который через редуктор согласовывает датчик с приемником и таким образом передает магнитный курс с КМ на ГПК.

Согласование КМ с ГПК происходит с малой скоростью 1—5°/мин благодаря большому коэффициенту редукции ($i = 0{,}81 \cdot 10^6 ... 3 \cdot 10^6$). Поэтому если корректор (ИД) колеблется и в систему поступают короткопериодические знакопеременные

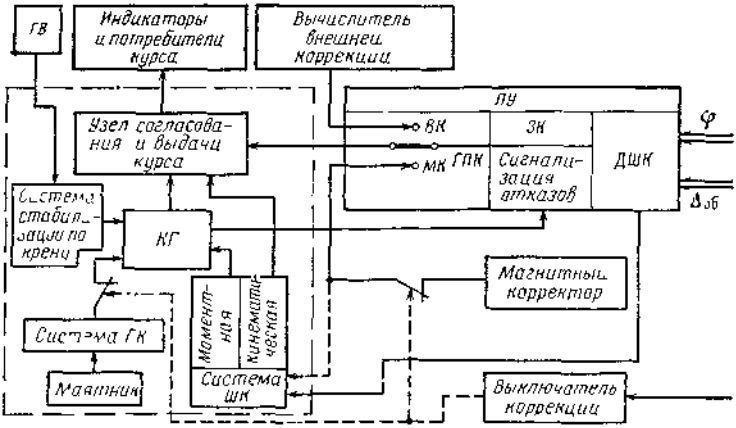


Рис. 4 1. Типовая функциональная схема современных КС

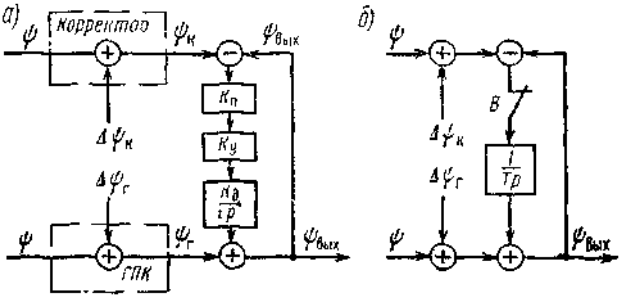


Рис. 4 2. Структурная схема КС

отклонения курса $\Delta\Psi_к$, то двигатель через редуктор не успевает их отрабатывать и на индикаторы эти отклонения не пройдут.

Таким образом, КС обладает фильтрующими свойствами по отношению к колебаниям курса (помехам), вызванным возмущениями корректора. Однако если самолет рыскает по курсу, то такие отклонения фиксируются гироскопом и передаются на индикаторы практически с той же частотой и амплитудой. Для помех, вносимых в КС через ГПК, КС фильтрующими свойствами не обладает.

Перечисленные динамические свойства КС объясняются видом передаточной функции КС для помех $\Delta\Psi_к$, проникающих через корректор (ИД, КМ), и для помех $\Delta\Psi_г$, проникающих через ГПК-

Упрощенная структурная схема КС показана на рис. 4.2, *а*. Компас-корректор соединяется с ГПК через интегрирующее звено:

$$W_{(p)} = K_п K_у K_д/(ip) = 1/(Tp),$$

где $K_п$ — передаточный коэффициент приемника КМ, В·рад$^{-1}$; $K_у$ — коэффициент усиления усилителя; $K_д/ip$ — передаточная функция двигателя согласования курса; $K_д$ — коэффициент усиления двигателя узла согласования, В$^{-1}$. рад . с$^{-1}$; i — коэффициент редукции.

Тогда $T = i/(K_п K_у K_д)$ — постоянная времени, с.

Погрешность $\Delta\psi_к$ включает в себя погрешности методические и инструментальные компаса-корректора и возникающие от внешних возмущений (девиационные, виражные и др.). Погрешность $\Delta\psi_г$ включает погрешность ГПК' уход гироскопа, карданные, установочные.

Если свернуть упрощенную структурную схему (рис. 4.2, б), то получим

$$\psi_{вых} = \psi + \frac{1}{Tp+1}\Delta\psi_к + \frac{Tp}{Tp+1}\Delta\psi_г.$$

Обозначив суммарную погрешность в курсе через $\Delta\psi = \psi_{вых} - \psi$, где ψ — действительное значение курса, получим

$$\Delta\psi = \frac{1}{Tp+1}\Delta\psi_к + \frac{Tp}{Tp+1}\Delta\psi_г.$$

Первое слагаемое показывает, что для помех, проникающих через корректор, КС представляет собой апериодическое звено с амплитудно-частотной характеристикой (АЧХ):

$$A_{(\omega)к} = 1/\sqrt{T^2\omega^2 + 1}.$$

Второе слагаемое показывает, что для помех, проникающих через ГПК, КС представляет собой реально-дифференцирующее звено (РДЗ) с АЧХ:

$$A_{(\omega)г} = T\omega/\sqrt{T^2\omega^2 + 1} = T/\sqrt{T^2 + 1/\omega^2},$$

где ω — частота помехи.

На основании анализа АЧХ можно сделать следующие выводы.

1. Короткопериодические погрешности курса компаса-корректора (колебание ЧЭ) КС подавляет и на выход системы не пропускает.

2. Постоянные погрешности (девиационные, установочные) КС не компенсируются и полностью входят в погрешность выходного курса.

3. Первоначальное рассогласование ГПК с корректором, а также медленно меняющиеся погрешности ГПК (уход в азимуте) на точности выходного курса не сказываются.

4. Периодические быстро меняющиеся погрешности гироскопа (карданные) КС не подавляются и полностью входят в погрешность выходного курса.

4 2. ТИПЫ И ЭЛЕМЕНТЫ СЛЕДЯЩИХ СИСТЕМ И ДИСТАНЦИОННЫХ ПЕРЕДАЧ

Общая структура. Для передачи угловых величин на расстояние применяются дистанционные передачи прямого и непрямого действия.

Дистанционные передачи прямого действия не имеют усилителей мощности и обратных связей, передают угловые величины только за счет энергии своих датчиков. Дистанционные передачи прямого действия впредь будем именовать просто дистанционными передачами.

Дистанционные передачи непрямого действия, представителями которых являются следящие системы, имеют обратные связи, усилители мощности и исполнительные двигатели. Следящие системы более мощные и могут обслуживать большее число потребителей.

Следящие системы состоят из четырех элементов (рис. 4.3): датчика *Д*, приемника *П*, усилителя *У* и двигателя *М* с редуктором *Р*. Системы, предназначенные для передачи суммы двух углов, могут включать, кроме того, суммирующий элемент, например дифференциальный сельсин.

Дистанционные передачи состоят из двух элементов: датчика и приемника.

В качестве датчиков и приемников в следящих системах могут быть потенциометры, сельсины и синусно-косинусные трансформаторы (СКТ). В дистанционных передачах в качестве датчиков используются сельсины и потенциометры, а в качестве приемников — сельсины и логометры.

В следящих системах датчики отличаются от приемников тем, что к первым подводится питание от источника, а со вторых снимается сигнал на усилитель. Используются ламповые, магнитные и транзисторные, постоянного и переменного тока усилители. В новых системах чаще используются экономные транзисторные усилители. В качестве исполнительных применяются двухфазные индукционные двигатели ДИД-0,5 и двигатели-генераторы типа ДГ.

Следящие системы и дистанционные передачи имеют входную (командную) и выходную оси. В дистанционных передачах положение осей строго определено: входная ось находится в датчике, выходная — в приемнике. В следящих системах положение осей по отношению к датчику и приемнику может быть различным. В одном случае входная ось размещена в датчике, а выходная в приемнике, во втором случае — наоборот. Принципиального различия в работе следящих систем в этих случаях нет, но при

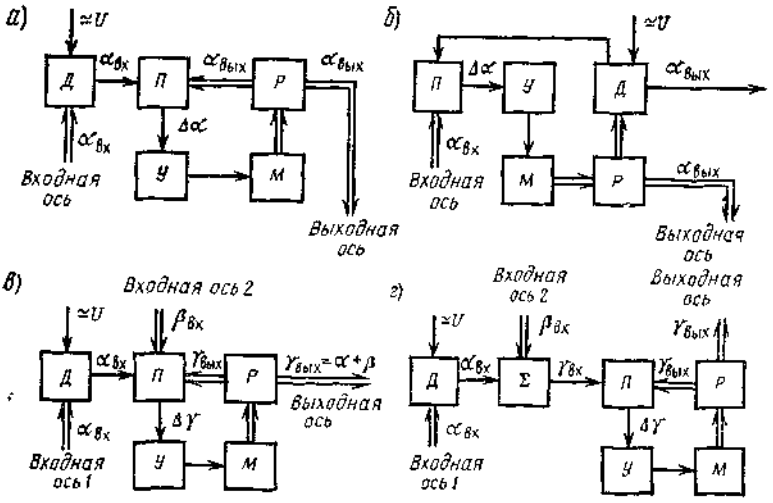


Рис. 4.3. Варианты следящих систем

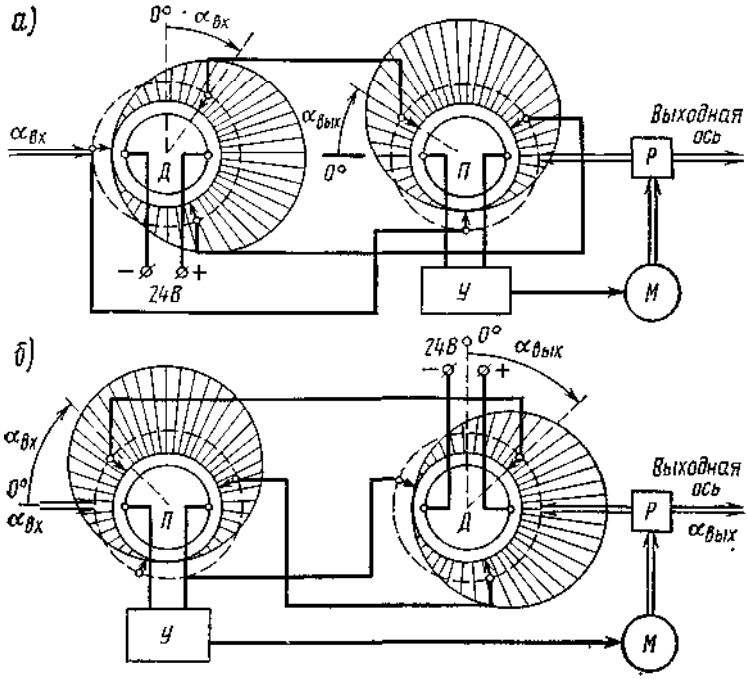


Рис. 4 4. Потенциометрические следящие системы

рассмотрении и изучении следящих систем эти случаи следует выделять, как варианты их реализации.

К первому варианту (рис. 4.3, *а)* могут быть отнесены системы, в которых входная ось находится в датчике, а выходная — в приемнике. Во втором варианте (рис. 4.3, б) входная ось находится в приемнике, а выходная — в датчике. К третьему варианту (рис. 4.3, *в)* относятся системы, служащие для суммирования двух углов, в которых первая входная ось находится в датчике, вторая входная и выходная оси — в приемнике. Четвертый вариант системы (рис. 4.3, *г)* также служит для суммирования двух углов, но здесь первая ось находится в датчике, вторая — в сумматоре, а выходная — в приемнике. На рис. 4 3 входные углы обозначены $\alpha_{вх}$, $\beta_{вх}$, $\gamma_{вх}$, выходные $\alpha_{вых}$, $\gamma_{вых}$, а углы рассогласования — $\Delta\alpha$, $\Delta\gamma$.

В зависимости от типов датчиков и приемников следящие системы делятся на потенциометрические и сельсинные (одноканальные и двухканальные). Дистанционные передачи делятся на сельсинные и потенциометрические.

Потенциометрические следящие системы. В этих системах датчики и приемники конструктивно представляют собой замкнутые кольцевые потенциометры с пятью токоотводами. Два токоотвода с разносом на 180° служат: в датчиках для подвода питания от

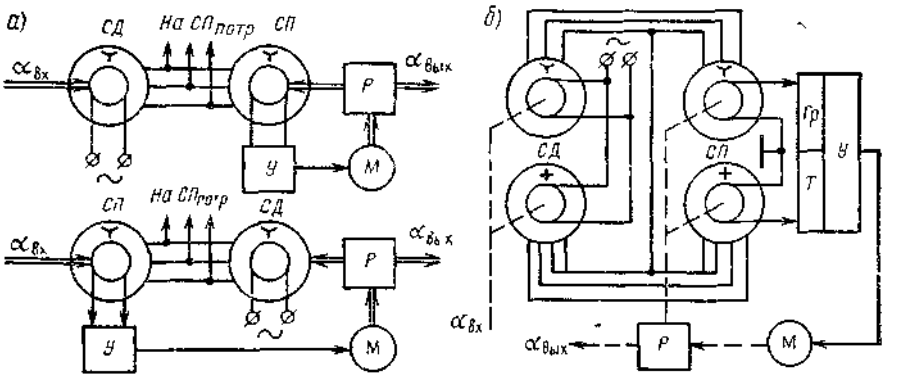


Рис. 4 5. Сельсинные следящие системы:
а — одноканальные I и II вариантов; б — двухканальная I варианта

источника напряжения, в приемниках для снятия и подачи сигнала рассогласования на усилитель. Остальные три токоотвода, разнесенных между собой на 120°, служат для связи датчика и приемника между собой.

Потенциометрические следящие системы используются в двух вариантах. Схемы соединения потенциометров между собой и эпюры напряжений для согласованных положений приемника **с** датчиком этих вариантов показаны на рис. 4.4, *а я б.*

К одному потенциометру-датчику можно подключить параллельно не более трех-четырех приемников. Точность передачи углов 1—2°.

Не обладая каким-либо заметным преимуществом перед сельсинными, потенциометрические следящие системы в то же время в эксплуатации менее надежны из-за наличия трущихся контактов.

Одноканальные сельсинные следящие системы. Применяются во всех современных КС. В качестве датчиков и приемников используются в основном плоские сельсины типа 573А для датчиков и типа 573Б для приемников.

Сельсинные следящие системы выполняются в четырех вариантах, два из которых показаны на рис. 4.5, *а.*

Одноканальные сельсинные следящие системы обеспечивают передачу угловых величин с погрешностью ±0,5°. К одному сельсину-датчику 573А можно параллельно подключить до семи сельсинов-приемников типа 573Б или 573В. При семи сельсинах-приемниках типа 573Б крутизна выходного сигнала снижается с 0,5 до 0,3 В/градус.

Сельсинные следящие системы в эксплуатации более надежны. Необходимо только соблюдать два условия: входное сопротивление усилителей не должно быть ниже 10 кОм и при параллельной работе нескольких приемников ни один из них не должен находиться в заторможенном режиме.

Двухканальные сельсинные следящие системы. Системы имеют грубый и точный каналы, обеспечивают более точную передачу угла с погрешностью не более ±8—9'. В таких случаях применяются сельсин-датчик типа 913А и сельсин-приемник типа 913В. Каждый из них состоит, в свою очередь, из двух сельсинов: грубого и точного. Их роторы собраны на одной оправе и закреплены на оси, статоры установлены в общий корпус (рис. 4.5, *б).* Грубые сельсины по своим параметрам не отличаются от сельсинов одноканальной системы типа 573 (датчиков и приемников). Статорная обмотка у них трехфазная, имеющая одну пару полюсов. У точных сельсинов статорная двухфазная обмотка имеет девять пар полюсов с пространственным сдвигом фаз на 90 электрических градусов.

Всякая следящая система характеризуется погрешностью согласования $\Delta\alpha$, которая определяется по напряжению трогания отрабатывающего двигателя $\Delta U_{тр}$, приведенного ко входу усилителя. Связь $\Delta U_{тр}$ и $\Delta\alpha$ определяется формулой

$$\Delta U_{тр} = S\Delta\alpha, \quad \text{откуда} \quad \Delta\alpha = \Delta U_{тр}/S,$$

где S — крутизна выходной характеристики сельсина-приемника.

Так как при малых углах рассогласования (1—2°) крутизна у точного сельсина больше, чем у грубого, согласование системы по точному каналу точнее.

У двухканальной следящей системы используется усилитель с двумя входами — точным *Т* и грубым *Гр.* Поэтому при малых углах рассогласования должен использоваться сигнал только точного канала, при больших —• сигнал грубого канала. Сигналы разделяет селектор усилителя, который при малых углах пропускает на вход только сигнал точного сельсина.

Следящие системы на СКТ. Эти системы принципиально ничем не отличаются от сельсинпых. В КС, описанных в книге, следящие системы на СКТ отсутствуют, за исключением ТКС-П2, где применяются смешанные системы при стыковке гировертикалей МГВ-1СК с гироагрегатами ГА-3 и блоков гиромагнитного курса БГМК-2 с плановыми навигационными приборами ПНП-1.

Датчиком углов крена в МГВ-1СК служит СКТ-265Д, а приемником в ГА-3 — плоский сельсин типа 573В (разные по своим электрическим характеристикам). А поэтому в цепи между датчиком СКТ-265Д и приемником включаются переходные устройства: усилительный переходный блок УПБ-1 и переходной сельсин-трансформатор ПСТ-265-ШО-1. Первый блок служит для усиления сигналов, снимаемых с синусной и косинусной обмоток СКТ-265Д (рис. 4.6, *а)* до уровня, достаточного для запитывания роторной обмотки переходного ПСТ-265. В переходном сельсине-трансформаторе изменяется сдвиг фаз датчика с 90° на требуемые 120°.

Во второй следящей системе «БГМК—ПНП» датчиком, наоборот, является сельсин типа 573А, а приемником в ПНП-1 СКТ-

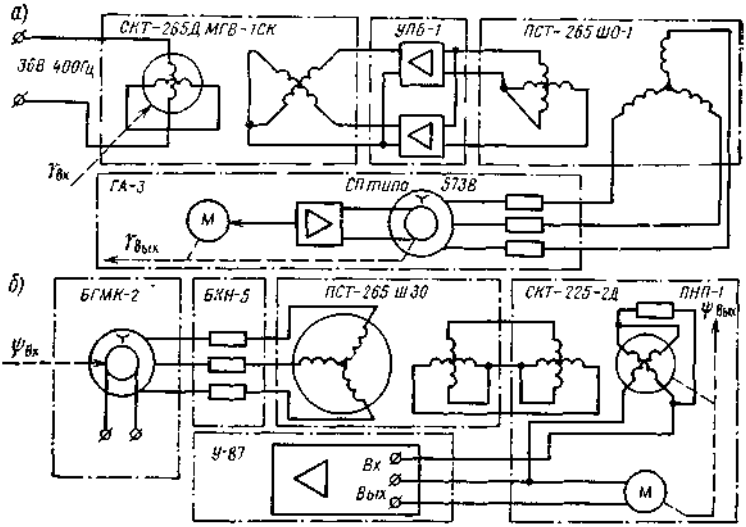


Рис. 4.6. Следящие системы на СКТ и плоских сельсинах:
а — датчик — СКТ, приемник — плоский сельсин; *б* — датчик — плоский сельсин, приемник — СКТ

225-2Д. Для согласования между ними включается переходной сельсин-трансформатор ПСТ-265-Ш30 (рис. 4.6, *б*). Токи в фазах СД ограничиваются резисторами, расположенными в навигационном блоке коммутации БКН-5 системы АБСУ-154. Обе эти следящие системы по своей структуре относятся к первому варианту.

Сельсинные дистанционные передачи. Они состоят из СД и СП, работающих в индикаторном режиме (рис. 4.7). В качестве датчиков применяются сельсины А-8, а в качестве приемников — сельсины А-54 и бесконтактные сельсины БС-7А и БС-8А.

Однофазные обмотки роторов СД и СП соединяются параллельно и запитываются токов 45 В, 400 Гц, в результате чего создаются магнитные потоки $\Phi_{р.у}$ и $\Phi_{р.п}$. Статорные обмотки соединяются трехпроводной связью и встречно так, что их фазные э. д. с. вычитаются: $E_{1д}—E_{1п}$; $E_{2д}—E_{2п}$; $E_{3д}—E_{3п}$.

Если углы поворотов СД и СП одинаковы $\alpha_д=\alpha_п$, то векторы потоков $\overline{\Phi}_{р.у}$ и $\overline{\Phi}_{р.п}$ парллельны и фазные э. д. с. датчиков $E_{kд}$ и приемников $E_{kп}$ равны, а их разность

$$e_к = E_{kд} - E_{kп} = 0 \quad (k = 1,\ 2,\ 3).$$

В этом случае фазные уравнительные токи i_1, i_2, i_3 равны нулю и роторы сельсинов неподвижны. При рассогласовании на некоторый угол б появляются уравнительные токи, которые в статоре СП создают магнитный поток $\Phi_{с.п}$. Последний, взаимодействуя с потоком ротора СП $\Phi_{р.п}$, создает вращающий момент $M_{вр}$ и разворачивает ротор СП до согласованного положения с ротором

СД. Значение вращающего (синхронизирующего) момента зависит от угла рассогласования θ:

$$M_{вр} = M_{у.п}\Theta$$

где Му.п — удельный синхронизирующий момент приемника при Θ=1°.

Точность синхронизации зависит от значения $M_{у.п}$ и момента $M_{тр}$ трения (нагрузки) на оси приемника. Погрешность измерения $\Delta\alpha = M_{тр}/M_{у.п}$. В КС-8 в указателе штурмана (УШ) в канале индикации радиопеленгов применены бесконтактные сельсины типа БС-7А и БС-8А, которые не имеют ни коллектора, ни щеток, а поэтому в работе надежны.

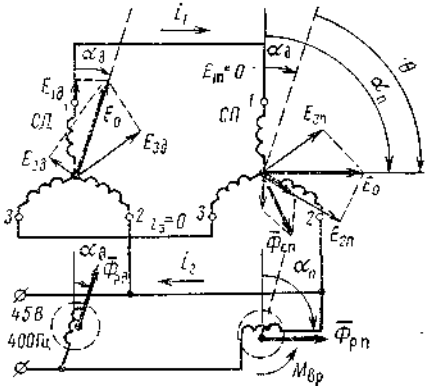


Рис. 4.7. Схема сельсинной дистанционной передачи

Потеициометрические дистанционные передачи. В этих передачах датчиком служит кольцевой потенциометр, аналогичный применяемым в потенциометрических следящих системах. Потенциометр-датчик питается постоянным напряжением. Приемником служит трехкатушный логометр с подвижным магнитом (рис. 4.8).

Значения токов в обмотках логометра и создаваемых ими потоков зависят от положения щеток на потенциометре-датчике, т. е. от угла $\alpha_{вх}$ разворота щеток относительно нулевой линии. Магнит-ротор, устанавливаясь по направлению равнодействующего вектора потока статора, оказывается развернутым на угол $\alpha_{вых}$, близкий по значению $\alpha_{вх}$. Исследования показывают, что потеициометрические дистанционные передачи обладают методической погрешностью неравномерности:

$$\Delta\alpha = \operatorname{arctg} \sqrt{3}\,\alpha_{вх}/(120° - \alpha_{вх}) - \alpha_{вх}.$$

Функция $\Delta\alpha = f(\alpha_{вх})$ — периодическая с периодом 60°, поэтому в приведенной формуле угол $\alpha_{вх}$ изменяется от 0 до 60°.

Максимального значения, равного ±1,1°, погрешность достигает при α, равном 13,3 и 46,7°, что при круговом счете соответствует значениям курсов Ψ, равным 13,3+60°я и 46,7+604 где n — целые числа от 0 до 5. При необходимости методическую погрешность устраняют' изготовлением неравномерной шкалы.

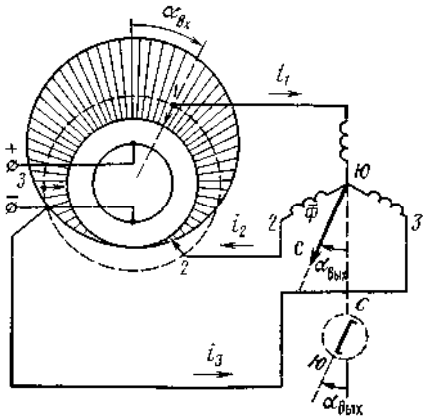


Рис. 4.8. Потенциометрическая дистанционная передача

4.3. ПОГРЕШНОСТИ И ПРИЧИНЫ ИХ ВОЗНИКНОВЕНИЯ

Классификация. Погрешность курсовой системы — это погрешность в определяемом ею курсе самолета.

Погрешностью курса $\Delta\psi$ называется разность между отсчетом указателя курса —• компасным курсом $\psi_к$ и действительным значением курса ψ;

$$\Delta\psi = \psi_к - \psi.$$

Погрешности курсовых систем можно классифицировать в зависимости от причин, их вызывающих, от характера и условий проявления, от повторяемости.

В зависимости от причин, вызывающих погрешности, различают погрешности КС от погрешностей во входных данных, методические, инструментальные.

К первой группе относятся погрешности КС, возникающие от погрешностей во вводимой в систему коррекции широты места самолета.

К методическим относятся погрешности измерительных устройств, обусловленные несовершенством методов определения соответствующего параметра. Эти погрешности появляются в тех случаях, когда устройство, кроме измеряемого параметра, реагирует еще на некоторые другие влияющие физические величины, которые могут изменяться в процессе его эксплуатации.

Применительно к курсовым системам к методическим относятся погрешности, возникающие:

вследствие суточного вращения Земли и перемещения самолета;

от изменения ориентации карданового подвеса гироскопа на объекте (карданные);

от воздействия влияющих магнитных и электромагнитных полей корпуса и оборудования самолета на индукционный датчик курсовой системы (девиационные);

от воздействия других влияющих величин (ускорений на систему горизонтальной коррекции гироскопа, температуры — на систему моментной широтной коррекции, турбулентности атмосферы — на индукционный датчик).

К инструментальным относятся погрешности, возникающие от несовершенства прибора. Они вызываются конструктивными недостатками, отклонениями характеристик материалов и деталей от номинальных значений, неточностью изготовления деталей, сборки и регулировки приборов и т. д.

В группу инструментальных входят погрешности КС: из-за статического и динамического разбаланса гироузла; от разбаланса из-за люфтов в опорах и температурного расширения тела ротора; вызываемые трением в осях карданова подвеса гироскопа; из-за изменения кинетического момента гироскопа; от ухода ги-

роскопа при несимметричных потоках воздуха из отверстий кожуха; следящих систем и дистанционных передач, шкал **и** указателей вследствие неточного их изготовления, сборки, регулировки, юстировки и др.

В зависимости от характера и условий проявления различают статические и динамические погрешности.

Статические погрешности появляются при установившемся значении измеряемого курса и при неизменных внешних условиях (девиационные, установочные, юстировочные).

Динамические погрешности возникают при изменении курса в полете и при переменных внешних возмущающих воздействиях. К ним относятся погрешности курса, появляющиеся от наклона чувствительного элемента ИД на вираже, от запаздывания в следящих системах, от воздействия ускорений на маятниковую систему коррекции, карданные погрешности при кренах самолета.

В зависимости от повторяемости погрешности бывают случайные и систематические.

К случайным относятся разные по размеру и знаку погрешности, возникающие в реальных условиях эксплуатации КС от воздействия различных управляющих и возмущающих факторов, значения и знак которых во времени меняются. Случайные погрешности курса — это погрешности отсчета курса на показывающих приборах, передачи его следящими системами и все динамические погрешности.

К систематическим относятся погрешности, которые возникают от вполне определенных факторов или воздействий, по значению постоянные или закономерно изменяющиеся. Систематические погрешности можно исключить из показаний введением поправки, равной среднему значению систематических погрешностей с обратным знаком. Систематическими погрешностями КС считаются погрешности от суточного вращения Земли, установочные, девиационные, шкальные, юстировочные и пр.

Уходы гироскопа в азимуте и способы их уменьшения. Точность работы зависит в основном от точности работы курсового гироскопа, от его устойчивости в азимуте и от точности системы коррекции.

О степени устойчивости гироскопа в азимуте судят по величине его ухода (дрейфа) за определенный промежуток времени. Поэтому борьба за повышение точности КС сводится по существу к принятию тех мер, которые, с одной стороны, уменьшают уходы гироскопов, повышая их устойчивость в азимуте, а с другой стороны, обеспечивают точность коррекции этих уходов при помощи специальных корректирующих устройств.

К таким мерам относятся: улучшение динамических и конструктивных характеристик курсовых гироскопов; устранение причин, вызывающих уходы, или уменьшение их влияния на гироскоп; улучшение качества коррекции уходов курсовых гироскопов.

Уходы курсового гироскопа в азимуте бывают кажущимися,, или относительными, и прецессионными, или абсолютными.

Кажущийся уход гироскопа возникает в результате суточного вращения плоскости меридиана относительно стабилизированной в инерциальном пространстве оси гироскопа. При использовании курсового гироскопа для измерения курса необходимо, чтобы его относительное движение в азимуте было равно нулю. Это достигается применением системы широтной коррекции.

Но эта система, в свою очередь, является источником погрешности курса. Поэтому для повышения точности определения курса применяют меры по усовершенствованию систем широтной коррекции. Например, в схеме моментной коррекции в цепь ввода сигнала включается термокомпенсатор (ГА-1М, ГА-6), обеспечивающий большую стабильность коррекционного момента. В курсовой системе ТКС-П2 применена более точная кинематическая система широтной коррекции.

Прецессионные уходы гироскопа вызываются возмущающими моментами, действующими на гироскоп по оси внутренней рамы. Скорость ухода гироскопа относительно азимутной курсовой оси определяется формулой прецессии:

$$\omega_п = M_в/(H \cos\theta)$$

где $M_в$ — возмущающий момент внешних сил относительно оси внутренней рамы; H — кинетический момент гироскопа; θ — угол отклонения главной оси гироскопа от перпендикулярного положения к оси наружной рамы.

Поэтому решающими в борьбе за точность работы гироскопа являются меры по уменьшению значений возмущающих моментов и устранению причин их появления. Возмущающими, действующими на гироскоп относительно оси внутренней рамы, являются моменты разбаланса гироузла и трения в подшипниках оси внутренней рамы.

При изготовлении гироскопов производят тщательную статическую балансировку гироузла, совмещая центр масс (ЦМ) гироузла с точкой пересечения осей подвеса. Однако в процессе эксплуатации от изнашивания подшипников главной оси появляется осевой люфт и ЦМ смещается вдоль оси Z на некоторый отрезок l_z (рис. 4.9). Смещение ЦМ происходит также от температурных деформаций ротора и кожуха гиромотора.

При наличии смещения l_z вес гироузла mg создает возмущающий момент $M_{px} = mgl_z$ относительно оси внутренней рамы X, который вызывает прецессию (уход) гироскопа в азимуте со скоростью $\omega_{yx} = M_{px}/H$. Смещение ЦМ по оси $У$, равное $1_У$, создает возмущающий момент $M_{jx} = mzl_y$ вокруг оси X внутренней рамы при ускорениях $\ddot{z}$ самолета.

Конструктивной мерой сохранения балансировки гироузла в период эксплуатации является применение двух асинхронных двигателей в гиромоторах больших линейных размеров (ГМ-25, ГУА-20, ГМВ-524) с симметричным расположением статорных обмоток по торцам ротора. Это обеспечивает симметричный нагрев и расширение тела ротора, что сохраняет положение ЦМ неизменным.

На гиромоторах ГУА-20, ГМВ-524 кожухи делают цельнометаллическими, применяют более совершенную конструкцию подшипникового узла главной оси. Уходы от остаточных моментов разбаланса компенсируются балансировочными (поправочными) потенциометрами датчика широтной коррекции.

Азимутальные уходы гироскопа вызываются также моментами сил сухого трения в подшипниках оси внутренней рамы, которые возникают при угловых колебаниях наружной рамы, повторяющей колебания самолета. Моменты трения $M_{тр}$ знакопеременны, различны по значению и продолжительности Δt_i воздействия на гироскоп. Уход за определенный промежуток времени t_i можно представить как алгебраическую сумму частных знакопеременных уходов:

$$\Delta\psi_{t_i} = \sum M_{тр_i} \Delta t_i / H.$$

Эта погрешность с течением времени накапливается и при заметной несимметричности моментов трения может достигать существенного значения. Чтобы уменьшить моменты трения, на ось внутренней рамы устанавливают особо точные подшипники, а в последнее время применяют вращающиеся подшипники (ГА-3, ГА-6).

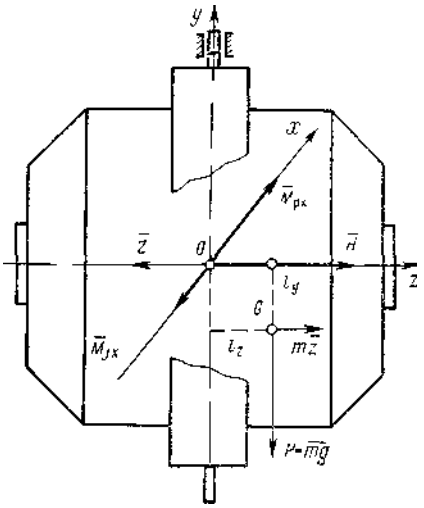


Рис. 4.9. Моменты разбаланса

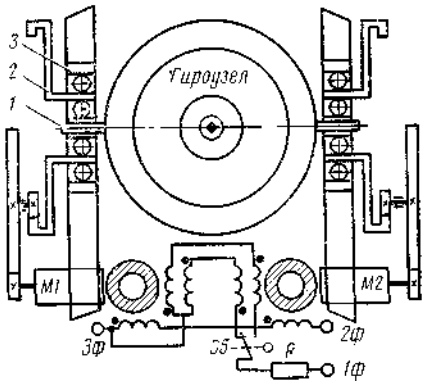


Рис. 4.10. Система вращающихся подшипников:

1 — внутреннее кольцо; 2 — среднее кольцо; *3* — наружное кольцо

Вращающиеся подшипники имеют внутреннее /, среднее *2* и наружное *3* кольца, между которыми помещаются два слоя шариков (рис. 4.10). Средние кольца подшипников принудительно вращаются двигателями *Ml* и *M2*, закрепленными на наружной раме. Поэтому ось внутренней рамы, посаженная во внутренние кольца подшипников, поворачивается при колебаниях самолета на вращающихся шариках. Для того, чтобы трение от вращения средних колец *2* не вызывало односторонних уходов, кольца на противоположных концах оси вращаются в разные стороны. Кроме того, движение колец периодически реверсируется.

В качестве исполнительных двигателей *Ml* и *М2* в курсовой системе ТСК-П2 используются двухфазные двигатели ДИД-0,1ТА. Оба двигателя вращаются в одну сторону, но ввиду того, что на раме они развернуты по отношению друг к другу на 180°, средние кольца подшипников вращаются в противоположные стороны.

Узел реверса состоит из двигателя ДИД-0,6ТА, постоянно вращающегося в одну сторону, специального редуктора с кулачком и микровыключателя. Кулачок включает и выключает микровыключатель *В5* с периодом 55 с. Аналогично работают вращающиеся подшипники в курсовой системе ГМК-1Г.

Карданные погрешности. Как уже известно, эти погрешности курсового гироскопа появляются при накренении оси наружной, рамы и только в тех случаях, когда ось накренения не совпадает ни с главной осью гироскопа, ни с осью внутренней рамы. Карданные погрешности периодические, носят четвертной характер и могут достигать больших значений.

Чтобы полностью исключить их появление, по сигналам поперечного крена от гировертикалей (ЦГВ, МГВ, АГД и др.) с помощью следящих систем стабилизируют подвижной корпус гироагрегата так, что при любых кренах самолета ось наружной рамы остается все время вертикальной. И только тогда, когда отказывает гировертикаль, срабатывает так называемый электрический арретир, который выдает сигнал нулевого крена, и система стабилизации выставляет и удерживает ось наружной рамы параллельно нормальной оси самолета. В этом случае при кренах самолета карданные погрешности будут появляться.

4.4. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Эксплуатационная характеристика основных узлов. Опыт эксплуатации показал, что курсовые системы, применяемые на самолетах ГА, являются надежными измерительными системами курса и обеспечивают полеты самолетов во всех климатических зонах земного шара. Однако, как и в каждом сложном устройстве, имеются слабые малонадежные узлы и элементы.

Часто наблюдаются отказы гиромоторов из-за разрушения и заклинивания подшипников главной оси. Отрицательно влияют на гироузлы ударные перегрузки и низкие температуры. В северных районах запуск гироскопических приборов допускается только после прогрева салона самолета теплым воздухом в течение 30—40 мин. Изнашивание главных подшипников проявляется в повышенном уходе гироскопа, из-за появления осевых люфтов.

Отказы проволочных потенциометров и их щеток (ГИК-1) происходят из-за стирания и загрязнения. Нарушение контактирования скользящих контактов вызвано загрязнением и коррозией. Неблагоприятные условия создаются на самолетах, работающих с ядохимикатами и в условиях с повышенной влажностью или за-

пыленностью. При длительном воздействии пыли, ядохимикатов, воды часто наблюдаются разрушения проводки и ШР. Особенно надо оберегать от воздействия воды (при дожде, мойке) ШР с энергетическими проводами.

Наблюдались перемежающиеся отказы ИД из-за обрыва проводки и нарушения контакта при взлете самолета от прогиба крыла (ИД располагается в консоли крыла).

Почти на всех гироагрегатах малонадежным элементом является редуктор узла согласования. Это объясняется тяжелым режимом его работы с длительными реверсивными вращениями на больших скоростях. Поэтому в гироагрегате ГА-3 ТКС-П2 работа узла согласования в режиме магнитной коррекции ограничена коротким промежутком времени (3—4 мин). В гироагрегатах новейших разработок (ГА-6, ГА-7) двигатель узла согласования используют только при выставке курса от ЗК, а магнитную коррекцию осуществляют прецессионно, через моментный двигатель азимутальной коррекции.

На гироагрегатах, где имеется стабилизация гироузла по крену (ГА-1М, ГА-3), нередко наблюдаются отказы редуктора двигателя, разворачивающего подвижный корпус.

Опыт эксплуатации обобщается, и конструкторы учитывают его при создании новых приборов, заменяя малонадежные элементы и узлы .надежными.

Организация и виды ТО. Техническое обслуживание приборного оборудования состоит из комплекса мероприятий, направленных на сохранение необходимой надежности и поддержания требуемой готовности к использованию в заданных условиях эксплуатации. Руководящие документы при ТО самолетов следующие.

1. Регламент технического обслуживания самолета (с двигателями), вводимый в действие указаниями заместителя министра МГА СССР.

2. Технологические указания по выполнению регламентных работ на самолете, вводимые указаниями должностных лиц инженерной службы МГА.

3. Технические описания и инструкции по эксплуатации изделия, составленные разрабатывающими и изготавливающими организациями.

4. Бюллетени по доработкам самолетов и их оборудования, издаваемые разработчиками и вводимые в действие соответствующими органами инженерной службы МГА.

5. Циркулярные указания инженерной службы МГА по вопросам эксплуатации самолетов и их оборудования.

В регламентах указываются вид и содержание работ, лица, осуществляющие контроль выполняемых работ, формы технического обслуживания, дополнительные указания, номера выпусков технологических указаний и технологических карт, помещенных в этих указаниях.

В технологических указаниях приводятся технологические карты на тот или иной вид работ, в которых определяются: содержание работ, технические требования (ТТ), методы устранения выявленных неисправностей и отклонений от ТТ, инструмент и расходные материалы, норма времени в человеко-часах.

В технических описаниях и инструкциях по эксплуатации изделий дается подробное изложение их устройства, особенностей эксплуатации, способы регулировок и проверок.

В бюллетенях по доработкам и в циркулярных указаниях (письменных и телеграфных) указываются виды работ, которые следует провести и которые ранее не были включены в регламент или должны выполняться с измененной технологией.

Во всех случаях, когда устранение отказов или неисправностей приборного оборудования связано с заменой деталей, узлов, или исправлением монтажа, необходимо проверить это оборудование на соответствие нормам технических параметров (НТП) с последующей проверкой его функционирования на самолете.

Все работы по ТО приборного оборудования должны выполняться с использованием исправного наземного оборудования,, средств механизации, маркированного инструмента и контрольно-измерительной аппаратуры, прошедшей госпроверку.

Оперативное ТО предусматривает проверку внешнего состояния курсовых систем, их работоспособности, поиск неисправностей или уточнение причин отказов и неисправностей, записанных, в бортовом журнале, и их устранение.

Периодическое ТО состоит из комплекса профилактических мероприятий, направленных на предупреждение появления отказов, проверку параметров и подготовку к использованию курсовых систем.

Кроме проведения ТО на инженерно-технический состав возлагаются обязанности по обучению и контролю за правильностью эксплуатации курсовых систем летным составом.

Рассмотрим основное содержание комплекса мероприятий ТО. Для всех типов КС в регламент видов работ включаются следующие проверки: надежности крепления агрегатов, надежности и контровки ШР, агрегатов на отсутствие видимых повреждений; работоспособности КС во всех режимах; скоростей согласования указателей; уходов гироагрегатов в азимуте на одном стояночном курсе; отсутствия жидкости на поверхности и штырьках разъемов НД; потребления КС постоянного и переменного тока; приборов по всем параметрам в лаборатории согласно существующим методикам.

Для выполнения указанных работ используются специальные переносные поверочные установки, снабженные инструкциями по методике проверок приборов на самолете и в лаборатории, и серийные электрические измерительные приборы, секундомеры, технологический набор жгутов и поворотные установки.

Существуют следующие поверочные установки: УПК-3 серии 2 для проверки ГИК-1; УПП-ГМК для проверки ГМК-1Г; УПКС

серии 3 для проверки КС-8 и других; УП-ТКС-П и УПП-ТКС-П для проверки ТКС-П, ТКС-П2.

Одновременно с выполнением регламентных работ устраняются обнаруженные в ходе работ неисправности и ликвидируются предпосылки к отказам.

Предполетная подготовка КС состоит из проверки предохранителей в цепи питания, скорости согласования указателей и работоспособности КС.

Объем проверок может быть несколько изменен в зависимости от типа КС и ее контролепригодности. Проверки проводятся как с применением поверочных установок, так и без них. Обнаруженные неисправности должны быть устранены в кратчайший срок. В этих целях широко практикуется замена неисправных агрегатов исправными из резерва.

Послеполетная подготовка должна определить причины отказов в полете и привести КС в исправное состояние. Для более тщательной проверки всей КС или ее отдельных блоков последние снимаются с борта самолета и проверяются в лаборатории с использованием указанных проверочных установок и перечисленных выше измерительных и технологических средств.

Диагностическая характеристика контролируемых параметров КС. Основной вид проверки в лаборатории — проверка системы и отдельных ее блоков на соответствие НТП. Нормы разработаны в соответствии с ТУ и требованиями к КС, изложенными в «Нормах летной годности самолетов» (НЛГС-2).

Технические параметры — это физические величины, значения которых характеризуют состояние системы. Из множества технических параметров в качестве контролируемых взяты те, которые дают наибольшую диагностическую информацию о системе или ее приборе. Несмотря на различие конструктивных и схемных решений, существующие типы КС имеют одинаковые функциональные узлы. Поэтому большинство контролируемых технических параметров являются общими, основные из них следующие.

1. Уход гироскопа в азимуте. Отклонение ухода от нормы в большую сторону свидетельствует о наличии сверхдопустимого разбаланса гироузла, который в процессе эксплуатации появляется в результате изнашивания главных подшипников и осевого люфта. Устраняется электрической балансировкой, а при ремонтах — заменой подшипников и статической балансировкой.

2. Время разгона гиромотора. Отклонение в большую сторону указывает на увеличение трения в подшипниках главной оси гироскопа вследствие их изнашивания или загрязнения или на снижение мощности гиромотора за счет уменьшения токов и напряжения, подводимых к гиромотору. Увеличение трения на оси сопровождается возрастанием пусковых и рабочих токов в фазах. Устраняется заменой подшипников, смазкой и выявлением причин уменьшения токов и напряжения.

3. Потребляемый ток. Отклонение значений пусковых и рабочих токов как в большую, так и в меньшую сторону указывает на

неисправность- в первом случае — на уменьшение сопротивления цепи вследствие различных замыканий снижения частоты вращения или полного торможения двигателя (для переменных токов) и других причин; во втором случае — на увеличение сопротивления из-за обрыва параллельных цепей (перегораний резисторов, потерь контактов), увеличения переходных сопротивлений контактов вследствие коррозии, загрязнения, обгорания и пр. Устраняется исправлением цепей и заменой деталей или устранением неисправностей двигателей.

4. Чувствительность и выходная мощность усилителей следящих систем Оба параметра нормируются по скорости вращения стрелки контрольного указателя поверочной установки: чувствительность при допустимом для данного усилителя минимальном входном напряжении (несколько большем порога чувствительности); выходная мощность при рабочих входных напряжениях (обычно в 10—20 раз больших порога чувствительности). Отклонения параметров в меньшую сторону свидетельствуют об уменьшении коэффициентов усиления по напряжению и мощности каскадов вследствие изменения параметров радиоэлементов и режима их работы. Устраняется выявлением неисправных элементов и их заменой.

5. Скорость согласования следящих систем. Этот параметр проверяется на всех типах КС. Отклонение его в сторону уменьшения может поставить под сомнение надежность функционирования следящей системы Причинами уменьшения скорости согласования могут быть трения и заедания в редукторе или в самом двигателе, уменьшение выходной мощности усилителя, неисправности его выходных и входных цепей.

Сопутствующим признаком трений и заеданий в кинематике или загрязнения контактов коллекторов является неплавное, скачкообразное движение стрелок и шкал. Устраняется заменой или ремонтом неисправных кинематических и радиоэлектронных элементов системы, чисткой коллекторных колец, редукторов, осей, подшипников и их смазкой.

6. Погрешности указателей и датчиков. Это один из главнейших метрологических параметров, который характеризует курсовую систему как информационную. Отклонение значения погрешности в сторону увеличения свидетельствует о неисправностях измерительных преобразователей, элементов следящих систем, дистанционных передач и отсчетных устройств.

Обычно погрешности определяются при вращениях или отклонениях в разные стороны. Обнаружение погрешности одного знака может указывать на нарушение или неточность начальной выставки сельсинов или потенциометров в следящих системах. Изменение знака погрешности при перемене стороны вращения (или отклонения) указывает на застойные явления из-за трения (загрязнения). Обрыв одной фазы в следящих системах передачи курса на участке датчик — приемник характеризуется устойчивым установлением шкалы или стрелки на определенный отсчет

и резким перебросом на вираже на 180° при прохождении определенных границ. Например, при обрыве одного провода в одноканальной следящей системе курса стрелка (индекс) указателя УШ-3 в зависимости от курса, на котором находится самолет, устанавливается либо на 0—180, либо на 60—240, либо на 120—300°. Каждой паре отсчетов соответствует обрыв определенной фазы сельсинов. Устраняются отклонения параметров от нормы ремонтом или заменой неисправных узлов.

7. Надежность контактирования скользящих контактов. Норма этого параметра определяется по плавности движения стрелок или шкал измерительных приборов или указателей. Отклонение от нормы объясняется загрязнением или коррозией коллекторных колец, износом щеток. Устраняется чисткой или заменой контактов.

8. Работоспособность. Определяется по признакам, характеризующим нормальное функционирование системы или блока в определенном режиме. Например, обогрев должен включаться, реле должно срабатывать, сигнальные лампы — гореть; при вращении кремальеры или датчика стрелка указателя должна разворачиваться в определенную сторону и т. д. Отсутствие этих реакций системы (блоков) на стимулирующие сигналы (включение, разворот) указывает на отказ системы (блока) и обязывает обслуживающий персонал произвести проверку по другим параметрам, выявить причину отказа и устранить ее.

Кроме перечисленных основных контролируемых параметров существует ряд дополнительных, служащих для выявления отказов и неисправностей отдельных блоков. Их диагностическое значение будет указано при рассмотрении ТО конкретной системы.

Качество ТО курсовых систем зависит от их контролепригодности как свойства, характеризующего ее приспособленность к проведению контроля параметров всей системы или ее составных частей с целью: контроля технического состояния; поиска места отказа (до заданной сменной сборочной единицы измерения); определения технического состояния и установления места отказа изделия по результатам обработки информации, зарегистрированной для этого изделия в процессе полета.

Рассматриваемые курсовые системы в смысле их контролепригодности еще не отвечают современным требованиям. Для новых разрабатываемых КС предусматриваются системы встроенного и автоматизированного контроля с возможностью стыковки КС с контролирующей аппаратурой в любом состоянии ее эксплуатации.

Глава 5. ГИРОИНДУКЦИОННЫЙ КОМПАС ГИК-1

5.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Назначение и решаемые задачи. Компас ГИК-1 — централизованное устройство, объединяющее гироскопические и магнитные средства определения курса и предназначенное для определения гиромагнитного курса самолета и выдачи сигналов курса на указатели и в автопилот. По своей структуре ГИК-1 представляет курсовую систему, работающую только в одном режиме — магнитной коррекции.

Компас ГИК-1 входит в состав пилотажно-навигационного оборудования самолетов Ан-24, Ан-2 и вертолетов Ми-2, Ми-4 и используется для решения следующих задач:

определения и индикации гиромагнитного курса на указателях;

выполнения полета по локсодромии с выдерживанием заданного магнитного курса по указателю — при штурвальном управлении, или введением его в автопилот (Ан-24) — при автоматическом управлении;

производства разворотов на заданные углы;

индикации магнитных пеленгов и курсовых углов радиостанции (КУР) (Ми-2, Ми-4, Ан-2) — при совместной работе с АРК;

осуществления захода на посадку с комбинированным пилотажным прибором (КППМ), имеющим индикации заданного к текущего магнитных курсов и положения самолета относительно равносигнальных зон курсоглиссадных маяков системы посадки.

Комплектность. На различных ЛА в состав ГИК-1 входят:

	Ан-24	Ан-2	Ми-2, Ми-4
Индукционный датчик ИД	1	1	1
Коррекционный механизм КМ	1	1	1
Гироагрегат Г-3М	1	1	I
Усилитель У-6М	1	1	I
» У-8М	1	_	—
Соединительная коробка СК-11	—	I	I
То же, СК-19	1	—	—
Указатель УГР-1	—	1	1
» УК-3 или УПК-2	—	1	—
Кнопка быстрого согласования 5КС	2	2	I
Прибор КППМ	2	—	—
Выключатель коррекции ВК-53 РШ	1	1	1

Последние два прибора в комплектацию поставщика ГИК-1 не входят. Прибор КППМ берут из комплекта системы посадки СП-50, а ВК-53 РШ поставляют отдельно.

Расположение агрегатов. На различных самолетах и вертолетах оно следующее:

Ан-24: ИД — в левой консоли крыла; КМ, Г-3М и У-6М — под креслом левого пилота; У-8М и ВК-53 РШ — под полом кабины экипажа слева; СК-19 — под столиком штурмана; две кнопки согласования 5КС — на левой и правой панелях приборной доски; два указателя КППМ — на средней и правой панелях приборной доски пилотов.

Ан-2: ИД — в левой нижней отъемной части крыла; КМ, Г-3М, У-6М, СК-11, ВК-53 РШ — под полом кабины пилотов с правой стороны между шпангоутами № 4 и 5; УГР-1 и одна кнопка 5К — на левой панели ПД; УК-3 и вторая кнопка 5К — на правой панели ПД;

Ми-2: ИД — в хвостовой балке, лючок слева; КМ, Г-3М, У-6М, СК-11 — **в** радиоотсеке; УГР-1 и кнопка 5Р — на приборной доске;

Ми-4: ИД — в хвостовой балке между шпангоутами № 7 и 8; Г-3М, У-6М, СК-11 — по правому борту между шпангоутами фюзеляжа № 16 и 17; КМ — по левому борту на шпангоуте № 6 сзади левого пилота; УГР-1 и 5КС — на левой панели приборной доски; ВК-53 РШ — по левому борту между шпангоутами фюзеляжа № **16** и 17.

Условия эксплуатации. Компас ГИК-1 может эксплуатироваться на высотах до 25000 м в диапазоне температур окружающего воздуха от —60 до +50°С. Агрегаты компаса виброустойчивы и вибропрочны в диапазонах частот вибраций и ускорений, возникающих на современных самолетах. Агрегаты выдерживают ударные нагрузки до 4 *g* с частотой 40—100 ударов в 1 мин.

Основные технические данные

Погрешность в определении гиромагнитного курса по основному указателю после устранения лекальным корректором КМ девиационных, инструментальных и методических погрешностей, °:	
в нормальных условиях	±1,5
при температурах +50 и —60°С	±2
Погрешность в показаниях магнитного пеленга радиостанции по указателю УГР-1, °, не более	±3,5
Скорость согласования:	
нормальная, °/мин	от 1,5 до 4,5
большая, °/с, не менее	8,5
Время готовности, мин, не более:	
при температуре +20 и +50°С	1
» » —60°С	3
Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
трехфазного	36 ± 1,8 В; 400 + 8
постоянного	27 ± 2 7
Потребляемая мощность переменного тока, В-А, не более:	
на Ан-24	75
» Ан-2, Ми-2, Ми-4	60
Потребляемая мощность постоянного тока, Вт	30
Масса комплекта, кг:	
на Ан-24	14,25
» Ан-2	11,75
» Ми-2, Ми-4	11,5

Функциональная схема и взаимодействие агрегатов. Компас **ГИК-1** — это курсовая система, работающая только в режиме

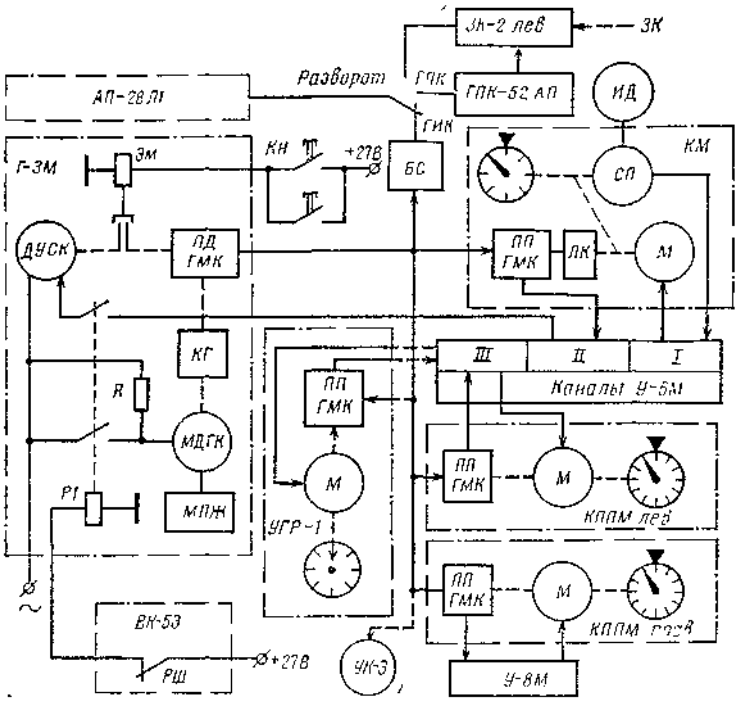


Рис. 5.1. Функциональная схема ГИК-1

магнитной коррекции (МК), и лишь при разворотах он кратковременно переключается на режим ГПК, когда МК отключается.

Изображенная на рис. 5.1 схема ГИК-1 соответствует варианту, установленному на самолете Ан-24. Штриховой линией показано выполненное на Ан-2 и вертолетах подключение вместо КППМ указателей УГР-1 и УК-3.

Через 1—3 мин после включения питания ГИК-1 автоматически переходит на работу в режиме МК. Индукционный датчик (ИД) определяет компасный курс (КК) и по первой следящей системе ИД—КМ передает его в коррекционный механизм *КМ* для коррекции и дальнейшей передачи магнитного курса в гироагрегат. Следящая система ИД—КМ по своей структуре относится к следящей системе первого варианта (см. подразд. 4.2).

Исполнительный двигатель *М* коррекционного механизма, согласовывая первую следящую систему, разворачивает стрелку *КМ* на значение компасного курса и через лекальный корректор вводит во вторую следящую систему КМ—Г-3М уже исправленное значение КК, т. е. магнитный курс. Потенциометрическая следящая система КМ—Г-3М выполнена по второму варианту, так как входной угол (в нашем случае магнитный курс) вводится на потенциометр-приемник *ПП ГМК*, а согласовывается с ним по-

тенциометр-датчик *ПД ГМК*, находящийся в гироагрегате Г-3М, при помощи двигателя узла согласования курса *ДУСК* гироагрегата.

Согласовать *ПД ГМК* с *ПП ГМК* двигателем *ДУСК* можно двумя скоростями: нормальной 1,5—4,5°/мин и большой 8,5°/с. Большая скорость согласования достигается изменением передаточного числа редуктора с помощью электромагнитной муфты, на которую подается напряжение +27В при нажатии одной из кнопок 5 КС, установленных на приборной доске.

Благодаря согласованию гироагрегата с коррекционным механизмом малой скоростью двигатель не успевает отработать на потенциометре гироагрегата короткопериодических изменений курса. Поэтому на выходе *ПД ГМК* параллельно подключенным к нему потребителям передает как бы осредненный магнитный курс, который принято называть гиромагнитным курсом ГМК. Таким образом, *ПД ГМК* одновременно является и элементом второй следящей системы второго варианта и элементом нескольких параллельных следящих систем первого варианта, по которым передается гиромагнитный курс на указатели и потребителям.

На самолете Ан-24 потребителями ГМК являются два указателя КППМ, левый и правый, и автопилот АП-28 Л1, который переключателем «ГИК—ГПК—Разворот» подключается к ГИК-1 через свой блок связи. На самолете Ан-2 и вертолетах потребителями ГМК являются только указатели УГР-1 и УК-3. В отличие от других потребителей на указатель УК-3 ГМК передается с помощью потенциометрической дистанционной передачи.

Для обеспечения передачи ГМК на правый КППМ (Ан-24) возникла необходимость включить в комплект дополнительный одноканальный усилитель У-8М. В гироагрегате Г-3М имеется моментная ГК с жидкостным маятниковым переключателем *МПЖ* и моментным двигателем *МДГК*, функционирование которой рассмотрено в гл. 1 (см. рис. 1.10).

На виражах и разворотах самолета, чтобы ГК не выводила ось гироскопа из горизонтального положения по сигналам от «возмущенного» ускорением *МПЖ*, на время виража ГК переключается на режим меньшей эффективности, т. е. на уменьшенный коррекционный момент при одних и тех же отклонениях оси. При этом скорость корректирующей прецессии уменьшается и возмущения маятника сказываются меньше. Отказ от полного отключения ГК на виражах объясняется появлением больших моментов трения относительно оси наружной рамы, которые, как известно, прецессионно выводят ось гироскопа из горизонтального положения. Особенно они велики при потенциометрических датчиках и при гироскопах с небольшими значениями кинетических моментов, как это имеет место в гироагрегате Г-3М. Горизонтальная коррекция пониженной эффективности хотя и не обеспечивает поддержание оси в горизонтальном положении, тем не менее не допускает завала оси на упоры, частично компенсируя моменты трения.

На разворотах при кренах самолета и наклонении платформы магнитных зондов ИД, как известно, появляются большие поворотные погрешности. Поэтому на виражах магнитная коррекция отключается полностью. Отключение и переключение коррекции производится выключателем ВК.-53, в котором его исполнительное реле на развороте разрывает цепь с напряжением +27В, подаваемым на реле *Р1* в гироагрегате. Реле гироагрегата *Р1* (РСМ-1), обесточиваясь одной группой замыкающих контактов, отключает двигатель узла согласования *ДУСК* Г-3М от выхода II канала усилителя У-6М и тем самым прерывает коррекцию гироагрегата со стороны КМ. Гироагрегат переходит на режим ГПК и выдает потребителям гироскопический курс.

Второй группой замыкающих контактов реле подключает последовательно в цепь обмотки возбуждения *МДГК* резистор *R2* сопротивления в 270 Ом, уменьшая ток возбуждения, и, следовательно, момент.

Отсутствие в гироагрегате системы стабилизации гироузла по крену, как известно, должно приводить к появлению карданных погрешностей, особенно влиятельных при наборе высоты и снижении. При использовании ГИК-1, работающем постоянно в режиме МК, эти погрешности на указатели и к потребителям не проходят, так как компенсируются согласованием гироагрегата с коррекционным механизмом. Они могут только проявляться при короткопериодических кренах, но такие погрешности, как известно, на самолетовождении практически не сказываются.

5.2. УСТРОЙСТВО АГРЕГАТОВ

Индукционный датчик. ИД служит для определения направления вектора горизонтальной составляющей магнитного поля Земли относительно продольной оси самолета, т. е. для определения магнитного курса самолета, необходимого для коррекции гироагрегата в азимуте.

Принцип действия ИД был рассмотрен в гл. 2 (см. рис. 2.3, *а)*, конструкция ИД, применяемого в комплекте ГИК-1, показана на рис. 5.2. Обе катушки обмотки подмагничивания вместе с сердечниками уложены в катушку сигнальной обмотки, имеющую 1810 витков. Обмотки подмагничивания соединяются последовательно и встречно, а сигнальные обмотки — треугольником. Обмотки подмагничивания запитываются переменным напряжением 1,7 В, 400 Гц от понижающего трансформатора, установленного в соединительной коробке.

Платформа с зондами вместе с жестко связанным с ней поплавком помещается в кардановом подвесе в корпусе прибора, заполненном жидкостью (лигроином и маслом МВП). Жидкость и карданов подвес обеспечивают горизонтальность чувствительного элемента (при кренах до 17°) и демпфирование его колебаний.

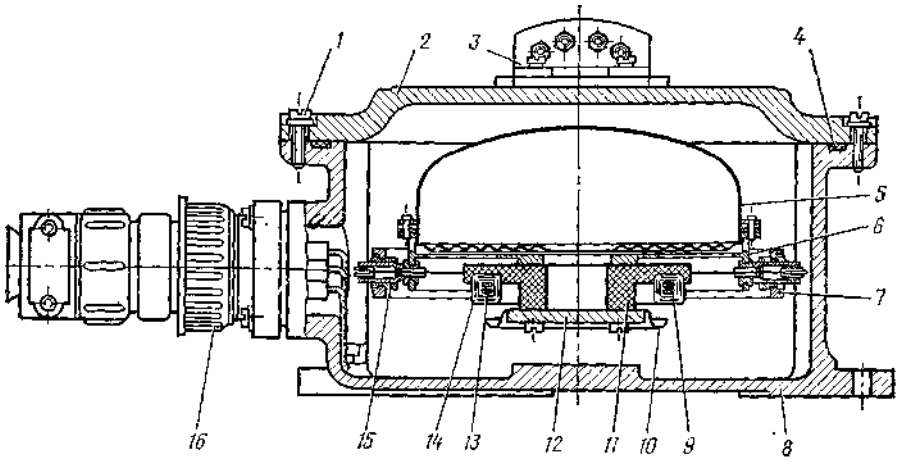


Рис. 5.2. Конструкция ИД:

1 — винт, *2* — крышка; *3* — девиационный прибор; *4* — прокладка, *5* — поплавок, *6* — основание; *7* — наружное кольцо; *8* — корпус, *9* — катушка обмотки подмагничивания; *10* — чашка, *11* — платформа; *12* — груз, *13* — сердечник; *14* — катушка сигнальной обмотки; *15* — полая ось; *16* — штепсельный разъем

Со схемой компаса датчик соединяется при помощи 7-штырькового разъема. Для крепления ИД на самолете в корпусе имеются три прилива с секторными пазами, позволяющими поворачивать датчик при устранении установочных погрешностей и постоянных девиаций в пределах ±20°. Для компенсации полукруговои девиации служит девиационный прибор, расположенный на крышке датчика.

Основные технические данные

Погрешность в рабочем диапазоне температур, °, не более . . . 2,5
Нестабильность определения курса датчиком при изменении температуры от +20 до +50°С и до −60°С, не более 1
Напряжение, В, и частота, Гц, переменного тока 1,7; 400
Эффективность девиационного прибора, ° . . . . . от 10 до 30
Допустимый угол крена, ° . . . . . ±17
Максимальные габаритные размеры, мм . . . . . 219×143×90
Масса, кг, не более 1,4

На соответствие НТП контролируется только один параметр — погрешность ИД, которая не должна превышать ±3°. При проверке используется переносная проверочная установка УПК-3 сер. 2 и входящая в ее комплект немагнитная поворотная платформа, на которую устанавливается ИД-

Для определения погрешности ИД за действительное значение курса принимается отсчет по шкале установки, а за измеренное - отсчет по строке контрольного коррекционного механизма (К К М) . п о с т р е л к е

При определении погрешности ИД предварительно находят установочную погрешность и устраняют ее разворотом ИД на платформе на угол этой погрешности. В начале разворачивают платформу с ИД до тех пор, пока на шкале ККМ будет отсчет 0°

затем, удерживая ИД и платформу от разворота, разворачивают ее основание так, чтобы нанесенный на нем индекс подошел к нулевой отметке шкалы платформы. Закрепив основание, разворачивают платформу последовательно на курсы 90, 180 и 270° и определяют поправки, как разность отсчетов по шкале платформы (действительное значение) и показаний от ИД на ККМ. Среднее алгебраическое из четырех поправок (на курсе 0° она равна нулю) соответствует установочной поправке $\Delta_{уст.}$ На угол этой поправки необходимо развернуть ИД относительно платформы, пользуясь секторными пазами на корпусе ИД. Например, если на курсе 90° отсчет по ККМ был 92°, на курсе 180°—179° и на курсе 270—271°, то $\Delta_{уст} = \frac{(0-2°+1°-1°)}{4} = 0,5°$. Датчик необходимо развернуть против часовой стрелки на 0,5°.

Устанавливая платформу на курсы через 30°, начиная с отсчета 0°, записывают показания по шкале ККМ и рассчитывают разности, которые не должны превышать ±3°.

Коррекционный механизм. КМ предназначен для связи индукционного датчика ИД с гироагрегатом Г-3М и для устранения четвертной девиации и инструментальных погрешностей с помощью лекального корректора (ЛК).

В КМ (рис. 5 3) смонтированы элементы первой следящей системы ИД—КМ (СП *М2* и двигатель *Ml):* ПП *R1* второй следящей системы КМ—Г-3М и ЛК- Статор *6* СП *М2* закреплен жестко, ротор 7 соединен через редуктор *5* с двигателем *Ml.* На оси ротора посажена стрелка *1,* при помощи которой отсчитывается КК по шкале *2.*

Потенциометр *R1* закреплен на корпусе неподвижно. Три щетки расположены в щеткодержателе *9* под углом 120°. Щеткодержатель *9* посажен на ось *8* свободно и соединен через ленту *4* с качающимся рычагом *10* ЛК, ролик *11* которого обкатывает ленту *12.* Профиль ленте задается регулировочными винтами *3.*

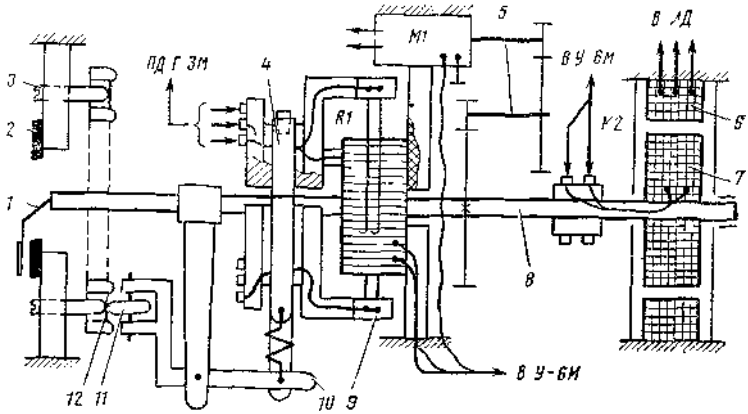


Рис. 5.3. Кинематическая схема КМ

Лекальные корректоры в КМ ГИК-1 и в КМ-4 (КС-8), КМ-5 (ТКС-П2) имеют принципиально одинаковое устройство с тем лишь различием, что в первом ЛК создает дополнительный угол поворота щеткодержателю потенциометра, а в КМ-4 и КМ-5 — ротору сельсина-приемника. Чтобы не повторять описание ЛК при изучении КМ-4 и КМ-5, рассмотрим Л К КМ ГИК-1 с указанием на особенности конструкции Л К в КМ-4 и КМ-5. Лекальный корректор КМ-8 (ГКМ-1Г) имеет несколько иную конструкцию, которую мы рассмотрим отдельно при изучении КМ-8.

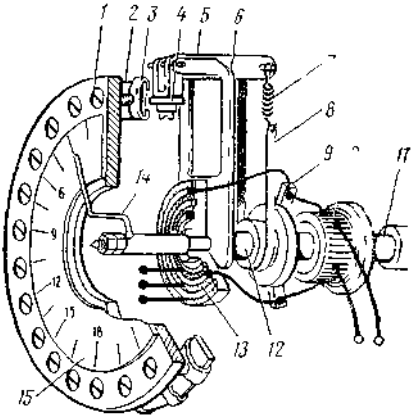


Рис. 5 4. Лекальный корректор

При помощи ЛК исключают из показаний курса на указателях четвертную девиацию от сил $D\lambda H$ и $E\lambda H$, а также остаточную полукруговую и круговую девиации и инструментальные погрешности. Лекальный корректор позволяет дополнительно разворачивать щетки потенциометра или ротор сельсина-приемника, электрически связанные с гироагрегатом на угол, равный девиации.

Для исключения девиации из показаний основных указателей щеткодежатель *9* (рис. 5.4) потенциометра *10* или ротор СП КМ соединяют с осью *11* ввода компасного курса КК не жестко, а через муфту. Муфта *12* при помощи ленты *8* соединена с качающейся на оси рычага вилкой *5*. Один конец ленты соединен с вилкой непосредственно, а второй при помощи пружины 7. Рычаг *6* закреплен на оси *11* жестко и поворачивается вместе с нею на угол компасного курса. На противоположном конце вилки *5* укреплен свободно вращающийся ролик *4*.

При вращении оси с рычагом ролик, прижимаемый к профильной ленте *2*, катится по профилю, заданному лекалом. Профиль задается регулировочными винтами */*, введенными на лицевую сторону КМ, через скобы *3*, удерживающие ленту. Если винты поставлены в среднее положение, то рельеф кольца-лекала ровный и при повороте рычага *6* вилка не качается. Если в каком-либо месте кольца-лекала ввернуть или вывернуть винт */*, то ролик в этом месте отойдет в ту или иную сторону и вилка *5* несколько повернется вокруг своей оси. Поворот вилки через ленту вызовет поворот муфты и щеткодержателя (ротора-сельсина) вокруг курсовой оси прибора на дополнительный угол, значение которого будет определяться деформацией кольца-лекала. При этом, если вилка отойдет от оси, пружина 7 растянется и муфта развернется в сторону того конца ленты, который соединен с вилкой непосредственно. Если вилка станет приближаться к оси, то

пружина, сжимаясь, будет разворачивать втулку в противоположную сторону. Щетки потенциометра (роторная обмотка СП) соединяются со схемой через коллектор *13*.

Погрешности лекальным корректором устраняют на 24 магнитных курсах от 0 до 345° через 15°, добиваясь, чтобы отсчеты на указателях курса были равны заданным значениям магнитных курсов.

С лицевой стороны КМ имеются 24 отверстия, через которые возможен доступ к регулировочным винтам *1* ЛК. Положение ролика *4* ЛК на профильной ленте *2* совпадает с положением стрелки *14* на шкале *15*. Поэтому стрелка указывает своим концом на тот регулировочный винт, на котором в данный момент находится ролик вилки.

Прибор закрывается двумя кожухами и соединяется со схемой при помощи 5- и 14-штырькового разъемов. Крепление прибора — фланцевое.

Основные технические данные

Нестабильность работы в диапазоне температур от +50 до —60°С, °, не более	±1,5
Устранение погрешностей, обеспечиваемое ЛК, °	±6
Максимальные габаритные размеры, мм	206x82x82
Масса, кг, не более	1,0 кг

Контролируемые параметры и их нормы

Скорость согласования, °/с, не менее	8,5
Плавность согласования следящих систем (допустимые скачки стрелки указателя согласования установки УПК-3), °, не более	2
Погрешность, °, не более	2
Вариация, °, не более	1,5

Проверка на соответствие НТП производится в лаборатории с использованием проверочной установки УПК-3 сер. 2.

Гироагрегат Г-3М. Он служит для «осреднения» курса самолета, определяемого индукционным датчиком и для дистанционной выдачи гиромагнитного курса на указатели и потребителям.

Так как гироагрегат работает только в режиме магнитной коррекции, для которой значение начального рассогласования гироскопа с датчиком и его уходы в азимуте существенного значения не имеют, системы выставления курса и широтной коррекции в нем не предусмотрено. Отсутствует также система стабилизации гироузла по крену, что приводит к появлению карданных погрешностей.

Гироагрегат (рис. 5.5) имеет гироскопический узел, систему горизонтальной коррекции, кольцевой потенциометр-датчик, узел согласования и корпус с амортизацией и кожухом.

Гироскопический узел состоит из гиромотора, карданова подвеса, элементов балансировки, коррекции и токоподводов. В гироагрегате Г-3М применен гиромотор *Ml* типа ГМА-4У, являю-

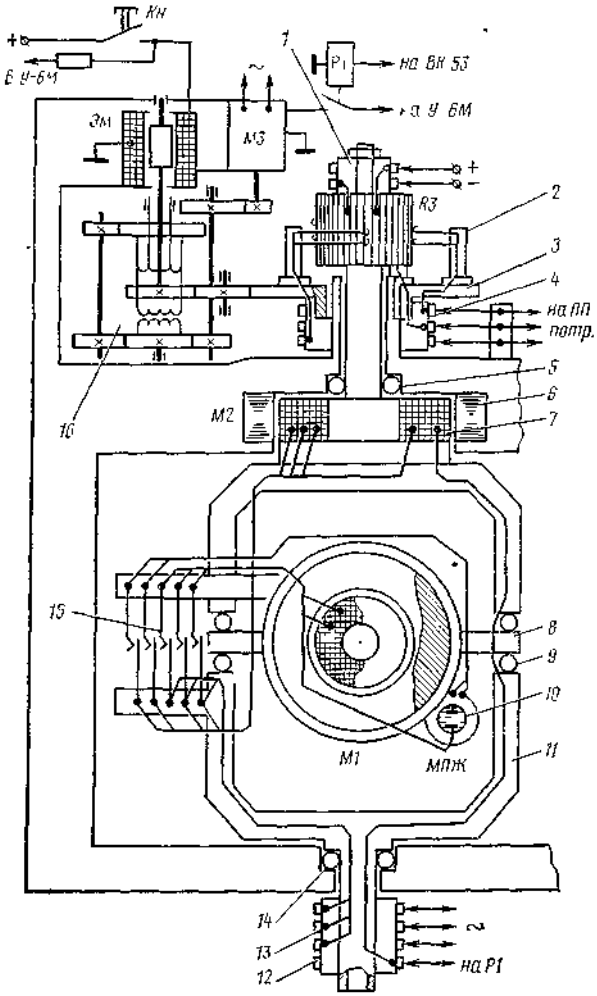


Рис. 5.5. Кинематическая схема гироагрегата Г-3М

щийся трехфазным асинхронным двигателем с короткозамкнутой роторной обмоткой типа «беличье колесо».

Неподвижная полая ось гиромотора при помощи гаек крепится в кожухе. Кожух является внутренней рамой карданова подвеса. На кожухе с наружной стороны смонтированы балансировочные элементы, переходная колодка и маятниковый жидкостный переключатель МПЖ 10.

Питание на кожух подается' через узел точечных контактов *15*, а затем через полую ось к обмоткам статора. Ось внутренней рамы *8* (кожуха) вращается в подшипниках *9* наружной рамы *11*. Подшипники снабжены осевыми шариковыми опорами, ограничивающими осевой люфт.

Наружная рама *11* своими осями вращается в подшипниках корпуса агрегата. В качестве опор для нижней оси применен радиально-упорный шарикоподшипник *14*, а для верхней — радиальный *5*. В нижней части наружной рамы *11* смонтировано тормозное устройство, препятствующее ее быстрому вращению вокруг вертикальной оси при завале гироскопа. Питание на гироагрегат подается через коллектор *13*, установленный на нижней лолой оси *12* наружной рамы *11*.

Элементами системы горизонтальной коррекции являются МПЖ и коррекционный двигатель *М2*. Ротор *7* двигателя с тремя обмотками закреплен в верхней части наружной рамы *11*, а короткозамкнутый статор *6* — на крышке гироагрегата. МПЖ *10* крепится к кожуху гироскопа. При разворотах от ВК-53 РШ срабатывает реле *Р1*, которое своими контактами разрывает цепь питания двигателя *М3*, отключая МК, и уменьшает эффективность ГК, подключая в ее цепь *R1*.

Кольцевой ПД *R3* закреплен на азимутальной оси наружной рамы, стабилизируется гироскопом и выдает курс на указатели и потребителям. Питание постоянного тока 27В подводится через коллектор /. Сигнал с ПД *R3* снимается при помощи трех щеток *2*, закрепленных на зубчатом колесе *3*, и коллектора *4*, вращающегося вместе с колесом. С коллектора сигнал снимается при помощи трех щеток, смонтированных в щеткодержателе, установленном на крышке гироагрегата. Зубчатое колесо входит в зацепление с редуктором *16* узла согласования.

Узел согласования состоит из двигателя *М3* (ДИД-0,5), редуктора *16* и электромагнитной муфты *Эм*. Элементы узла согласования относятся к следящей системе КМ—Г-3М. Согласование происходит двумя скоростями: нормальной (1,5—4,5°/мин) и большой (10°/с). Большая скорость включается при нажатии кнопки быстрого согласования *Кн* (5КС). При этом подается питание па *Эм*, которая переключает фрикционную передачу в редукторе и изменяет его передаточное отношение с 1:828000 до 1:3150.

В корпусе гироагрегата установлен карданов подвес. На верхней крышке смонтирован узел согласования, реле *Р1*, щеткодержатель и контактная колодка. Корпус гироагрегата закрывается двумя кожухами, закрепленными винтами. Гироагрегат герметизирован резиновой прокладкой и заполнен азотом. Амортизирующее устройство состоит из скобы, основания и пружин: верхней конической, воспринимающей вертикальные перегрузки, и восьми нижних цилиндрических, воспринимающих горизонтальные перегрузки. Гироагрегат со схемой соединяется при помощи 14-штырькового ШР.

Основные технические данные

Кинетический момент гироскопа, кг-м^2-с$^{-1}$	0,392
Частота вращения ротора, с$^{-1}$ (об/мин), не менее	358(21500)
Время разгона, мин, не более	2,5
Коррекционный момент ДГК, Н-м	(7...7,5)10~^{4}

Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
переменного	36±2,5
постоянного	27±2,7
Максимальные габаритные размеры, мм	210x40x247
Масса, кг, не более	3,4

Контролируемые параметры и их нормы

Скорость согласования:	
номинальная, °/мин	1,5—5,5
разность скоростей при движении в противоположные стороны, °/мин, не более	1,5
большая, °/с, не менее	10
Движение стрелок и шкал указателей при согласовании	плавное
Уход гироскопа в азимуте, °, за 15 мин, не более	4
Потребляемые токи в фазах, А	0,1—0,35
Погрешность потенциометра, °, не более	1,5

Проверка производится в лаборатории с использованием установки УПК-3 сер. 2 и поворотной платформы.

Усилитель У-6М 2-й серии. Он состоит из трех каналов усиления и выпрямителя (рис. 5.6).

Первый канал усилителя является элементом следящей системы ИД-КМ. В состав усилителя входят: трехкаскадный предварительный усилитель — для выделения и усиления второй гармоники (800Гц) входного сигнала; фазовый детектор — для преобразования сигнала второй гармоники в сигнал постоянного тока магнитный усилитель — для преобразования постоянного тока фазового детектора в сигнал переменного тока частоты 400 Гц; усилитель мощности — для усиления выходного сигнала магнитного усилителя по мощности.

Предварительный усилитель собран на двойном триоде *Л1* (6Н2П) и на одном триоде лампы *Л2-1* (6Н1П). Первые два каскада — усилители напряжения, третий — усилитель мощности.

Избирательность первого каскада ко второй гармонике обеспечивается настройкой Т-образного фильтра *(R1—R3, C3—C5)* в цепи обратной связи на частоту 800 Гц, что повышает усиление второй гармоники. С этой же целью конденсатор *C1* с роторной обмоткой СП КМ и конденсатор *C10* с первичной обмоткой трансформатора *Tpl* образуют резонансные контуры, настроенные на 800 Гц.

Переменный резистор *R11* служит для регулировки чувствительности и усиления. Для увеличения крутизны кривой избирательности входной сигнал подается не на сетку, а на катод первого триода через разделительный конденсатор *C2*.

Фазовый детектор представляет собой фазочувствительный диодный выпрямитель, выполненный по двухтактной мостовой схеме.

Опорное напряжение частоты 800 Гц подается на схему моста от двухполупериодного кенотрона через трансформатор *Tp5*, средняя точка вторичной обмотки которого соединена с корпусом.

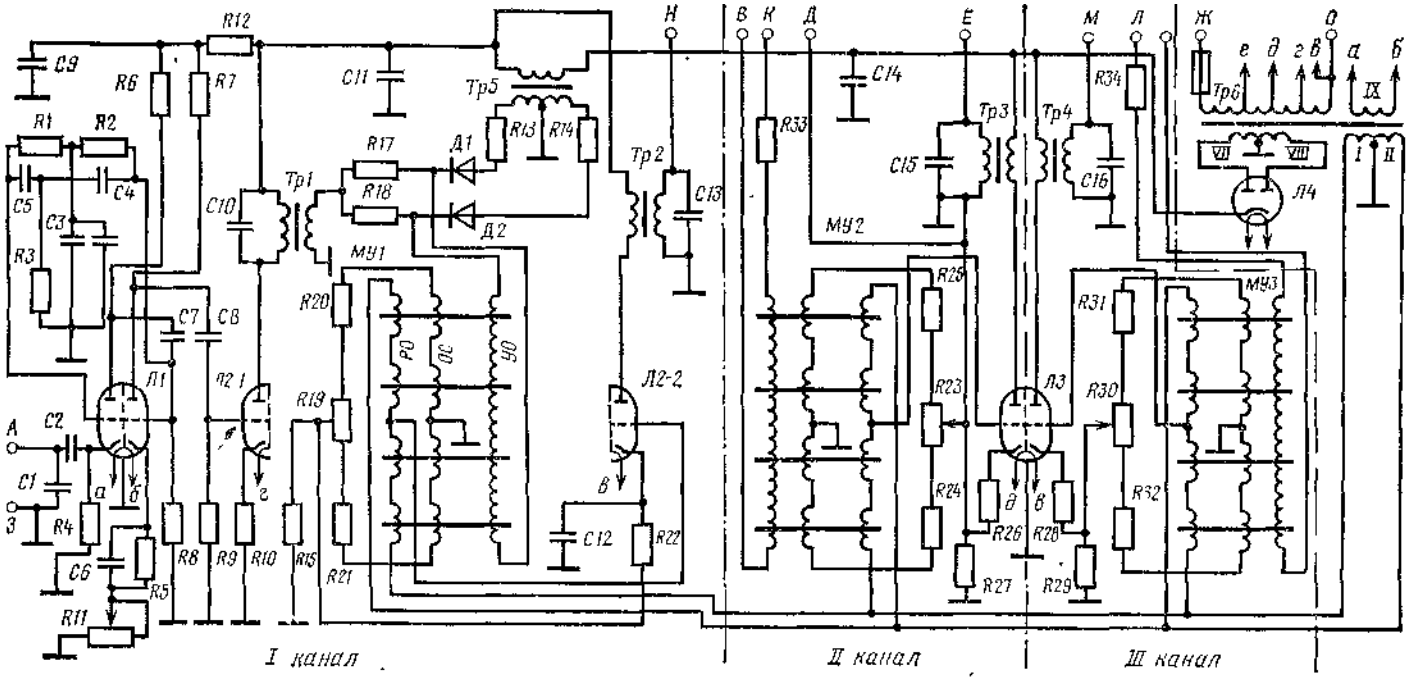


Рис. 5.6. Электрическая схема усилителя У-6М 2-й серии

Входной сигнал со вторичной обмотки трансформатора *Тр1* подается на диагональ моста, два плеча которого составляют резисторы *R17* и *R18*, а два других — диод *Д1* с резистором *R13* и половиной вторичной обмотки и диод *Д2* с резистором *R14* и второй половиной вторичной обмотки трансформатора *Тр5*. Во вторую диагональ моста включена управляющая обмотка *УО* магнитного усилителя.

При отсутствии сигнала к мостовой схеме приложено только опорное напряжение, которое управляет проводимостью диодов *Д1, Д2* (открывает и закрывает). Каждый полупериод через открытые диоды проходят равные по значению токи, пропорциональные опорным напряжениям, снимаемым со вторичной обмотки трансформатора *Тр5*. Следовательно, по *УО* магнитного усилителя проходит переменный ток без постоянной составляющей, который в силу инерционности магнитного усилителя управляющего воздействия не оказывает.

При наличии входного сигнала к мостовой схеме приложена напряжение, снимаемое со вторичной обмотки *Тр1*. Это напряжение с опорным напряжением одной половины вторичной обмотки *Тр5* суммируется, а из напряжения второй половины вычитается. Поэтому во второй диагонали появляется разность потенциалов, полярность которой определяется фазой входного сигнала. По цепям диодов текут разные по значению токи, и в *УО* появляется постоянная составляющая, значение и знак которой определяются амплитудой и фазой сигнала рассогласования.

Магнитный усилитель *МУ1* собран по мостовой дифференциальной схеме. Он состоит из четырех тороидальных сердечников с обмотками: рабочей *РО*, управляющей *УО* и смещения *ОС*.

Рабочая обмотка запитана от силового трансформатора напряжением основной частоты и образует с ним мостовую схему. Напряжение постоянного тока в обмотку смещения снимается с делителя напряжения *(R19, R20* и *R21)*, включенного в цепь катода лампы усилителя мощности. Выходной сигнал на сетку триода усилителя мощности подается со средней точки рабочей обмотки. Центрирование усилителя производится потенциометром *R19*.

Усилитель мощности выполнен на втором триоде лампы *Л2-2* (6Н11). Резисторы *R22* и *R15* обеспечивают нормальное сеточное смещение. Конденсатор *С12* шунтирует эти резисторы по переменной составляющей. Анодной нагрузкой каскада служит выходной трансформатор *Тр2*. Конденсатор *С13* обеспечивает необходимый фазовый сдвиг выходного напряжения.

Второй и третий каналы усилителя являются элементами потенциометрических следящих систем, выполняют одну и ту же функцию и по устройству одинаковы. Каналы двухкаскадные и состоят из усилителя напряжения и лампового усилителя мощности.

Магнитные усилители *МУ2* и *МУ3* преобразуют сигнал постоянного тока в сигнал переменного тока основной частоты. По

схеме, параметрам и конструкции они одинаковы с магнитным усилителем *МУ1* фазового детектора. Резисторы *R33* и *R34* во входные цепи включаются для увеличения входного сопротивления магнитных усилителей.

Ламповые усилители мощности второго и третьего каналов собраны на триодах лампы *Л3* 6Н1ГТ. Выходные трансформаторы *Тр3 нТр4* такие же, как и трансформаторы *Тр1* и *Тр2*. Для повышения устойчивости работы второй следящей системы КМ—Г-3М при включении большой скорости согласования в схеме второго канала предусмотрено автоматическое уменьшение коэффициента усиления каскада. Достигается это подачей от кнопки 5КС на обмотку подмагничивания магнитного усилителя сетевого напряжения +27В, что приводит к сдвигу рабочей точки на участок характеристики с меньшей крутизной.

Выпрямитель состоит из двухполупериодного кенотрона (6Ц4П) и силового трансформатора *Трб*. Кенотрон питается от повышающих вторичных обмоток VII и VIII. Фильтр выпрямителя состоит из конденсаторов *С14* и *СП* и дросселя. В качестве дросселя использована обмотка трансформатора-удвоителя *Тр5*, со вторичной обмотки которого на фазовый детектор подается опорное напряжение частотой 800 Гц.

От обмоток I и II трансформатора *Трб* питаются рабочие обмотки магнитных усилителей. Обмотка IX служит для питания накала лампы *Л1*. Накалы остальных ламп питаются от отводов первичной обмотки силового трансформатора.

Все элементы усилителя смонтированы на общем стальном шасси. Диоды *Д1, Д2* (Д7Ж), некоторые резисторы фазового детектора и конденсатор *С1* вынесены на внешнюю сторону вертикальной панели и закрыты прямоугольным кожухом. Сверху на шасси размещены магнитные усилители, трансформаторы и лампы. Снизу размещены остальные детали схемы. Регулятор чувствительности первого канала *R11* снабжен шкалой, выходящей на внешнюю сторону передней стенки усилителя. Усилитель У-6М закрыт кожухом, имеющим жалюзи, и установлен на амортизационной площадке. Усилитель соединен со схемой при помощи жгута с 14-штырьковым штепсельным разъемом.

Основные технические данные

Значение входного сигнала, обеспечивающего начало устойчивой работы следящей системы (чувствительность), мВ, не бол?е:	
для первого канала	1,5
» второго и третьего каналов	60
Максимальное выходное напряжение, В, при нагрузке I кОм, не менее	20
Напряжение, В, и частота, Гц, переменного тока	36 ± 2,5; 400±8
Максимальные габарлтные размеры, мм	183x144x140
Масса, кг, не более	3,2

Усилитель У-8М 2-й серии. Он применяется в качестве элемента потенциометрической следящей системы Г-3М — КППМ или при

наличии в комплекте второго указателя УГР-1. Его назначение то же, что и у усилителя У-6М третьего канала. У-8М (рис. 5.7) состоит из магнитного усилителя (МУ) напряжения и лампового усилителя мощности. Питание получает от силового трансформатора. Магнитный усилитель такой же, как и в У-6М. К анодам лампы *Л1* (6Н1П) подводится переменное напряжение повышающих обмоток III и IV силового трансформатора *Tpl* таким образом, что в любой момент времени потенциалы анодов равны по значению и противоположны по знаку. Напряжение сигнала, подводимого к сеткам лампы, совпадает по фазе с напряжением на одном аноде и находится в противофазе с напряжением на другом. Триод, у которого напряжения совпадают по фазе в момент положительных полупериодов, становится проводящим. Другой триод, у которого напряжение в противофазе, оказывается запертым. Таким образом, в зависимости от полярности входного сигнала постоянного тока, поступающего на МУ, работает тот или иной триод лампы. Результирующий ток имеет пульсирующий характер. Фаза первой гармоники анодного тока определяется полярностью входного сигнала. Нагрузкой выходного каскада служит выходной трансформатор *Тр2*, такой же, как и в У-6М.

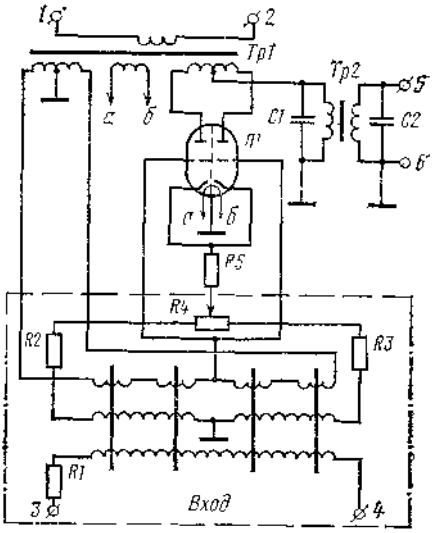


Рис. 5 7 Электрическая схема усилителя У-8М 2-й серии

Все элементы У-8М смонтированы на общем шасси. Шасси крепится к основанию, которое соединяется с амортизационной площадкой. Усилитель закрывается кожухом, имеющим жалюзи для улучшения охлаждения. К электрической схеме У-8М подключается при помощи 7-штырькового штепсельного разъема через гибкий жгут.

Основные технические данные

Чувствительность, мВ, не более	60
Максимальные габаритные размеры, мм	128x103x128
Масса, кг, не более	1,3
Остальные данные, как и в У-6М.	

Контролируемые параметры У-6М и У-8М и их нормы

Чувствительность, косвенно определяемая по скорости движения стрелки ККМ, °/с, при подаче на входы контрольных сигналов:

I канал У-6М—1 мВ (отклонение ЗК на 1°)	движется
У-8М, II и III каналы У-6М - 60 мВ, не менее	1

Выходная мощность, косвенно определяемая по скорости движения стрелки ККМ, °/с, при подаче на входы контрольных сигналов, не менее:

I канал	У-6М — 10 мВ (отклонение ЗК на 120°)	8,5
II »	У-6М — 5В	15
III »	У-6М — 5В	18
	У-8М — 5В	16

Проверка осуществляется в лаборатории с помощью установки УПК-3 сер. 2.

Указатель **УГР-1.** Он входит в комплект ГИК-1 на самолете Ан-2 и на вертолетах и служит для индикации ГМК, гиромагнитных пеленгов и курсовых углов одной радиостанции (маяка). С помощью УГР-1 решаются задачи навигации и выполняются заходы на посадку по системе ОСП.

В приборе (рис. 5.8) смонтированы элементы следящей системы Г-3М — УГР: потенциометр-приемник *R1*, двигатель *Ml* с редуктором, СП *М2* (А54) дистанционной передачи КУР от АРК, лекальный корректор *9* и курсозадатчик *4*.

С редуктором двигателя соединена полая ось *7*, на которой жестко крепится шкала магнитных курсов *2* и свободно посажен потенциометр *R1*, связанный через ленту *8* с лекальным устройством 9. Лекальное устройство *9* служит для устранения инструментальных погрешностей дистанционных передач при регулировке прибора на заводе-изготовителе и в эксплуатации не используется.

Сельсин-приемник *М2* электрически соединен с СД АРК и работает в индикаторном режиме. Ось *10* ротора СП проходит через полую ось 7 и заканчивается стрелкой *3*. Гиромагнитный курс отсчитывается по подвижной шкале *2* относительно верхнего треугольного индекса *5*, пеленги радиостанций — по показаниям стрелки *3* на подвижной шкале *2*, а КУР — на неподвижной *6*.

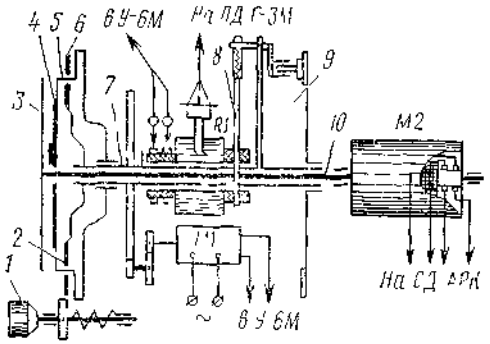


Рис. 5 9. Кинематическая схема указателя УК-1

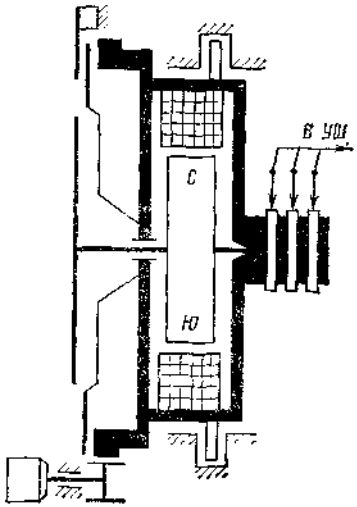


Рис. 5.9. Кинематическая схема указателя УК-3

Чтобы освободить пилота от запоминания заданного курса, в приборе имеется курсозадатчик *4*, который разворачивается с помощью кремальеры 1. Лицевая часть указателя закрыта стеклом. Указатель подключается в электрическую схему при помощи жгута с 14-штырьковым ШР.

Основные технические данные

Погрешность показаний по шкале, °, не более:	
МК	±1
КУР на нулевой отметке	±0,5
КУР на остальных отметках	±2
Скорость согласования, °/с, не менее	15
Максимальные габаритные размеры, мм	160x57x83
Масса, кг, не более	1,1

Контролируемые параметры и их нормы

Погрешность по шкале, °, не более:	
МК	±1,5
КУР	±2
Время успокоения сельсинной подвижной системы указателя, с, не более	5
Допустимые колебания стрелки, °	±1,5
Скорость согласования в обе стороны, °/с, не менее	15
Допустимое колебание шкалы, °, не более	±2

Движения шкалы и стрелки должны быть плавными.

Проверка производится в лаборатории с использованием установки УПК-3 сер. 2.

Указатель УК-3. Он служит для указания курса пилоту и представляет собой трехкатушечный логометр с подвижным ротором в виде постоянного магнита (рис. 5.9).

Указатель является приемником потенциометрической дистанционной передачи Г-3М—УК. Статор указателя закреплен в подвижном корпусе, который вместе со шкалой разворачивается кремальерой прибора. При этом к отметчику подводится значение заданного курса. При полете самолета по заданному направлению стрелка прибора направлена вверх на отметчик курса. Отклонение самолета вправо или влево характеризуется отклонением стрелки от отметчика в ту же сторону. Такая система индикации создает летчику большие удобства при управлении самолетом. Со схемой указатель соединяется при помощи 3-штырькового ШР.

Основные технические данные

Погрешность по шкале, °, не более	±1,25
Максимальные габаритные размеры, мм	121x85x85
Масса, кг, не более	0,5

На соответствие НТП проверяется один параметр — погрешность, которая должна быть не более ±1,3°.

Комбинированный пилотажный прибор. КППМ используется в комплектации ГИК-1 на самолете Ан-24 и предназначен для индикации ГМК, углов разворота самолета и для осуществления посадки самолета по системе СП-50.

В приборе расположены два самостоятельных механизма, работающих независимо один от другого: курсоглиссадной системы СП-50 и указателя ГМК компаса ГИК.-1 (рис. 5.10, 5.11).

Первый механизм состоит из четырех магнитоэлектрических систем (МЭС), получающих сигналы из системы СП-50. Две МЭС обеспечивают бленкерную сигнализацию готовности радиоприемников к использованию: курсового *(К) 11* и глиссадного *(Г) 14*.

При готовности КРП и ГРП к приему сигналов от КРМ и ГРМ белые секторы убираются.

Третья и четвертая МЭС обеспечивает индикацию положения самолета относительно равносигнальных зон КРМ и ГРМ с помощью вертикальной (курсовой) *13* и горизонтальной (глиссадной) *12* стрелок. Стрелки имитируют положение равносигнальных зон относительно самолета, место которого на шкале принимается в центре кольца нулевой отметки. Поэтому если курсовая стрелка отклонится вправо, а глиссадная вверх, то это значит, что самолет находится относительно равносигнальных зон слева от курсовой и ниже глиссадной. Для оценки размера отклонения самолета от зон на циферблате нанесены две шкалы — горизонтальная и вертикальная с делениями, обозначенными точками. На лицевую панель выведены регулировочные винты *(К) 7* и *(Г) 6*, служащие для выставления нулевого положения соответствующих стрелок.

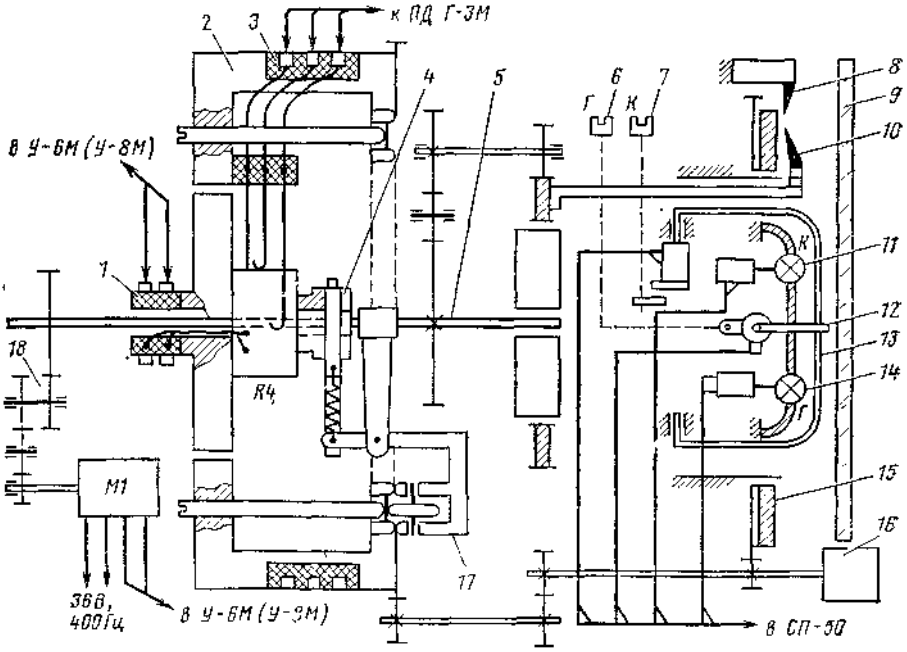


Рис. 5.10. Кинематическая схема КППМ

Второй механизм — указателя *ГМК* — конструктивно состоит из потенциометра *R4*, двигателя *Ml* с редуктором *18* и ламельного устройства *17*, функционально — из двух элементов потенциометрической следящей системы первого варианта Г-3М—КППМ: потенциометра-приемника *R4* и двигателя *Ml*.

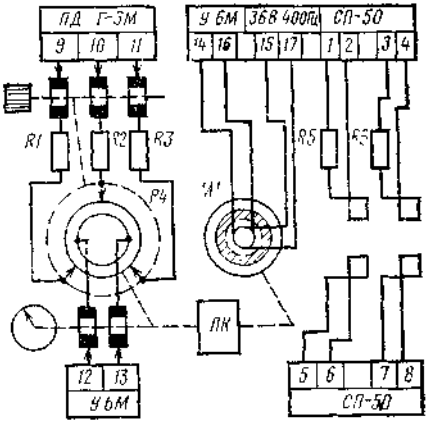


Рис. 5.11. Электрическая схема КППМ

Механизм расположен в задней части прибора. На втулке *4*, свободно посаженной на ось *5*, закреплен каркас потенциометра *R4*. Втулка через технологический лекальный корректор *17* соединена с осью 5. Лекальный корректор *17* предназначен для устранения инструментальных погрешностей передачи угла при регулировках на заводах-изготовителях и в эксплуатации не используется. Щеткодержатель *3* с тремя щетками закреплен на поворотном корпусе *2*. Двигатель *Ml* через редуктор *18* соединен с осью *5*.

При наличии рассогласования с ПД Г-3М с токоотводов потенциометра *R4* через коллектор *1* сигнал поступает на вход III канала усилителя У-6М или на вход усилителя У-8М. С выхода усилителя напряжение поступает на двигатель *Ml*, который вращает ось *5* и через *ЛК* поворачивает муфту *4* и потенциометр *R4* относительно трех щеток до согласованного положения. Одновременно от оси 5 через систему шестерен разворачивается стрелка *10*, показывающая по шкале *15* значение текущего ГМК.

Кольцевая шкала *15* разбита на 360° с ценою деления 2° и оцифрована через 30°. Шкала закреплена на шестерни, поэтому может разворачиваться кремальерой «Курс» *16* на любое значение заданного курса относительно неподвижного индекса *8* вверху шкалы.

Одновременно со шкалой от кремальеры разворачивается поворотный корпус *2* вместе со щеткодержателями потенциометра *3*. Возникающее при этом рассогласование немедленно отрабатывается двигателем, в результате чего стрелка относительно шкалы не изменит своего положения и отсчет курса будет прежним. Когда самолет ляжет на установленный заданный курс, стрелка станет против индекса *8*. Это создает удобство для пилота при управлении самолетом.

Передняя часть прибора заключена в корпус, который соединен с основанием. Задняя часть, где находится механизм отработки потенциометра, закрывается кожухом, который одновременно является магнитным экраном. Лицевая часть прибора закрыта стеклом *9*, которое крепится пружинным кольцом с резиновой

прокладкой. Со схемой прибор соединяется жгутом через 19-штырьковый ШР.

Основные технические данные

Ток полного отклонения курсовой и глиссадной систем, мкА	250±15
Сопротивление курсовой и глиссадной систем, Ом	1000±50
Напряжение, В, и частота, Гц, переменного тока	36±1,8; 400 ±8
Максимальные габаритные размеры, мм	195x85x,85
Масса, кг, не более	**1,9**

Контролируемые параметры и их нормы

Погрешность, °, не более	±1
Скорость согласования, °, не менее	16

Для КППМ рассмотрены те параметры, которые относятся к нему как к указателю курса.

Соединительные коробки СК-11 и СК-19. Они предназначены для соединения агрегатов компаса между собой. Внутри корпусов смонтированы пластмассовые клеммные колодки. В коробке СК-11 — две 10-клеммные колодки «А» и «Б», в коробке СК-19 одна 10-клеммная и две 14-клсммных.

В каждой коробке установлен понижающий трансформатор *Тр* 36-В/1,7 В, 400 Гц для питания ИД, предохранитель ПК-30-0,15 в СК-11 и ПК-30-0,25 в СК-19 в специальном патроне для защиты потенциометра гироагрегата. Между клеммами включен резистор на 3,3 кОм, через который подается сетевое напряжение на второй канал усилителя У-6М от кнопки быстрого согласования (КБС).

Максимальные габаритные размеры: СК-11 153Х144Х48 мм; СК-19 197Х175Х48 мм. Масса:СК-11 — 0,6 кг; СК-19 — 0,8 кг.

5.3. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СХЕМА

Компас ГИК-1 питается от бортовой сети постоянным током и переменным трехфазным током от преобразователей. Защита сети постоянного тока осуществляется через АЗС-2, а фаз переменного тока — через предохранители СП-5. Включение компаса на Ан-24 производится с помощью АЗС-2 «ГИК-1» на щите АЗС и выключателем «ГИК» — на правой панели приборной доски.

Постоянным током питаются все потенциометрические следящие системы и дистанционные передачи, переменным током — гиромотор *Ml,* система ГК, все двигатели следящих систем и усилители.

Обмотки подмагничивания ИД питаются напряжением 1,7 В от понижающего трансформатора, расположенного в СК. Все цепи питания проходят через СК-19 или СК-11, а затем на ШР приборов комплекта.

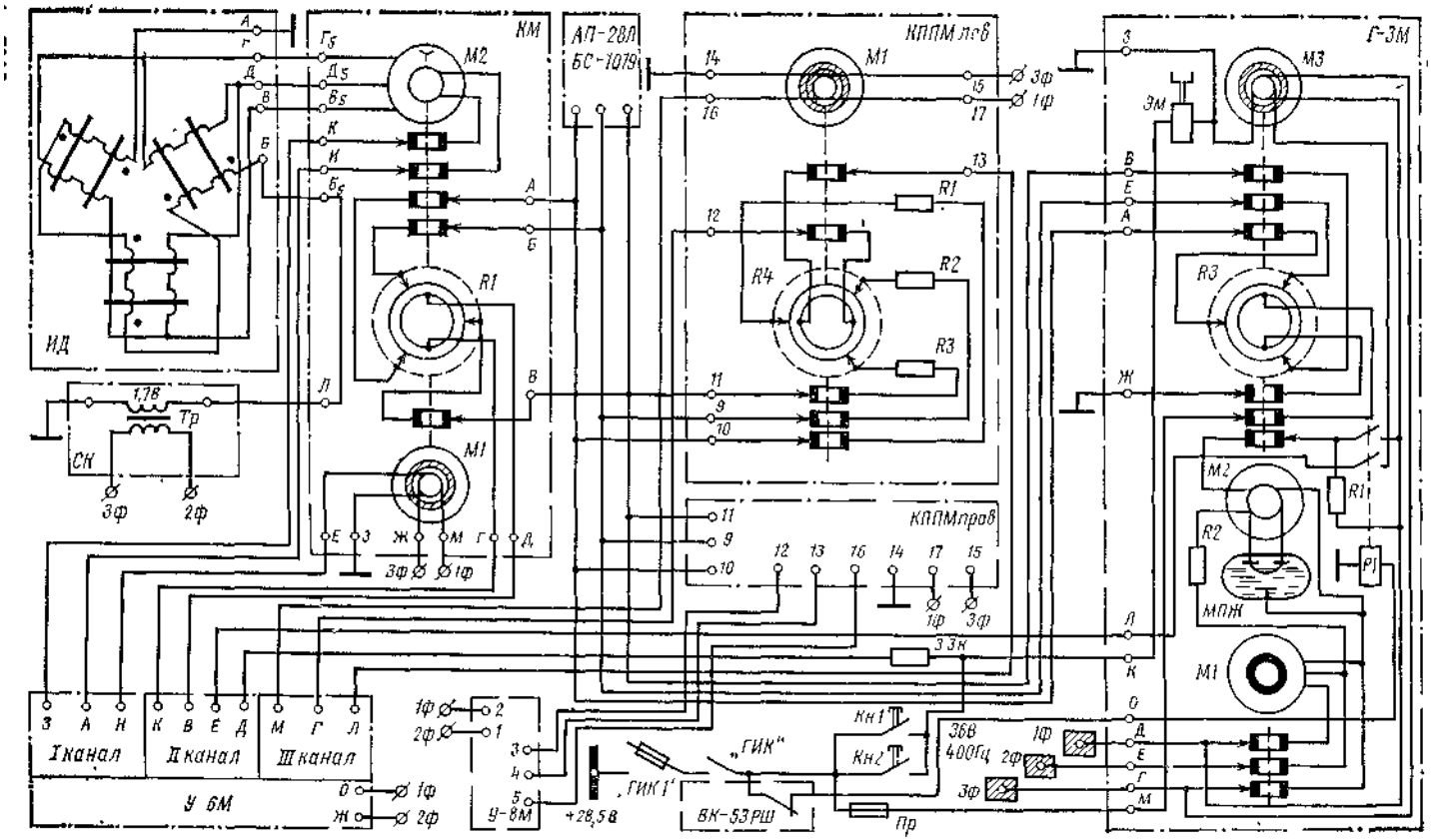


Рис 5.12. Электрическая схема компаса ГИК-1

После включения питания через 2—3 мин нажимают КБС (Кн1 или Кн2) и компас ГИК-1 начинает выдавать на указатели текущий ГМК- Компас ГИК-1 постоянно работает в режиме МК. Неисправленный МК (т. е. КК) определяется индукционным датчиком и при помощи первой следящей системы ИД — КМ передается на КМ.

Элементами следящей системы ИД—КМ (рис. 5.12) являются: ИД; СП *М2,* I канал У-6М; двигатель *Ml* типа ДИД-0,5 с редуктором.

Двигатель *Ml,* согласовывая первую следящую систему, разворачивает через ЛК щеткодержатель с тремя щетками ПП *R1* второй следящей системы. Лекальный корректор в соответствии с заданным ему профилем внесет необходимые поправки и щетки на потенциометре *R1* будут выставлены в положение, соответствующее текущему значению исправленного КК, т. е. МК. Таким образом, во вторую следящую систему КМ—Г-3М будет введен магнитный курс.

Вторая потенциометрическая следящая система функционирует по второму варианту и предназначена для передачи магнитного курса на гироагрегат Г-3М, выставляя щетки его ПД *R3* в положение, соответствующее текущему значению МК.

Элементами второй следящей системы являются: ПП *R1,* расположенный в КМ; ПД *R3,* расположенный в Г-3М; II канал У-6М; двигатель *М3* узла согласования курса Г-3М с редуктором и электромагнитной муфтой *Эм.*

При нормальной скорости согласования 1,5—4,5°/м редуктор имеет передаточное отношение 1:828 000. При нажатии КБС на *Эм* подается напряжение +27В, она срабатывает и переключает фрикционную передачу в редукторе так, что передаточное отношение становится равным 1:3150 и скорость согласования увеличивается до 8,5—10°/с.

Для передачи ГМК параллельно ПП *R1* КМ к ПД *R3* подключаются потенциометры-приемники указателей КППМ, УГР-1 и потребителей (блока связи с АП), образуя параллельные следящие системы первого варианта. Три элемента этих систем (ПП, усилитель, двигатель) находятся в указателях и в блоке связи с АП. На самолете Ан-2 ГМК на указатель УК-3 передается по схеме дистанционной передачи.

Щетки ПД установлены на зубчатые колеса узла согласования курса Г-3М. Соединяются щетки со схемой через коллектор узла согласования, ШР гироагрегата и СК. Запитывается ПД постоянным током через ШР Г-3М и верхний коллектор. Питание на гиромотор подается через нижний коллектор на наружную раму, а потом через точечные контакты на кожух и далее через полую ось гиромотора на статорные обмотки.

Параллельно гиромотору одна фаза подается на нижний контакт *МП Ж.* От двух верхних контактов управляющий сигнал от маятника через точечные контакты идет на управляющие обмотки *МДГК (М2).* Обмотка возбуждения МДГК питается от фаз че-

рез замыкающие контакты реле *Р1* и параллельно им включенный резистор *R1*. При включении питания реле *Р1* срабатывает и своими контактами замыкает цепь обмотки возбуждения МДГК. Обмотка возбуждения ДУСК *(М3)* запитана от двух фаз, а обмотки управления, соединенные последовательно, — от второго канала У-6М через СК, ШР Г-3М и замыкающие контакты *PL*

На разворотах ВК-53РШ разрывает цепь реле *Р1*, в результате чего отключается двигатель *М3* от усилителя, а в цепь обмотки возбуждения МДГК включается резистор *R1*. Таким образом, при разворотах магнитная коррекция отключается полностью, а горизонтальная переключается на уменьшенную эффективность.

5 4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Эксплуатация. Компас ГИК-1 используется для обеспечения полета самолета по локсодромии с рассчитанным значением ГМК. За 5—6 мин до выруливания самолета на старт включают питание компаса и через 2—3 мин нажатием КБС согласовывают комплект. Убеждаются, что стрелки указателей КППМ или УГР-1 и УК-3 показывают ГМК стоянки самолета. Во время руления указатели должны реагировать на изменение курса.

На исполнительном старте после установки самолета на линию взлета нажатием КБС согласовывают комплект и убеждаются, что стрелки КППМ показывают магнитный курс взлета на ВПП.

После взлета и набора высоты самолет выводится на ИПМ и проходит над ним с ГМК первого участка маршрута. При подходе к ППМ в расчетной точке линейного упреждения разворота (ЛУР) самолет делает разворот на ГМК следующего участка маршрута и т. д. Каждый раз при расчете заданного значения ГМК учитывается значение магнитного склонения в районе данного участка маршрута.

В полете кремальерой «Курс» устанавливают шкалу вместе со стрелкой текущего курса указателя КППМ на заданный курс относительно верхнего неподвижного индекса. На указателе УГР-1 кремальерой на заданный курс устанавливают курсозадатчик, а на указателе УК-3 кремальерой разворачивают шкалу и стрелку текущего курса под треугольный индекс, как и в КППМ. Это облегчает выдерживание курса и освобождает пилота от необходимости удерживать в памяти нужное направление полета. Кнопкой КБС необходимо пользоваться только в горизонтальном полете после выхода из разворота. Пользоваться КБС во время разворота нельзя, так как будут внесены большие поворотные и карданные погрешности.

При заходе на посадку на указателях кремальерами устанавливается ГМК посадки. После посадки и заруливания самолета на стоянку ГИК-1 выключается.

Техническое обслуживание. Компас ГИК-1 в лабораториях АиРЭО и на борту самолета обслуживают допущенные к этим работам специалисты с применением проверочной установки УПК-3 сер. 2, исправного инструмента и других технологических устройств и приспособлений.

Контролируемые параметры и их нормы

Потребляемый ток, А:	
постоянный	0,3—1,25
переменный, в каждой фазе, не более	1,8
Погрешность компаса, °, не более	±2
Скорость согласования:	
нормальная, °/мин	1,5—4,5
разность скоростей при изменении направления согласования, °/с, не более	±1,5
большая, °/с не менее	8,5

Предполетная и послеполетная проверка. Перед полетом необходимо проверять: прочность крепления агрегатов, установленных на приборной доске; положение регулятора чувствительности усилителя У-6М (проверяется периодически); работоспособность комплекта и плавность движения стрелки радиокомпаса в указателе УГР-1.

Регулятор чувствительности усилителя У-6М для средних широт устанавливается по шкале на деления 3 или 4, для высоких широт (60° и выше) на 4 или 5, для малых широт (до 30°) на 2 или 1.

Для проверки работоспособности необходимо включить питание ГИК-1 и через 2—3 мин, нажав КБС, произвести согласование, наблюдая за плавностью вращения шкалы или стрелки указателя. Если после согласования имеются незатухающие колебания шкалы (стрелки) указателя с амплитудой более 1°, необходимо уменьшить чувствительность усилителя, вращая регулятор чувствительности влево до положения, при котором колебания исчезнут. После полета устраняются замеченные неисправности и проводятся проверки в объеме регламента.

Анализ неисправностей. Опыт эксплуатации ГИК-1 показал, что наиболее уязвимыми узлами являются потенциометры следящих систем, усилитель, гироузлы, двигатели ДИД-0,5 и их редукторы. Рассмотрим отдельные неисправности.

1. Указатели не реагируют на изменение курса.

Причины: если не реагирует один указатель, значит может быть отказ ПП, усилителя или двигателя с редуктором, если не реагируют все указатели, то вероятен обрыв цепи питания ПД Г-3М.

2. Показания указателей значительно отличаются от показаний стрелки КМ. При нажатии КБС компас не согласовывается.

Причины отсутствие магнитной коррекции из-за отключения ДУСК Г-3М (отказ ВК-53РШ), отказ II канала У-6М или обрыв входной цепи, отказ двигателя или заклинивание в редукторе.

3. Указатели не реагируют на изменение курса, а на двух противоположных курсах меняют показания на 180° скачком.

Причина: обрыв одного из проводов потенциометрической следящей системы гироагрегат —• указатель.

4. Указатели реагируют на разворот, но на установившемся курсе показания неверны или меняются беспорядочно.

Причина: обрыв одного из трех проводов либо в следящей системе ИД—КМ, либо в следящей системе КМ—Г-3М. В первом случае стрелка КМ не реагирует на изменение курса, а во втором случае функционирует нормально.

Устраняются перечисленные неисправности восстановлением целостности цепей.

На самолетах сельскохозяйственного применения, связанных с использованием ядохимикатов, интенсивность отказов значительно повышается. На этих самолетах дополнительно встречаются отказы из-за разрушения ядохимикатами проводки и штепсельных разъемов. Частые посадки самолетов на полевые площадки создают тяжелые ударные перегрузки со всеми вытекающими отсюда последствиями. Поэтому техническому составу, обслуживающему самолеты, необходимо особенно строго следить за состоянием амортизационных элементов агрегатов, удалять от агрегатов предметы, о которые они могут ударяться.

Подкладывание предметов под амортизаторы, ограничивающие амплитуду и изменяющие собственную частоту колебания агрегата, способствует увеличению ударных и вибрационных перегрузок, а поэтому недопустимо.

Глава 6. КУРСОВАЯ СИСТЕМА ГМК-1

6.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Назначение и решаемые задачи. Курсовая система ГМК-1 представляет собой централизованное устройство, объединяющее гироскопические, магнитные и астрономические средства определения курса, и служит для измерения и выдачи потребителям ортодромических, истинных или магнитных курсов самолета. Курсовые системы ГМК-1 входят в состав пилотажно-навигационного оборудования самолета Як-40 и вертолетов К-26 и Ми-8 и предназначены для решения следующих задач: определения и индикации на указателях ортодромического, истинного и гиромагнитного курсов; выдачи сигналов этих курсов в канал курсовой стабилизации автопилота; определения углов разворота самолета; определения курсовых углов и пеленгов радиостанций при совместной работе **с** АР К (Ка-26, Ми-8).

Курсовая система может работать в двух режимах: ГПК к МК. Основным является режим ГПК, обеспечивающий определение ортодромического курса (ОК) в любых условиях полета самолета.

Комплектность. Существует пять комплектаций ГМК-1 :ГМК-1А, ГМК-1АЭ, ГМК-1АС, ГМК-1Г и ГМК-1ГЭ. Первые три комплектации имеют по одному гироагрегату, остальные — по два Комплектации ГМК-1А и ГМК-1Г имеют три режима — МК, ГПК и АК, комплектации ГМК-1АЭ, ГМК-1АС и ГМК-1ГЭ — два ре» жима — МК и ГПК.

На самолете ЯК-40 установлена система ГМК-1ГЭ, на вертолетах ГМК-1АЭ, состав которых следующий:

	ГМК-1АЭ	ГМК-1ГЭ
Индукционный датчик ИД-3	1	1
Коррекционный механизм КМ-8	1	I
Гироагрегат ГА-6	1	2
Автомат согласования АС-I	1	1
Блок связи БС-1	—	I
Пульт управления ПУ-26Э	I	—
» » ПУ-27Э	—	1
Указатель УГР-4УК	1-2 (Ми-8)	—
Комбинированный пилотажный прибор КППМС	—	2
Выключатель коррекции ВК-53РШ	1	1

Последние два прибора в комплектацию поставщика ГМК-1 не входят Прибор КППМС берут из комплекта системы посадки СП-50М, а выключатель ВК-53РШ поставляется отдельно. Приборы на самолете и вертолетах монти-

руют с использованием монтажных колодок или самолетных соединительных коробок.

Расположение агрегатов. На различных самолетах и вертолетах оно следующее:

Як-40- ИД-3 — в левой консоли крыла; КМ-8 — на приборной панели за шпангоутом № 8 слева; АС-1 и БС-1 — на радиоэтажерке за шпангоутом № 8 справа; ГА-6 — в куполах шасси; ПУ-27Э — на правой неподвижной панели приборной доски; КППМС — на левой и правой амортизированных панелях приборной доски; ВК-53РШ — на радиоэтажерке

Ка-26- ИД-3 — внутри стабилизатора оперения, КМ-8 — на задней стенке кабины пилота, ГА-6, АС-1 и ВК-53РШ — на уровне пола в кабине в районе шпангоутов №№° 4 и 5; ПУ-26Э — на верхнем пульте; УГР-4УК — на приборной доске; СК — в кабине.

Ми-8- ИД-3 — в хвостовой балке; КМ-8, АС-1, ГА-6 — за сидением левого пилота; ПУ-26Э — на правой боковой панели электропульта; УГР-4УК— на приборных досках пилотов; СК —за сидением левого пилота.

Условия эксплуатации. Курсовая система ГМК-1 может эксплуатироваться на высотах до 25 000 м в диапазоне температур окружающей среды от —60 до +60°С (для ИД-3 до +90°, для ГА-6 и УГР-4УК до +50°С) и относительной влажности до 100%. Блоки виброустойчивы и вибропрочны в диапазонах частот вибрации и ускорений, возникающих на современных самолетах. Большинство приборов комплекта рассчитано на ударные перегрузки до **12.**

Основные технические данные

Погрешность выдачи гиромагнитного курса по основному указателю (КППМС или УГР-4УК), °, не более	±1,5
Погрешность от уходов гироскопа в режиме ГПК в течение 1 ч, °, не более:	
в нормальных условиях	±2,5
при температурах —60 и +50°С	±3,5
Дистанционная погрешность следящей системы ГА — КППМС, °	±0,6
Погрешность определения КУР по УГР-4УК, °, не более	±2,5
Скорость согласования-	
нормальная в режиме МК, °/мин	1,5
большая в режиме МК, °, не менее	6
от задатчика курса ПУ, °, не менее	2
Время готовности, мин, не более, в режиме:	
МК	3
ГПК	0
Допустимое число внешних потребителей (СД ГА-6 типа С-65 ВПЭ11), не более	5
Напряжение, В, и частота, Гц, тока-	
трехфазного	36±1,8; 400±8
постоянного	27±2,7
однофазного (при наличии УГР-4УК)	45±4,5; 400±40
» (» » КППМС)	115±5,7; 400±20
Потребляемая мощность переменного тока, В-А:	
на Як-40 (ГМК-1ГЭ) . •	130
» Ка-26, Ми-8 (ГМК-1АЭ)	60
Потребляемая мощность постоянного тока, Вт:	
на Як-40	50
» Ка-26, Ми-8	25
Масса комплекта, кг, не более:	
ГМК-1ГЭ	13
ГМК-1АЭ	10

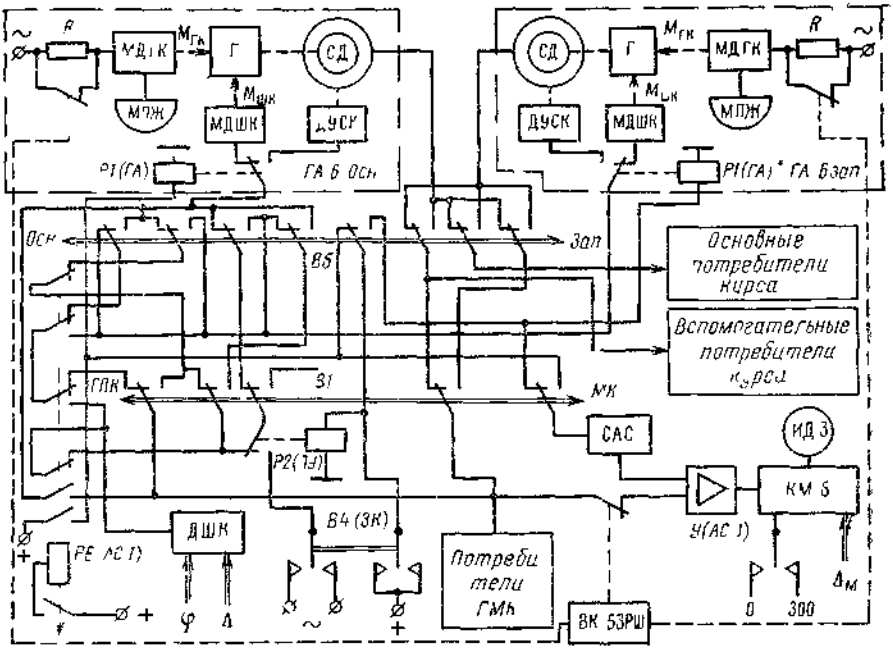


Рис 6 1. Функциональная схема курсовой системы ГМК-1ГЭ

Функциональная схема и взаимодействие агрегатов. Курсовая система основана на автоматической независимой работе двух гироагрегатов, работающих в различных режимах. Два гироагрегата, один из которых основной, а другой запасный, образуют два канала того же наименования.

При работе курсовой системы по основному каналу (рис 6 1 переключатель *В5* в положении «Осн ») основные потребители и навигационно-пилотажные приборы подключены к основному гироагрегату ГА-6.

Запасный гироагрегат в это время работает в режиме МК и выдает курс вспомогательным потребителям (на самолете Як-40 отсутствуют). Кроме того, к курсовой системе в режиме МК и ГПК постоянно подключены и получают сигналы потребители ГМК

Если переключатель *В5* установлен в положение «Зап», то основные потребители подключаются к запасному, а вспомогательные — к основному гироагрегату.

Переключателем режимов *В1* на пульте управления задаются режимы работы только тому гироагрегату, к которому подключены основные потребители. Если основному гироагрегату задан режим ГПК, то запасный переводится на режим МК и наоборот.

Курсовая система ГМК-1АЭ имеет только один гироагрегат и не имеет блока связи БС-1. В пульте ПУ-26Э нет переключателя каналов *В5.* В остальном они идентичны. Поэтому все, что будет

сказано об основном канале ГМК-1ГЭ, полностью относится к системе ГМК-1АЭ.

Курсовая система ГМК-1ГЭ отличается от других курсовых систем следующими особенностями.

1. В системе ГМК-1ГЭ предусмотрен режим пускового согласования основного гироагрегата по магнитному курсу большой скоростью независимо от положения переключателя каналов *В5* и переключателя режимов *В1* пульта управления. Это исключает необходимость предварительного выставления курса на основной гироагрегат. Выполняет эту функцию автомат согласования АС-1 с помощью реле времени (РВ). Аналогичного режима для согласования запасного гироагрегата в курсовой системе нет.

2. В системе ГМК-1ГЭ предусмотрено автоматическое согласование гироагрегатов с компасами-корректорами при любых режимах. Согласование осуществляется с автоматическим переключением скоростей: большой скоростью — при рассогласованиях больше 2° и малой скоростью — при рассогласовании меньше 2°.

3 В системе ГМК-1ГЭ для согласования гироагрегатов с компасами-корректорами малой скоростью используется МДШК, т. е. прецессионный метод согласования, ДУСК включается только для ускоренного согласования.

4 В системе ГМК-1ГЭ имеется встроенная система контроля работоспособности основных следящих систем. Для этого на пульте управления предусмотрен переключатель *В3*, который подает через коррекционный механизм КМ-8 в датчик ИД-3 стимулирующие сигналы фиктивных курсов 0 и 300°.

Переключатель *В4* задатчика курса используется в режиме ГПК (по обоим каналам) для выставления курса гироагрегата, к которому подключены основные потребители, а в других режимах — как кнопка быстрого согласования.

Индукционный датчик ИД-3 определяет компасный курс, который по первой следящей системе ИД—КМ передается в КМ-8. После исправления лекальным корректором полученный магнитный курс вводится во вторую следящую систему КМ—ГА и передается ею на ГА-6 для осреднения и дальнейшей передачи ГМК потребителям.

При включении питания система ГМК-1ГЭ автоматически включается в пусковой режим, при котором ГА-6 (только основной) независимо от положения переключателей режимов *В1* и каналов *В5* на пульте ПУ-27Э переключается на режим МК с большой скоростью согласования. Для этого в автомате согласования АС-1 имеется реле времени, которое в течение 60+10 с включает на режим МК основной ГА-6, как показано на схеме (в обход переключателей *В1* и *В5)*, и с помощью реле *Р1 (ГА)* включает большую скорость согласования. Большая скорость включается путем переключения выхода усилителя АС-1 с МДШК на ДУСК, находящиеся в гироагрегате.

По истечении времени задержки 60 с РВ срабатывает и переключает систему в режим, установленный переключателями *В1* и *В5.* Причем благодаря наличию системы автоматического согласования (САС) ГА-6 зап. первоначально включается на большую скорость согласования, а потом, когда рассогласование станет менее 2°, автоматически переключается на малую скорость. Эту же функцию САС выполняет при каждом переключении режимов *В1* и каналов *В5* с тем гироагрегатом, который переключается на режим МК.

Переключатель *В4 (ЗК)* для гироагрегата, работающего в режиме ГПК, используется для выставки на нем любого значения курса большой скоростью. Сигналы от ДШК поступают только на тот гироагрегат, который работает в режиме ГПК. Выключатель коррекции ВК-53 РШ отключает магнитную коррекцию и переключает горизонтальную коррекцию обоих ГА-6 на пониженную эффективность путем подачи напряжения +27В на соответствующие реле АС-1.

6.2. УСТРОЙСТВО АГРЕГАТОВ

Индукционный датчик ИД-3. Он применяется во всех рассматриваемых нами курсовых системах: ГМК-1, КС-8 и ТКС-П2. Индукционный датчик (рис. 6 2) служит для определения направления_вектора горизонтальной составляющей магнитного поля Земли *Н* относительно продольной оси самолета, т. е. для определения МК, необходимого для коррекции гироагрегатов в азимуте.

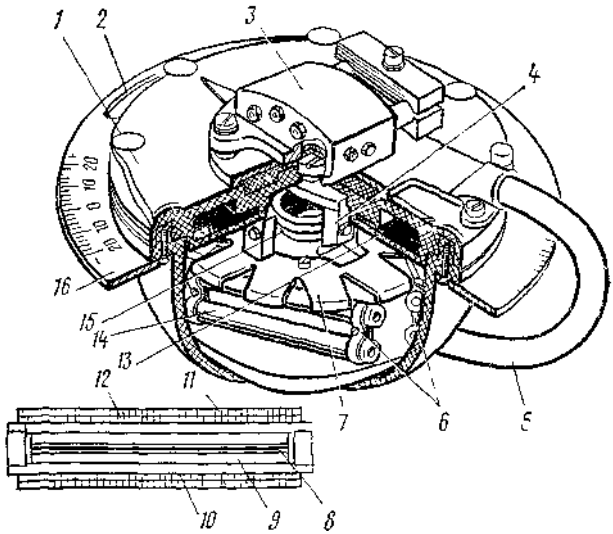


Рис. 6.2. Конструкция ИД-3

Чувствительным элементом датчика служит система трех магнитных зондов *6*, закрепленных на подвесной платформе в виде равностороннего треугольника. Сигнальные обмотки зондов соединены звездой.

Каждый магнитный зонд состоит из двух пермаллоевых (80НХС) сердечников *8* длиной 39 мм и диаметром 0,5 мм, заложенных в стеклянные трубки *9*. Трубка *9* помещается в текстолитовый каркас *10*, поверх которого наматываются подмагничнвающая 11 (490 витков) и сигнальная *12* (1960 витков) обмотки. Каркасы располагаются попарно параллельно друг другу и закрепляются в алюминиевых пеналах *14*, образуя магнитный зонд *6*. Для компактности конструкции ЧЭ датчика ИД-3 пеналы *14* с катушками в каждом зонде располагаются по два в вертикальной плоскости.

Платформа с зондами подвешивается в виде маятника накардановом подвесе *4* в жидкости, а проводники от зондов подводятся гибкими спиралями *15* непосредственно к колодке прибора. К платформе прикреплен груз с пазами 7. Платформа в плоскости горизонта балансируется путем припаивания дополнительных грузиков в пазы груза.

Для улучшения демпфирования корпус датчика заполняется кремнийорганической жидкостью ПМС-10. Избыток жидкости вследствие изменения ее объема от влияния окружающей температуры уходит в компенсационную камеру *13*, расположенную в крышке датчика. Для компенсации полукруговой девиации служит девиационный прибор *3*, расположенный на крышке датчика 1.

Датчик ИД-3 с курсовой системой соединяется с помощью жгута *5* длиной 300 мм и 7-штырькового ШР. Для крепления датчика на самолете и для устранения установочных погрешностей в основании предусмотрены три продолговатых отверстия *2* со шкалами *16*, как и в ИД (ГИК-1).

Основные технические данные

Погрешность в рабочем диапазоне температур при Н=0,17Э, °, не более	±2
Напряжение, В, и частота, Гц, тока	1,5±0,1, 400+8
Ток, потребляемый подмагничивающей обмоткой, мА	12
Эффективность девиационного прибора, °, от	±6 до ±12
Допустимый угол крена, °	±15
Максимальные габаритные размеры, мм	120x120x78
Масса, кг, не более	**0,7**

Контролируемые параметры и их нормы

Работоспособность при развороте ИД-3 вправо {влево)	отсчет курса на КМ-5 увеличивается (уменьшается)
Погрешность при снятом девиационном приборе, °, не более	±2

Проверка производится в лаборатории с использованием проверочных установок. В комплектации ГМК-1 ИД-3 отдельно не проверяется.

Коррекционный механизм КМ-8. Он предназначен для связи ИД-3 с ГА-6, устранения четвертной девиации и инструментальных погрешностей с помощью лекального корректора, ввода магнитного и условного магнитного склонения, контроля работоспособности КС, указания компасного курса.

В КМ-8 (рис. 6.3) установлены два СП *М2* (65-ВПК) и *М3* (С30ВП); двигатель *Ml* (ДИД-0,5 ТА) с редуктором, полупроводниковый усилитель *У*, лекальный корректор *ЛК* и трансформатор для питания обмоток подмагничивания датчика ИД-3.

Сельсин *М2*, двигатель *Ml* и усилитель У вместе с ИД-3 образуют первую следящую систему ИД—КМ. На оси ротора сельсина *2* посажена стрелка *1* для индикации по шкале *3* компасного курса. Двигатель *Ml*, согласовывая первую следящую систему, одновременно разворачивает через *ЛК* полую ось *4*, на которой посажен ротор сельсина *М3* и вводит, таким образом, на вторую следящую систему магнитный курс.

Сельсин *М3* вместе с сельсином *М7* и двигателем *М6* гироагрегата ГА-6 и усилителем автомата АС-1 образуют вторую следящую систему КМ—ГА.

Для ввода магнитного и условного магнитного склонения используется кремальера *5*, которая через шестерни разворачивает статор сельсина *М3* вместе с отметчиком склонения *2* на требуемый угол. Значение склонения отсчитывается по внутренней оцифровке шкалы.

Лекальный корректор (рис. 6.4) по конструкции несколько отличается от описанного ЛК в подразд. 5.2. Лекальная лента *6*, удерживаемая скобами *7*, повернута так, что регулировочные винты *8* направлены радиально. Внутри ленты катится ролик *2*, прижимаемый к ленте через рычаги *1 я 3* пружиной *5*. Рычаг 1 ка-

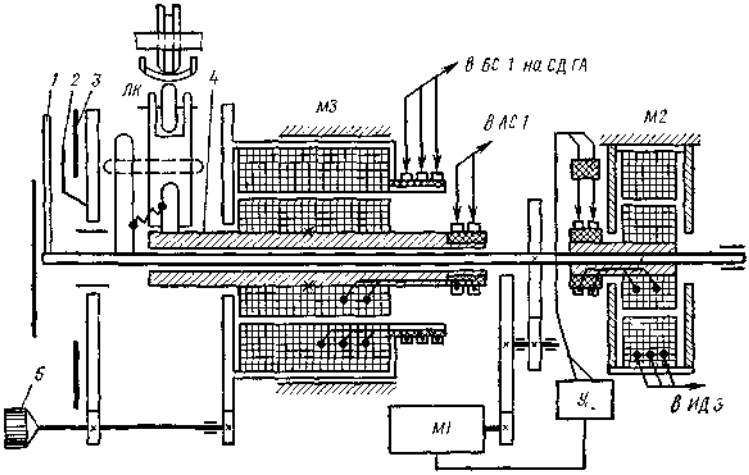


Рис. 6.3. Кинематическая схема КМ-8

чается на оси рычага *4*, который жестко связан с внутренней осью *10*. Рычаг *3* связан с полой осью *9*, на которой посажен ротор *13* сельсина *МЗ*.

При работе двигателя поворачиваются внутренняя ось *10* и рычаг *4*, а вместе с ними и вся система. Качание рычагов *1 и 3* при накатывании ролика на рельеф ленты приводит к повороту полой оси вместе с ротором сельсина *МЗ* на некоторый угол относительно его статора *12*. Сигнал с роторной обмотки сельсина *МЗ* снимается через коллектор 11.

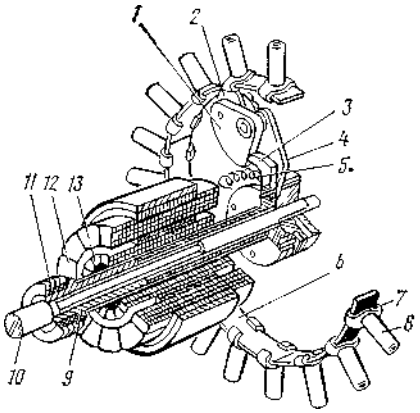


Рис. 6.4. Лекальный корректор КМ-8

Усилитель *УКМ* (рис. 6.5) КМ-8 предназначен для усиления сигналов частоты 800 Гц, преобразования их в сигнал 400 Гц, усиления по мощности и выдачи на двигатель *Ml* механизма КМ-8 [3].

Смонтирован усилитель внутри КМ-8. В УКМ входят избирательный усилитель, делитель частоты и усилитель мощности.

Избирательный усилитель состоит из двух каскадов. Входной согласующий каскад собран по схеме с общим коллектором (эмиттерный повторитель) на триоде 77. Для выделения второй гармоники второй каскад на триоде *Т2* собран по схеме с общим эммитером и охвачен частотно-зависимой отрицательной обратной связью с помощью двойного Т-образного RC-фильтра *(R4—R9, С3—С5)*, настроенного на частоту 800 Гц.

Делитель частоты выполнен на триодах *Т3* и Т*4*, работающих в режиме переключения. К базам триодов подведено опорное коммутирующее напряжение частотой 400 Гц. В рассматриваемом режиме работы каждый триод представляет собой переключатель, который замкнут в течение одного полупериода (минус на базе) и разомкнут в течение второго полупериода опорного напряжения (плюс на базе). Через замкнутый триод за полупериод опорного напряжения проходит целый период напряжения входного сигнала.

На общей нагрузке делителя — трансформатора *Т-2* — выделяется суммарное напряжение частотой 400 Гц. Амплитуда и фаза суммарного напряжения пропорциональны амплитуде и фазе входного сигнала. Первичная обмотка *Тр2* и конденсатор *С8* образуют контур, настроенный на частоту 400 Гц.

Усилитель мощности имеет два каскада. Предварительный каскад собран на триодах *Т5* и *Т6* по двухтактной схеме с общим эмиттером. Конденсатор *С10* и первичная обмотка *Тр3* образуют контур, настроенный на частоту 400 Гц. Выходной каскад усилителя мощности выполнен на триодах *Т7* и *Т8* по двухтактной

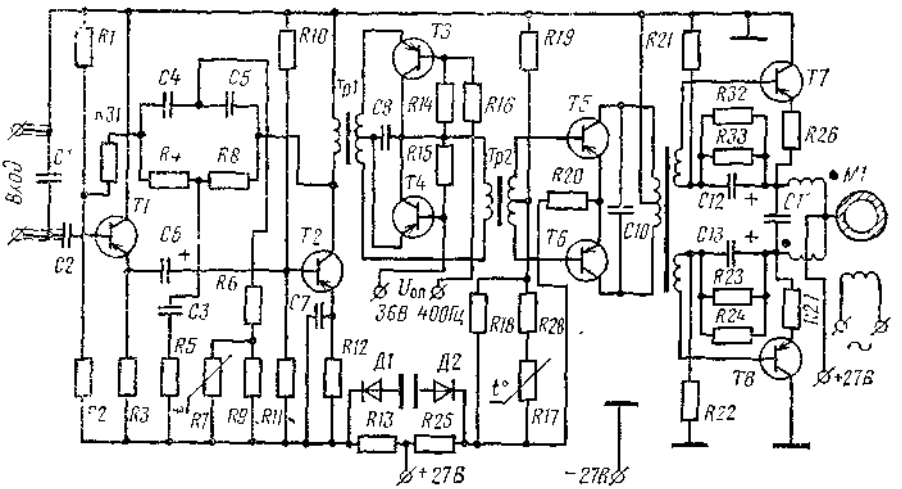


Рис. 6.5. Электрическая схема УКМ КМ-8

схеме с общим эмиттером. Каскад нагружен управляющей обмоткой двигателя *Ml*. Основные элементы усилителя используются для выбора режима триодов, термостабилизации каскадов, улучшения формы выходного напряжения и обеспечения необходимого сдвига фаз [3]. Диод *Д2* и резистор *R25* стабилизируют напряжение на эмиттерах усилителя.

Все элементы КМ-8 смонтированы в трех корпусах. Сельсины заэкранированы. Прибор закрывается кожухами, а регулировочные винты — хомутом. К электрической схеме КМ-8 присоединяется жгутом и 24-штыревым ШР.

Основные технические данные

Погрешность, °, не более	±1
Скорость согласования, °/с, не менее	4
Устранение погрешностей лекальным устройством, °	от —6 до +6
Выдача контрольных курсов системой контроля, °	0±10; 300±10
Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
постоянного	27±2,7
переменного	36±1,8; 400+8
»	1,5±0,1; 400±8
Максимальные габаритные размеры, мм	165x83x83
Масса, кг, не более	1,6

Отдельно от комплекта КМ-8 на соответствие НТП не проверяется.

Автомат согласования АС-1. Он предназначен для усиления сигналов в следящей системе согласования гироагрегата с компасом-корректором, обеспечения режима пуска; включения и отключения большой скорости согласования при переключениях каналов и режимов системы; отключения коррекции по сигналу от выключателя коррекции.

Автомат АС-1 (рис. 6.6) включает усилитель, реле времени и семь реле. Усилитель состоит из трех каскадов, собранных по схеме с общим эмиттером [3]. Первый каскад — предварительный усилитель — собран на триоде *Т1* (МП14А). Входной сигнал ограничивается резисторами *R18* (МК), *R19* (АК), диодами *Д7, Д8* и резисторами *R31, R35* и *R4.*

Второй каскад — усилитель напряжения — собран по двухтактной схеме на триодах *Т2* и *Т3* (МП14А). Диод *Д1* (Д814Б) и резистор *R17* обеспечивают стабилизацию эмиттерного напряжения. Третий каскад — выходной усилитель мощности — собран на триодах *Т4* и *Т5.* Выход усилителя трансформаторный. Конденсаторы *С1, С5, С3* и *С4* обеспечивают необходимый фазовый сдвиг выходного напряжения. Остальные элементы обеспечивают выбор требуемого режима триодов и термостабилизацию каскадов.

Режим МК гироагрегатов отключается на вираже размыкающими контактами реле *Р7,* которое срабатывает от ВК-53 РШ или при проверках от установки УПП-ГМК. Выходной трансформатор *Тр3* имеет дополнительную вторичную обмотку, от которой при наличии рассогласования больше 2° включается большая скорость согласования.

Реле времени собрано на двух транзисторах *Т6* (МП103) и *Т7* (МП 104). При подаче напряжения +27В на резистор *R21* в первый момент оба триода закрыты. Конденсаторы *С7* и *С8* начинают заряжаться. По мере зарядки конденсаторов положительный потенциал на базе триода *Т6* растет до уровня, при котором

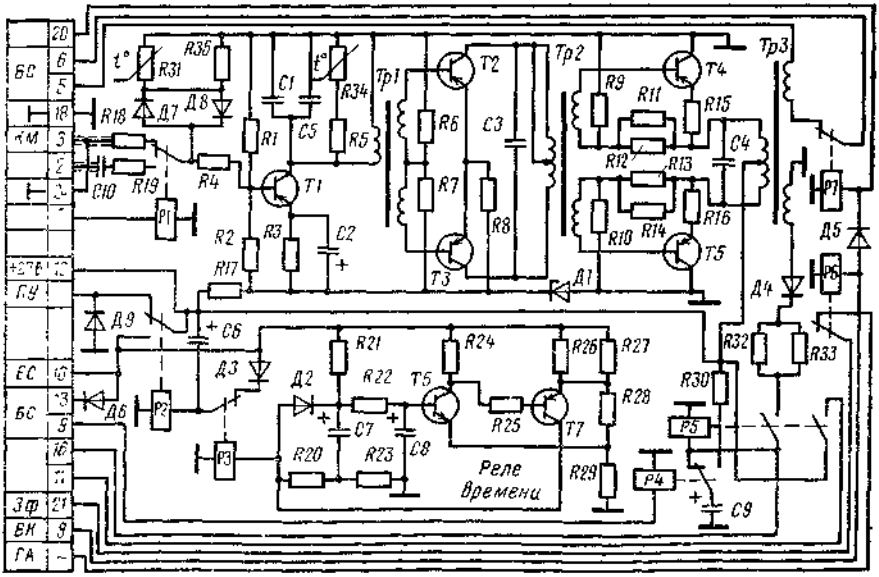


Рис. 6.6. Электрическая схема АС-1

триод открывается. После открытия *16* на базу *17* с делителя *R24, R29* подается отрицательное смещение и триод *17* открывается. Реле *Р3,* включенное в коллекторную цепь триода *17,* срабатывает, и цикл задержки времени заканчивается. Время срабатывания реле определяется значением емкостей *С7, С8* и сопротивлением резистора *R21.* Назначение и работа реле *Р1—Р7* будут рассмотрены ниже.

Автомат АС-1 состоит из корпуса, двух плат и кожуха. На корпусе и одной плате смонтирован усилитель, на второй плате — реле времени. К корпусу винтами крепится кожух. Автомат со схемой соединяется 24-штырьковым штепсельным разъемом.

Основные технические данные

Напряжение питания постоянным током, В	27±2,7
Время срабатывания реле времени, с	45—150
Выходная мощность усилителя, характеризуемая прецессией гироскопов ГА-6 со скоростью, ° мин	1,5—7
Потребляемый ток, А, не более	0,5
Максимальные габаритные размеры, мм	133x95x78
Масса, кг	0,65

На соответствие НТП АС-1 проверяется вместе с комплектом.

Пульт управления ПУ-27Э (ПУ-26Э). ПУ (рис. 6.7) выполняет следующие функции: выбор режима работы курсовой системы переключателем *4;* ввод широтной коррекции переключателем / и ручкой «Широта» 7; компенсацию уходов гироскопов в азимуте от разбаланса балансировочными потенциометрами; установка шкалы указателей на заданный курс в режиме ГПК переключателем *6;* включение большой скорости согласования в режиме МК переключателем *6;* переключение потребителей с основного на запасный канал и наоборот переключателем *3* (только в ПУ-27Э); контроль работоспособности системы переключателем *8;* контроль завала гироузлов ГА по сигнальным лампам *2.*

Переключатель *6* «ЗК» служит для принудительной выставки курса на гироагрегате, работающем в режиме ГПК, путем подачи сетевого напряжения переменного тока на двигатель узла быстрого согласования *М6* в ГА-б.

Переключатель *8* служит для контроля магнитной коррекции курсовой системы.

Конструктивно пульт ПУ-27Э состоит из лицевой панели, внутренней и задней плат и кожуха. На лицевую панель выведены переключатели, рукоятки, лампы сигнализации с соответствующими надписями и два ламподержателя с лампами для подсвета лицевой панели красным светом *5.*

На внутренней плате размещены элементы монтажа. К задней плате крепятся ШР и кожух. На заднюю плату также выведены оси поправочных потенциометров и регулировочных реостатов. На оси каждого поправочного потенциометра закреплена шкала. Выходы осей закрываются заслонками с поясняющими надписями.

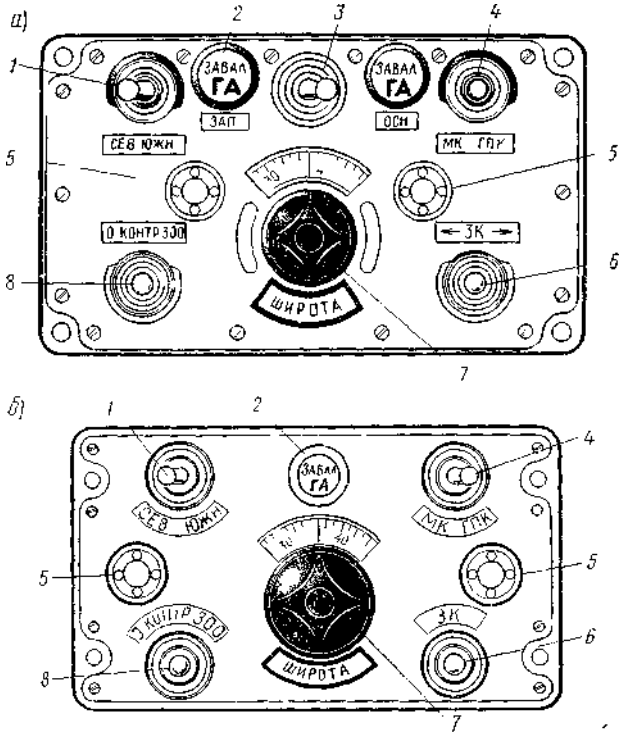


Рис. 6.7. Передние панели ПУ-27Э(а) и ПУ-26Э(б)

Поправочные потенциометры служат для компенсации уходов гироскопа от разбаланса, регулировочные — для регулировки широтной коррекции. Со схемой пульт ПУ-27Э соединяется 32-штырьковым штепсельным разъемом.

Пульт ПУ-26Э отличается от ПУ-27Э меньшим числом элементов. В ПУ-26Э нет переключателя канала *3*, имеется всего по одному поправочному потенциометру и регулировочному реостату, одна сигнальная лампа завала и т. д. Со схемой ПУ-26Э соединяется 24-штырьковым ШР.

Основные технические данные

Диапазон ввода широты, °.	.0±90
Напряжение, В, и частота, Гц, тока.	
постоянного.	.27±2,7
переменного.	.36+1,8; 400±8
Максимальные габаритные размеры, мм	
ПУ-27Э.	.145X83X170
ПУ-26Э.	.132X74X172
Масса, кг, не более.	
ПУ-27Э.	.1,1
ПУ-26Э.	.1,0

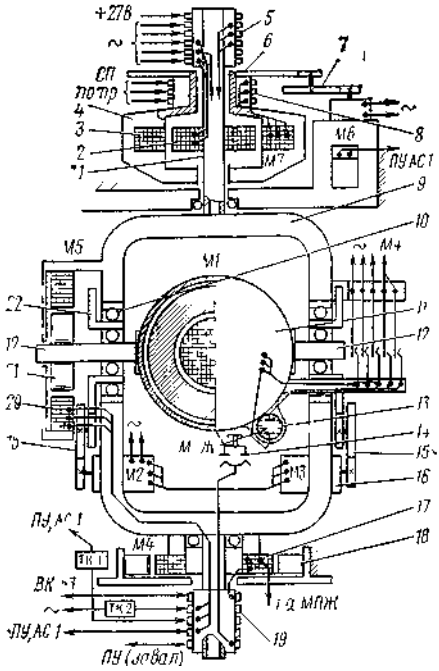


Рис 6 8 Кинематическая схема ГА 6

Блок связи БС-1. Он предназначен для обеспечения необходимой коммутации электрических цепей курсовой системы ГМК-1ГЭ в различных режимах и состоит из корпуса, двух плат и кожуха. На платах смонтированы 13 реле и другие элементы схемы. Назначение реле будет рассмотрено в подразд. 6.3. Платы крепятся к корпусу БС-1, блок закрывается пыленепроницаемым кожухом. Со схемой курсовой системы БС-1 соединяется при помощи двух 32-штырьковых ШР.

В комплектациях ГМК-1АЭ-блока БС-1 нет, поэтому приборы комплекта соединяются между собой через монтажные колодки или соединительные коробки. Максимальные габаритные размеры блока 115Х Х105Х140 мм; масса — не более 1 кг.

Гироагрегат ГА-6. Он предназначен для работы в качестве гирополукомпаса (режим ГПК), «осреднения» курса самолета, определяемого индукционным датчиком курса в режиме МК, и дистанционной выдачи курсов (ОК, ПК, ГМК) на указатели и потребителям Чувствительным элементом гироагрегата является курсовой гироскоп с горизонтальным и свободным в азимуте расположением оси собственного вращения.

Гироагрегат ГА-6 (рис 6 8, 6 9) содержит гироскопический узел, систему ГК, коррекционный двигатель ШК (он же двигатель согласования малой скоростью), сельсин-датчик курса, узел согласования большой скоростью, систему вращающихся подшипников; корпус прибора

Гироскопический узел — гиромотор ГМВ-524 — представляет собой сдвоенный трехфазный асинхронный двигатель *Ml* с короткозамкнутой роторной обмоткой Гиромотор помещен в герметизированный корпус (кожух) *11*, наполненный водородом На корпусе закреплены балансировочные элементы и жидкостный маятник *13*. Корпус гиромотора // выполняет функцию внутренней рамы карданова подвеса, а полуоси *12*, прикрепленные к корпусу *И*, образуют ось внутренней рамы Гироузел поворачивается на оси в секторе ±80° на вращающихся подшипниках *10*, установленных на наружной раме *9*. Два тормоза, расположенные на наружной раме, ограничивают скорость вращения при за-

залах Тормоза одновременно являются контактным устройством *14*, которое при завале гироузла замыкает минусовую цепь ламп системы сигнализации на корпус и на пульте управления загорается сигнальная лампа «Завал ГА» соответствующего гироагрегата

Система горизонтальной коррекции состоит из чувствительного и исполнительного элементов. Чувствительным элементом служит одноосный МПЖ *13*, укрепленный двумя скобами на кронштейне, жестко связанном с гироузлом Исполнительным элементом служит моментный коррекционный двухфазный асинхронный двигатель *М4*, работающий в заторможенном режиме Ротор *17* двигателя *М4* с тремя обмотками укреплен на наружной раме *9* в нижней ее части, а короткозамкиутый статор *18* находится на корпусе гироагрегата На вираже, когда контакты реле *Р6* АС-1 разорвут прямую цепь 3-й фазы на обмотку возбуждения МДГК *М4*, она окажется подключенной к 3-й фазе через резистор *R4*, в результате чего коррекционный момент, а следовательно, и эффективность ГК уменьшатся.

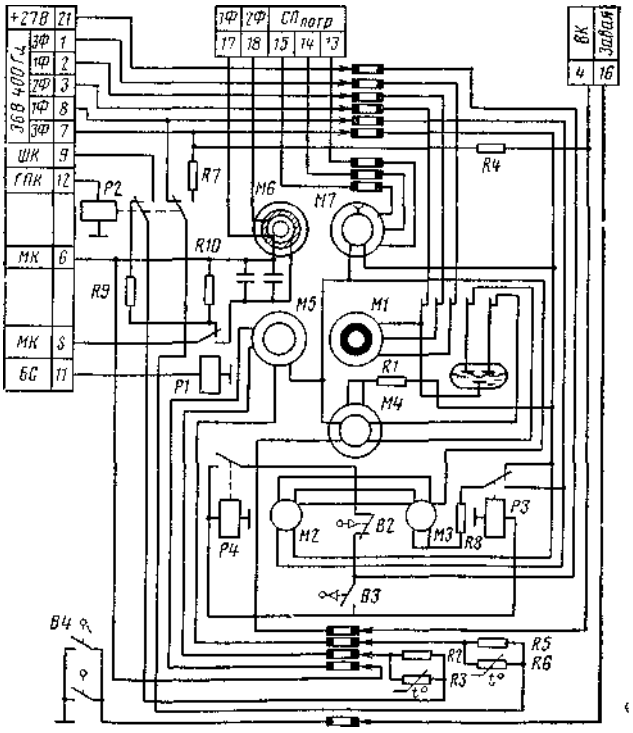


Рис. 6 9. Электрическая схема ГА 6

Коррекционный двигатель *М5* азимутальной и широтной коррекции предназначен для создания момента относительно оси внутренней рамы гироскопа. Короткозамкнутый ротор *21* двигателя посажен на ось *12,* а статор с обмотками *20* закреплен на наружной раме.

В режиме ГПК на управляющую обмотку двигателя подается сигнал с ДШК пульта для компенсации уходов гироскопа от вертикальной составляющей суточного вращения Земли и от разбаланса. В режимах МК на управляющую обмотку *М5* с усилителя АС-1 подается сигнал рассогласования, в результате чего гироскоп прецессионно малой скоростью согласовывается с компасом-корректором (с ИД-3 через КМ-8).

Для температурной стабилизации в цепи обмоток двигателя *М5* включены термокомпенсаторы ТК-1 и ТК-2. Каждый компенсатор представляет собой соединенные параллельно резистор и терморезистор *(R2, R3* и *R5, R6).* Двигатель *М5* с электрической схемой курсовой системы соединяется через коллектор *19* и контакты реле *Р2* и *Р1.*

Сельсин-датчик *М7* (С65ВДП) служит для выдачи курса потребителям. Ротор сельсина *2* жестко закреплен на оси *1* наружной рамы *9* и стабилизируется гироскопом. Статор *3* сельсина / укреплен в корпусе *4,* состоящем из двух крышек. Корпус крепится в подшипниках скольжения и через шестерню *6* связан с редуктором 7 двигателя *Мб.*

Узлом согласования большой скоростью гироагрегата и выставления курса от курсозадатчика служит двигатель *Мб* (ДИД-05ТА) с редуктором 7. Напряжение на УО двигателя *Мб* подается через замыкающие контакты реле *Р1,* поэтому согласование большой скоростью происходит при тех режимах, при которых срабатывает реле *Р1:* пуска, автоматического согласования и ГПК от курсозадатчика пульта ПУ-27Э.

Система вращающихся подшипников курсовой системы ГМК-1ГЭ аналогична той же системе в ТКС-П2 (см. рис. 4.10). Средние обоймы *22* (см. рис. 6.8) подшипников приводятся во вращение двигателями *М2* и *М3* (ДИД-01ТА) с редукторами *15.* Двигатели вращают обоймы в противоположные стороны и периодически через каждые 73 с изменяют направления вращения на обратные. Узел реверса состоит из двух кулачков, установленных на одной из осей редуктора, двух микровыключателей *В2* и *В3* и двух реле *Р3* и *Р4.* Электрически двигатели ДИД-01ТА реверсируются поочередным подключением к фазам питания одной из двух обмоток управления двигателя. Это переключение производится контактами реле *Р3,* управляемого микровыключателями *В3* и *В2.* Оба микровыключателя с самовозвратом, причем микровыключатель *В3* с замыкающимся контактом, *В2* — с размыкающимся.

Карданов подвес с подшипниками укреплен в корпусе прибора. Напряжение питания к нему подается через коллекторы *5* и *8* и щетки. На крышке корпуса смонтированы реле, терморезисторы, переходные колодки, сельсин-датчик и узел согласования.

Прибор герметично закрывается двумя кожухами — верхним и нижним.

Гироагрегат крепится к самолету в трех точках на амортизаторах типа АПН. С электрической схемой гироагрегат соединяется 24-штырьковым ШР.

Основные технические данные

Данные гиромотора:	
кинетический момент, кг-м^2-с$^{-1}$	0,392
Время разгона, мин	2
» выбега, мин	8—16
Потребляемая мощность, В-А	8
скольжение, %, не более	1,5
Уход гироскопа за 30 мин работы, °, не более:	
в нормальных условиях при +50 и —60°С	+1
при +50 и —60°С	+1,5
Послевиражные погрешности за 15 мин разворота с креном 30°, °, не более	+3
Время выхода гироскопа из завала, мин, не более	20
» готовности ГА-6 к работе, мин	3
Скорость согласования, °/мин:	
нормальная	2—5
большая, не менее	8
Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
постоянного	27+2,7
переменного	36±1,8; 400+.8
Максимальные габаритные размеры, мм	188x188x186
Масса, кг, не более	3,5

Проверка на соответствие НТП отдельно от комплекта не производится.

Указатель УГР-4УК сер. 3. Он входит в комплект ГМК-1АЭ и предназначен для индикации курса, определения углов разворота и при совместной работе с АРК для индикации радиопеленгов (РП) и курсовых углов радиостанций. В указателе (рис. 6.10, 6.11) размещены три элемента следящей системы ГА—УГР: сельсин-приемник *М2* (С65ВПЭП), усилитель *У1* и отрабатывающий двигатель *М3* (ДИД-0,5).

Двигатель *М3*, согласовывая следящую систему ГА—УГР, разворачивает полую ось *6* со шкалой *3*, по которой относительно неподвижного индекса *4* отсчитывается курс. Вокруг полой оси *6* с помощью кремальеры *8* разворачивается курсозадатчик *2* и устанавливается по шкале *3* на заданное значение курса. При курсе, равном заданному, курсозадатчик *2* находится против индекса ***4.***

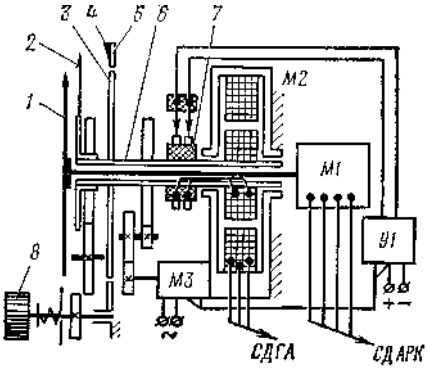


Рис. 6.10. Кинематическая схема УГР-4УК сер. 3

Полупроводниковый усилитель переменного тока состоит из

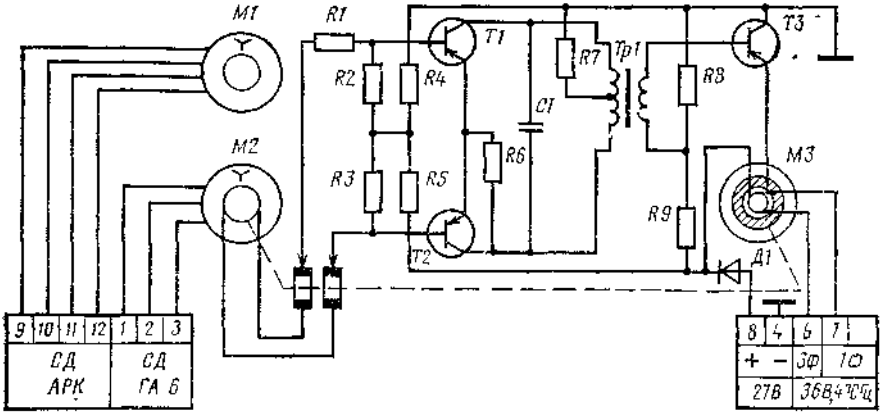


Рис. 6.11. Электрическая схема УГР-4УК сер. 3

двух каскадов: двухтактного усилителя напряжения на триодах 77 и *Т2* (МП14А), собранных по схеме с общим эмиттером, и выходного каскада-усилителя мощности — на триоде *Т3* (П217).

Выходной каскад, собранный по схеме эмиттерного повторителя, имеет безтрансформаторный выход и нагружен непосредственно обмоткой двигателя *М3*. Диод *Д1* — блокирующий в цепи питания. Остальные элементы обеспечивают требуемый режим триодов, термостабилизацию каскада, улучшение формы выходного напряжения и необходимый сдвиг фаз [3].

Радиопеленги от АРК передаются при помощи сельсинной дистанционной передачи. В указателе установлен бесконтактный сельсин-приемник *Ml* (БС-8АМ), ось которого проходит через полую ось СП курса *М2* и заканчивается стрелкой /. Стрелка по подвижной шкале *3* показывает радиопеленги, по неподвижной 5 — курсовые углы.

В корпусе указателя закреплены статоры СП *М2* и СП *Ml* (БС-8АМ). Сигнал рассогласования с роторной обмотки СП *М2* снимается через коллектор 7 и щетки и поступает на вход усилителя *У1*.

В указателе СП *Ml* крепится так, что при необходимости согласования его с СД АРК корпус можно развернуть на некоторый угол. Прибор закрыт кожухом, а шкала стеклом. Со схемой прибор соединяется жгутом, заканчивающимся 15-штырьковым ШР, к приборной доске крепится тремя винтами.

Основные технические данные

Погрешность, °:
- по шкале курса, не более . . . . . ±1
- » стрелке АРК, на нулевой отметке . . . . . ±0,5
- То же, на остальных отметках . . . . . ±2,5

Скорость согласования шкалы, °/с, не менее 15

Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
постоянного	27±2,7
переменного	36±1,8; 400±8
Максимальные габаритные размеры, мм	87×87×213
Масса, кг, не более	1,75

На соответствие НТП проверяется вместе с комплектом ГМК-1АЭ.

Комбинированный пилотажный прибор КППМС. Прибор предназначен для индикации гиромагнитного, истинного и ортодромического курсов, определения углов разворота и положения самолета относительно равносигнальных зон КРМ и ГРМ систем посадки СП-50М и ILS.

Как и прибор КППМ, прибор КППМС (рис. 6.12) имеет два независимых механизма: курсоглиссадной системы СП-50М и указателя курса в системе ГМК-1ГЭ.

Первый механизм по устройству такой же, как и в КППМ (см. подразд. 5.2). Отличие состоит в том, что в КППМС бленкер *К* расположен в IV четверти шкалы, а бленкер *Г* — во II четверти. Кроме того, изменена форма сигнального поля бленкера — с круглого с белыми секторами (у КППМ) на овальные со сплошным цветным полем: белым у бленкера *К* и желтым у бленкера *Г*. В эти цвета окрашены и стрелки: вертикальная курсовая в белый цвет, а горизонтальная глиссадная — в желтый.

Существенное различие имеет второй механизм, что полностью исключает их взаимозаменяемость. В КППМС размещены три элемента сельсинной следящей системы ГА—КППМС: СП *М2*, ламповый усилитель *У1* и двигатель *М1* с редуктором. С помощью кремальеры «Курс» разворачивается корпус статора

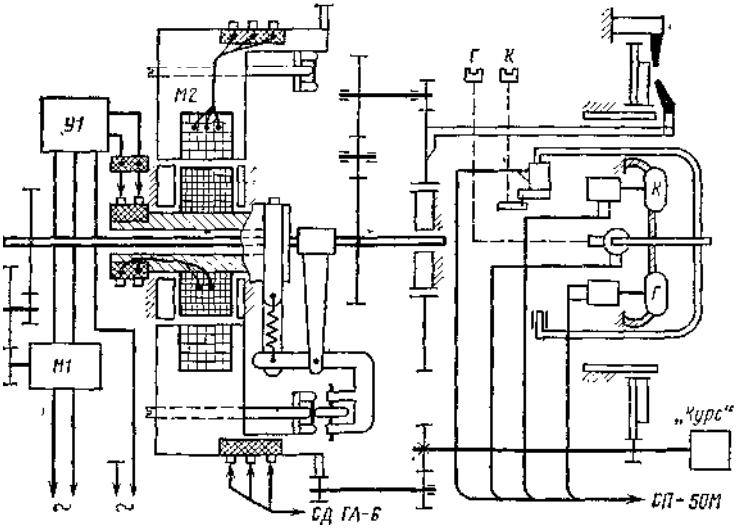


Рис. 6.12. Кинематическая схема КППМС

сельсина вместе со шкалой, по которой относительно неподвижного индекса выставляется заданный курс.

Прибор закрыт кожухом. Лицевая часть прибора закрыта стеклом, которое крепится пружинным кольцом с резиновой прокладкой. Со схемой прибор соединяется при помощи жгута, кото-рый заканчивается 19-штырьковым ШР.

Основные технические данные

Ток полного отклонения систем, мкА:	
курсовой и глиссадной	250 + 15
сигнальных	450 ±150
Сопротивление курсовой и глиссадной систем, Ом	1000±50
Погрешность указателя курса, °, не более	1,5
Напряжение, В, и частота, Гц, переменного тока	36+1,8; 400±8 115±5,75; 400±20
Максимальные габаритные размеры, мм	233x85x85
Масса, кг	1,9

6.3. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СХЕМА

Принципиальная электрическая схема курсовой системы ГМК-1ГЭ приведена на рис. 6.13, электрическая схема ГА-6 — на рис. 6.9.

Питание системы ГМК-1ГЭ осуществляется от бортовой сети постоянного тока 28,5 В и переменным током от преобразователей — трехфазным 36 В, 400 Гц и однофазным 115 В, 400 Гц. Защита сети постоянного тока осуществляется через АЗС-2 «ГМК», на правом электрощитке АЗС, а защита цепей переменного тока — предохранителями СП-1 на щите предохранителей. Постоянным током питаются все реле, усилители, сигнальные лампы; переменным током 36 В, 400 Гц — двигатели, сельсины; переменным 115 В, 400 Гц — усилители КППМС.

Приборы в схеме соединяются в ГМК-1ГЭ — через блок связи БС-1 и монтажные колодки самолета; в ГМК-1АЭ — через бортовые соединительные коробки и непосредственно между собой.

Реле курсовой системы. Для лучшего понимания работы схемы в различных режимах целесообразно первоначально рассмотреть назначение всех реле, расположенных в блоках и приборах комплекта. Реле курсовой системы управляются с пульта управления непосредственно или через блок связи. Исключение составляют реле автомата согласования АС-1 *Р6* и *Р7*, которые управляются от выключателя коррекции ВК-53 *РШ*, и реле *Р2*, *Р3* и *Р5*, срабатывающие автоматически от соответствующих систем пуска и согласования.

Реле блока связи БС-1 можно разделить на две основные группы: первая *Р6* и *Р8*, *Р3*, *Р4*, *Р13;* вторая *Р5* и *Р11*, *Р7*, *Р10*, *Р12*. Кроме того, имеются два самостоятельных реле *Р9* и *Р2*.

Первая группа реле срабатывает от переключателя каналов *В5* ПУ-27Э при установке его в положение «Зап.» *Р6* и *Р8* —

реле основных потребителей, *Р1* и *Р3* — реле вспомогательных потребителей, *Р4* — управляющее реле, *Р13* — реле большой скорости согласования.

Вторая группа реле срабатывает в режиме МК при установке переключателя *В5* в положение «Осн.» и в режиме ГПК при установке в положение «Зап.», а также во всех случаях пускового согласования системы. *Р5* — реле широтной коррекции, *Р11* — реле широтной коррекции и согласования, *Р7* — реле согласования, *Р12* — реле запуска САС, *Р10* — реле МК. Реле *Р9* и *Р2* не входят в указанные группы: *Р9* — реле задатчика курса; *Р2* — реле режима пуска.

Пульт ПУ-27Э имеет два реле: *Р1* — поправочных потенциометров, срабатывающее всякий раз, когда ГА-6 «Зап.» переводится на режим ГПК; *Р2* — задатчика курса, срабатывающее от переключателя *В4*.

уАвтомат согласования АС-1 имеет семь реле: *Р1* — коррекции (в обоих типах ГМК-1 не используется); *Р2* и *Р3* — режима пуска и *Р5* — переключения скоростей согласования с большой на нормальную (управляется автоматически от соответствующих систем пускового и автоматического согласования); *Р4* — запуска САС, срабатывающее во всех случаях переключения ГА-6 осн. на режим ГПК; *Р6* и *Р7* — выключения коррекции, срабатывающее от ВК-53РШ на вираже.

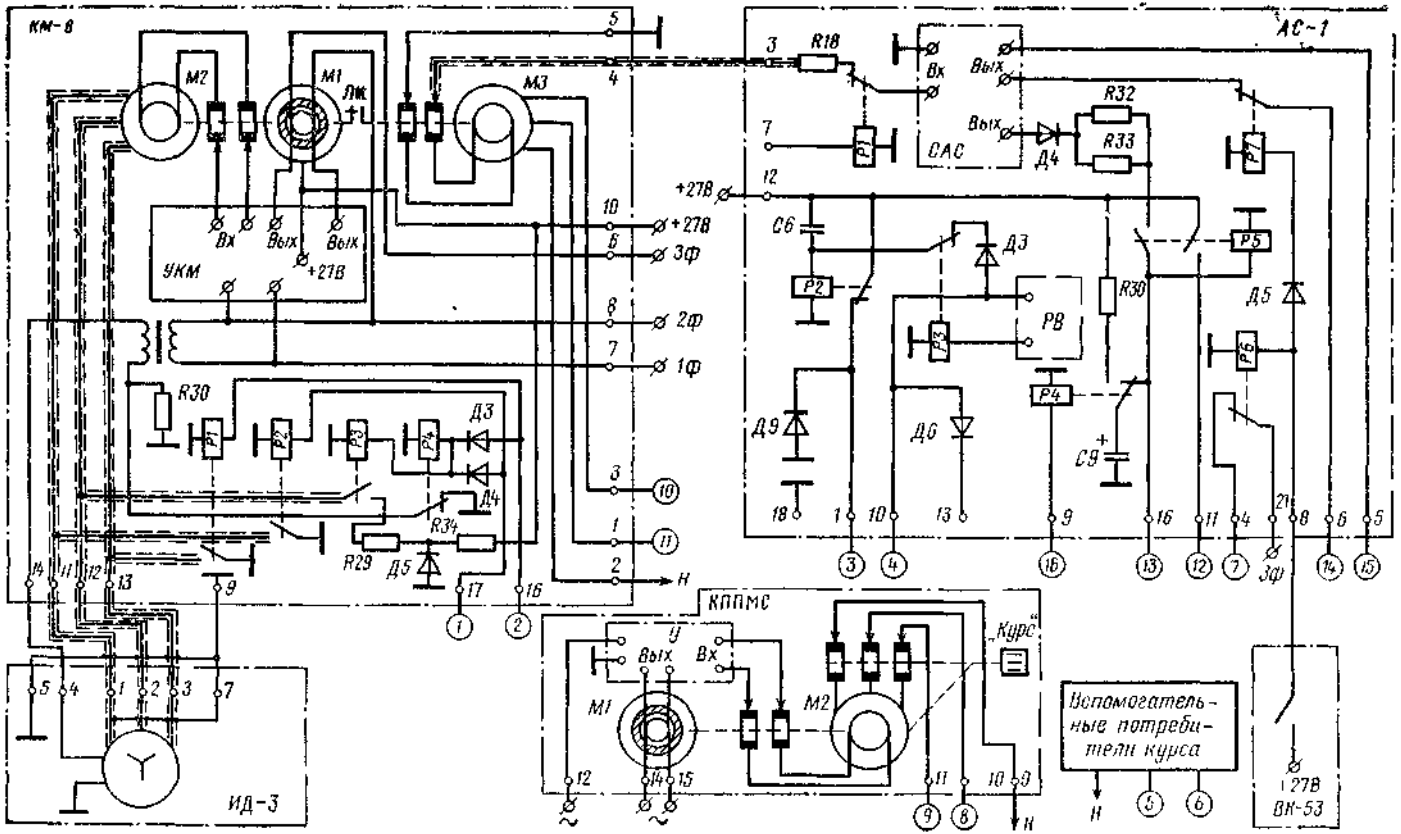
Гироагрегат ГА-6 имеет четыре реле: *Р1*— большой скорости согласования, срабатывающее от системы САС; *Р2* —• режима ГПК, срабатывающее во всех случаях переключения данного ГА-6 на режим ГПК; *Р3* и *Р4* — системы вращающихся подшипников, срабатывающие от концевых выключателей системы.

Коррекционный механизм КМ-8 имеет четыре реле *Р1—Р4*, которые обеспечивают систему контроля следящих систем КС. Реле *Р1* и *Р4* срабатывают от переключателя *В3* ПУ-27 при положении его на «О», реле *Р2* и *Р3* — при переключении *В3* в положение «300». Режим 'контроля осуществляется только в режиме МК по основному и запасному каналам. Предварительно ознакомившись с назначением реле агрегатов, рассмотрим работу схемы в различных режимах.

Режим пуска. Питание курсовой системы ГМК-1ГЭ на самолете Як-40 включается АЗС «По — радио» на левом щитке АЗС, переключателем «По — радио» и «ПГ-500 АП» на правой приборной доске и АСЗ «ГМК» на правом щитке АЗС.

При включении КС напряжение +27 В подается на автомат АС-1. Через конденсатор *С6* импульс тока идет на реле *Р2*, которое срабатывает и через свои контакты и контакты реле *Р3* становится на самоблокировку. Реле *Р2* разрывает цепь подачи напряжения +27 В на переключатель *В5* и подает его на электронное реле времени *РВ* и на блок БС-1.

В блоке БС-1 напряжение +27 В поступает: на реле *Р2*, которое отключает реле первой группы от переключателя *В5* пульта управления; через диоды *Д3* и *Д4* и контакты реле *Р4* на реле


КМ-8
М2
М1
Лк
М3
Вх
Вых
Вых
+27В
УКМ
R30
Р1
Р2
Р3
Р4
Д3
Д4
R34
R29
Д5
+27В
3Ф
2Ф
1Ф
Н
АС-1
R18
Вх
Вых
Вых
САС
Р1
R32
R33
Д4
Р7
+27В
С6
Р2
Д3
Р3
РВ
R30
Р5
Д5
Р6
Р4
Д9
Д6
С9
3Ф
КППМС
У
Вых
Вх
М1
М2
„Курс"
Н
Вспомогательные потребители курса
Н
127В
ВК-53
ИД-3

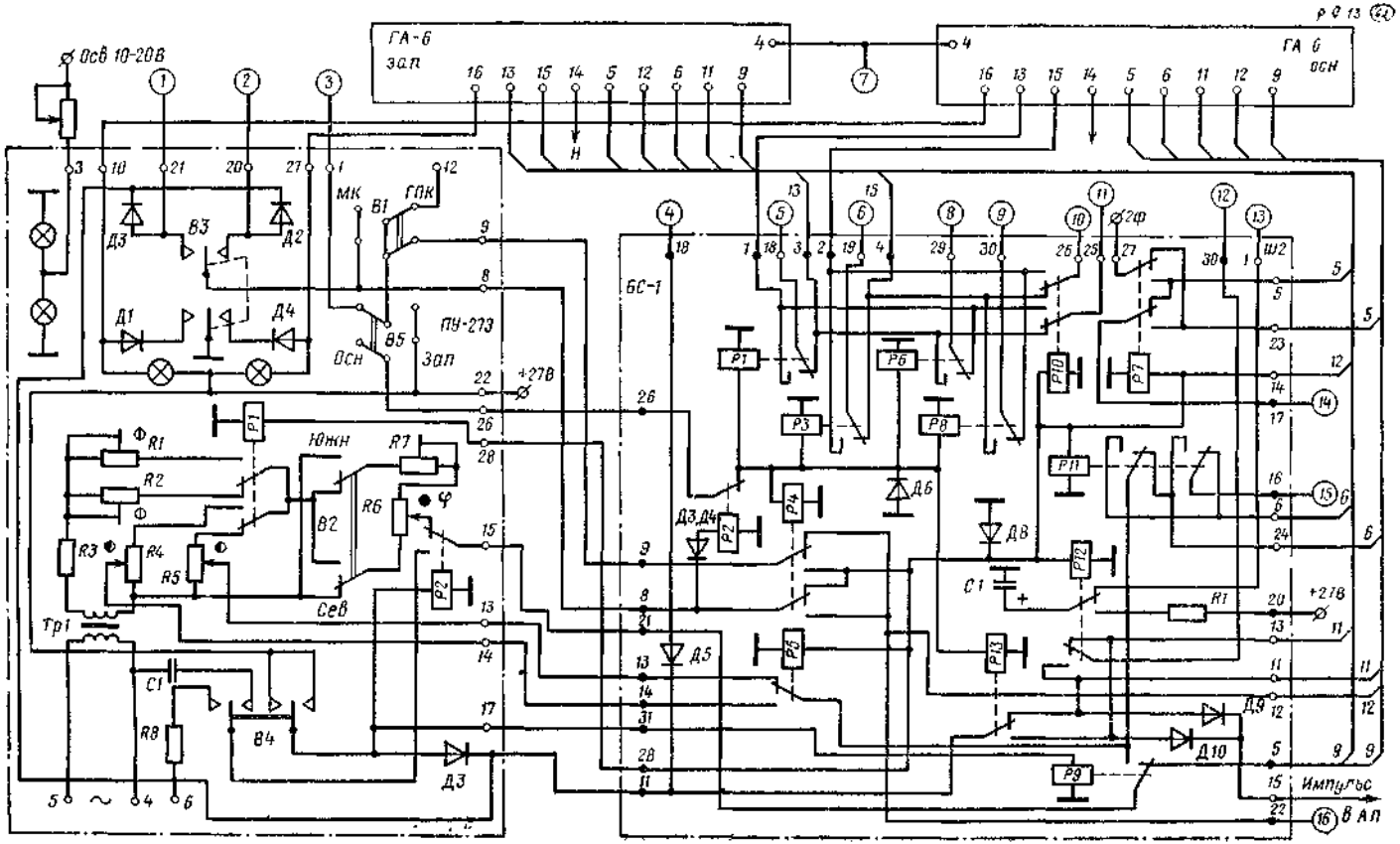


Рис. 6.13. Электрическая схема ГМК-1ГЭ

второй группы, на реле *Р1* ПУ-27 и на реле *Р2* запасного ГА; через диод *Д5* и контакты реле *Р13* на реле *Р1* основного гироагрегата и через диод *Д10* на автопилот для отключения.

Реле *Р10* блока БС-1 подключает СП *М3* КМ-8 к СД *М7* основного гироагрегата. Реле *Р7* и *Р11* подключают выход усилителя АС-1 через замыкающие контакты реле *Р1* основного гироагрегата на двигатель *М6,* который согласовывает основной ГА с КМ-8 большой скоростью. В это время запасный ГА включается на режим ГПК и к его моментному двигателю *М5* подключается мостовой ДШК через контакты реле *Р2* пульта ПУ-27, контакты реле *Р9* БС-1, замыкающие контакты реле *Р11* и *Р5* БС-1.

Через 45—150 с в АС-1 срабатывает реле времени *РВ,* от которого срабатывает реле *Р3* и разрывает цепь питания реле *Р2.* Контакты реле *Р2,* в свою очередь, разрывают цепь +27 В на *Р2* БС-1 и замыкают ее на переключатели пульта *В5* и *В1.* Основной ГА будет выставлен по стояночному магнитному курсу и автоматически переключится на тот режим, который определен переключателем *В1.*

Если в режиме пуска переключатель *В1* был установлен на ГПК, *а В5* — на «Осн.», то по окончании пускового режима основной ГА переключится на режим ГПК, а запасный контактами реле *Р10* переключится на режим МК. При этом реле *Р12,* •обесточиваясь, запускает САС, подключая к реле *Р5* в АС-1 заряженный конденсатор *С1,* находящийся в БС-1. В результате этого запасный ГА большой скоростью, а затем малой согласуется с КМ-8.

Если при пуске переключатель *В5* будет установлен в положение «Осн.», а *В1* •— в положение «МК», то режимы работы гироагрегатов после окончания режимов пуска останутся те же, что и во время пуска. Запасный гироагрегат в этом случае окажется несогласованным. Поэтому для того, чтобы его согласовать, необходимо установить переключатель *В5* в положение «Зап.», а *В1* оставить в положении «МК». В этом случае запускается САС и запасный гироагрегат начинает согласовываться по магнитному курсу. Таким образом режим пуска обеспечивает автоматическую выставку основного гироагрегата по магнитному стояночному курсу.

В тех случаях, когда ИД-3 работает ненадежно, начальную выставку можно произвести с помощью переключателя задатчи-'ка курса *В4* на ПУ-27. Для этого необходимо *В5* установить на «Осн.», а *В1* — на «ГПК». В этом режиме все реле БС-1 будут в нормальном обесточенном состоянии.

При нажатии переключателя *В4* вправо (влево) срабатывает реле *Р1* в ГА-6 «Осн.», которое подключает ДУСК к задатчику курса пульта. Кроме того, срабатывает реле *Р2* в ПУ-27Э и реле *Р9* в БС-1, которые отключают ДШК от основного ГА-6 и подключают к нему ЗК. Напряжение ЗК поступает на двигатель узла быстрого согласования, который разворачивает статор СД

М7 основного ГА. Ориентируясь по стрелке указателя КППМС, устанавливают заданный отсчет курса.

Если переключить на режим ГПК запасный ГА *(В5* на «Зап.», *В1* на «ГПК»), то в БС-1 срабатывает первая группа реле, которые переключат ЗК на запасный ГА. Тогда при нажатии переключателя *В4* срабатывает реле *Р1* запасного ГА и те же реле БС-1 и ПУ-27Э, что и в первом случае. Работа схемы будет аналогичной.

В любом варианте использования ЗК к корректируемому ГА подключается автопилот АП-40. Поэтому, чтобы не вносить помеху в канал стабилизации курса резким изменением курса, во время действия ЗК через контакты реле *Р13* в БС-1, диоды *Д9* и *Д10* подается импульс +27 В в АП-40 для отключения датчика курса от АП.

Режим гирополукомпаса. Этот режим задается переключателем *В1* установкой его на «ГПК». При переводе переключателя *В5* в положение «Осн.» напряжение +27 В поступает на реле *Р2* основного ГА и реле *Р4* АС-1. Реле *Р2* подключает ШК основного ГА, реле *Р4* ставит конденсатор *С9* в АС-1 системы С АС под зарядку. Все реле блока БС-1 при переключении основного ГА на режим ГПК обесточиваются. Цепь ЗК находится в готовности к использованию на основной ГА. Основные потребители (на самолете Як-40 к ним относятся КППМС, АП-40 и МСРП) подключены к основному ГА. Вспомогательные потребители ОК (на Як-40 их нет) подключаются к запасному ГА.

К запасному ГА, который в этом случае переключается на режим МК, через контакты реле *Р7* и *Р11* подключается выход усилителя АС-1. И если до переключения он находился в режиме ГПК, то при включении основного ГА на режим ГПК реле *Р12* обесточивается и подключает конденсатор *С1* **к** реле *Р5* АС-1, в результате чего запускается САС.

При переключении запасного ГА на режим ГПК *(В5* на «Зап.», *В1* на «ГПК») срабатывают обе группы реле БС-1, реле *Р2* запасного ГА и *Р1* пульта ПУ-27Э. В результате запасный ГА переключается на режим ГПК, основной — на режим МК. Размыкающие контакты реле *Р4* (БС-1) разрывают цепь реле *Р4* в АС-1, которое, обесточиваясь, подключает к реле *Р5* заряженный конденсатор *С9* и запускает САС основного ГА-6. Основные потребители переключаются на запасный ГА. В ПУ мостовые ДШК для каждого ГА, работающего в режиме ГПК, образуются из широтного потенциометра *R6,* общего для обоих ГА своего поправочного потенциометра и регулировочного реостата *(R5* и *R2* — для основного и *R4, R1* — для запасного), которые подключаются к *R6* контактами реле *Р2:* размыкающими *R5* и *R2,* замыкающими — *R4 я R1.* Запитываются мостовые датчики от понижающего трансформатора *Tpl.* Резисторы *R3* и *R7* служат для технологической подстройки ДШК.

Режим магнитной коррекции. Он задается переключателем *В1* в положение его на «МК». При включении на этот режим

основного ГА (*В5* на «Осн.») срабатывают реле второй группы БС-1, реле *Р2* запасного ГА и реле *Р1* ПУ. В результате СД *М7* основного ГА-6 и основные потребители подключаются к СП *М3* КМ-8. Выход усилителя автомата АС-1 через замыкающие контакты *Р7* и *Р11* БС-1 подключаются к обмотке МДШК *М5* основного ГА-6, который создает прецессию гироскопа в сторону согласования его с СП *М3* МК-8.

Применение прецессионного способа согласования ГА с компасом-корректором малой скоростью составляет особенность курсовой системы ГМК-1. Роль КБС в этом случае выполняет переключатель *В4* задатчика курса. С него напряжение +27В подается на реле *Р1* основного ГА, и выход усилителя АС-1 переключается на двигатель согласования *М6*. Запасный ГА в это время переводится на режим ГПК и к нему подключается цепь широтной коррекции.

При переключении запасного ГА на режим МК (*В5* на «Зап.», *В1* на «МК») срабатывают реле первой группы БС, реле *Р2* основного ГА и реле *Р4* АС-1.

Реле первой группы БС-1 переключают основные потребители на запасный ГА, работающий в режиме МК- Основной ГА переключается на режим ГПК, к которому через контакты реле *Р5*, *Р11* и *Р9* в БС-1 подключается ДШК- Выход усилителя АС-1 через контакты реле *Р7* и *Р11* в БС-1 подключается к МДШК *М5* запасного ГА. Задатчик курса *В4* на пульте в этом случае используется как КБС.

Режим автоматического согласования. САС срабатывает при всех переключениях переключателей *В5* и *В1* из любого их исходного положения и служит для согласования с КМ-8 того ГА, который переводится на режим МК. Система обеспечивает согласование двумя скоростями: большой скоростью, если рассогласование гироагрегата с КМ-8 больше 2°, и малой скоростью — при меньшем рассогласовании. В первом случае выход усилителя АС-1 подключается к двигателю Мб ГА через замыкающие контакты реле *Р1* данного гироагрегата. Во втором случае выход усилителя подключается к МДШК *М5* через размыкающие контакты реле *Р1*. При этом переключение с большой скорости на малую происходит автоматически, в момент достижения рассогласования 2°.

При переключении каналов и режимов САС запускается от заряженных конденсаторов *С1* в блоке БС-1 или *С9* в АС-1, с которых импульс тока подается на реле *Р5* АС-1. Реле *Р5* через замыкающие контакты подает напряжение +27 В на реле *Р1* соответствующего ГА, а второй группой замыкающих контактов самоблокируется, подключаясь к выходу усилителя АС-1 через диод *Д4* и резисторы *R32* и *R33*. Реле будет удерживаться выходным сигналом усилителя до тех пор, пока его значение не уменьшится до уровня отпускания реле, что произойдет при рассогласовании сельсинов меньше 2°.

Система контроля и сигнализации. Работоспособность следящих систем контролируется только в режиме МК по основному и запасному каналам. При установлении переключателя *В3* «Контроль» на отметку «О» напряжение +27 В подается в КМ-8 на реле *Р1* и *Р4*, а при установке на отметку «300» — на реле *Р2*, *Р3* и *Р4*. В обоих случаях напряжение подается через диоды *Д2* и *Д3* в пульте на реле *Р1* ГА, работающего в режиме МК.

Реле КМ-8 через гасящий резистор *R29* подключают сигнальные обмотки ИД-3 к напряжению +27 В. Постоянный ток, проходящий по сигнальным обмоткам, создает магнитные потоки в стержнях зондов, превышающие потоки от горизонтальной составляющей земного магнетизма *Н*.

Будучи промодулированным частотой 800 Гц, суммарный поток создает в статоре СП *М2* в КМ-8 результирующий поток, направление которого соответствует курсам (0±10)° или (300±±10)°. По отработке следящими системами большой скоростью фиктивных курсов 0 и 300° судят о работоспособности системы.

Одновременно с проверкой работоспособности системы проверяется состояние ламп *Л3* и *Л4* сигнализации завала ГА: при исправном состоянии лампы загораются при любом переключении *В3*. При завале гироузла тормозное устройство гироагрегатов замыкает цепь сигнальной лампы *Л3* «Осн.» или *Л4* «Зап.» на корпус. Лампы сигнализируют о выходе из строя данного гироагрегата.

Особенности системы ГМК-1АЭ. В курсовой системе ГМК-1АЭ рассмотренные режимы протекают аналогично. Режим пус* ка проходит так же, как и в системе ГМК-1ГЭ, с тем различием, что нет цепей, идущих на БС-1 и запасный ГА ввиду их отсутствия.

Так как в системе ГМК-1АЭ отпала необходимость коммутации элементов ДШК, то в ПУ-26Э нет реле *Р2*, а реле *Р1* выполняет другую роль. В режиме МК это реле срабатывает и не допускает попадания напряжения от задатчика курса (при использовании его в качестве КБС) на обмотку выходного трансформатора усилителя АС-1. В режиме ГПК через контакты реле *Р1* пульта (при использовании ЗК по прямому назначению) подается напряжение +27 В на реле *Р7* АС-1 для подключения к ДУСК Мб ГА-6 дежурной 2-й фазы 36 В, 400 Гц.

Система САС срабатывает только при переключении курсовой системы с режима ГПК на режим МК и запускается от конденсатора *С9* АС-1 при обесточивании реле *Р4*. Системы контроля и сигнализации одинаковые.

6.4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Эксплуатация. Курсовые системы ГМК-1ГЭ и ГМК-1АЭ используются для обеспечения полетов самолетов и вертолетов по локсодромии (в режиме МК) и по ортодромии (в режиме ГПК).

Полеты по локсодромии выполняются при протяженности маршрутов до 200 км; при большей протяженности или при полетах в высоких широтах полеты осуществляются по ортодромии.

За 5—6 мин до выруливания самолета на старт устанавливают: на КМ-8 — магнитное склонение, равное нулю; на пульте ПУ-27Э — широту места вылета и режим МК для основного канала *(В1* на «МК», *В5* на «Осн.», см. рис. 5.25); на пульте ПУ-26Э — широту места вылета.

Перед выруливанием самолета на старт включается питание, и через 3 мин после окончания пускового режима согласования основного ГА переключается система на запасный канал *(В5* на «Зап.», *В1* на «МК»). Благодаря САС запасный ГА начнет согласовываться автоматически большой скоростью до *2°*, а затем малой — до 0. Если нажать переключатель *В4*, выполняющий роль КБС, то согласование произойдет большой скоростью до конца. После окончания запасного ГА переключатель *В5* ставят в положение «Осн.». Во всех случаях указатели должны показывать стояночный магнитный курс.

Во время руления надо убедиться, что стрелки (шкалы) указателей правильно реагируют на развороты, и по направлениям рулевых дорожек оценить точность выставки. В дальнейшем, если решено выполнять полет по локсодромии, на пульте необходимо оставить переключатель *В1* на режиме МК.

Полет по локсодромии осуществляется только в том случае, если пилот выдерживает постоянным рассчитанный ИК. Для того чтобы по указателю определять ИК, необходимо основной ГА согласовать по истинному курсу самолета на старте. На исполнительном старте на КМ-8 устанавливают магнитное склонение в месте вылета и нажимают переключатель *В4* на пульте. При этом основной ГА согласуется большой скоростью и на указателях установится истинный курс взлета по ВПП. Установить ИК можно также с помощью ЗК, предварительно переключив основной ГА-6 на режим ГПК. Затем надо снова установить режим магнитной коррекции. После взлета и набора высоты самолет проходит ИПМ истинным курсом первого участка маршрута.

В полете необходимо следить и устанавливать на КМ-8 новые значения магнитного склонения в пролетаемых районах, выдерживая заданный ИК. Если оставить на КМ-8 нулевую выставку склонения, то необходимо выдерживать по указателю гиромагнитные курсы, рассчитанные с учетом изменения магнитного склонения на маршруте и заданного ИК. Повороты на новые курсы осуществляются без изменения режима, но после поворота на установившемся прямолинейном горизонтальном участке необходимо нажатием ЗК. *(В4)* согласовать основной ГА и тем самым исключить накопившиеся на вираже погрешности. Однако часто нажимать переключатель ЗК в полете не следует, так как при этом эффект осреднения МК гироскопом заметно снижается.

При отказе основного ГА-6 необходимо систему переключить на запасный канал. При отказе обоих гироагрегатов, пульта или

блока связи БС-1, но при нормальной работе следящей системы ИД—КМ управлять самолетом можно по стрелке КМ-8 с учетом четвертной девиации, взятой с графика поправок (см. рис. П1). При заходе на посадку на КМ-8 устанавливается склонение, равное нулю, а на КППМС — магнитный курс посадки.

Если принято решение выполнять полет по ортодромии, то в полете выдерживается ОК. Обычно за базовую ортодромию принимается меридиан ИПМ. Тогда в пункте вылета курсовую систему выставляют по ИК, как и в первом случае. Необходимо рукояткой «Широта» установить широту пункта вылета, если маршрут большой протяженности или резко меняется широта, особенно в малых широтах; или среднюю широту маршрута, если маршрут малой протяженности или широта меняется незначительно (например, при курсах, близких к 90 и 270°). В первом случае в полете надо менять установку широты через I^e в диапазоне широт 0—70°, через 2,5° — в диапазоне 70—80° и через 5° — в диапазоне 80—90°. Во втором случае в полете установка широты не изменяется.

Если принято решение выдерживать в полете ортодромический магнитный курс ОМК, то согласование надо производить по МК в пункте вылета с последующим переключением системы на режим ГПК.

Во всех случаях полетов на КППМС и УГР-4УК кремальерами выставляются значения заданного курса.

После посадки и заруливания самолета на стоянку курсовая система выключается.

Техническое обслуживание. Курсовые системы ГМК-1 обслуживаются с соблюдением всех тех общих требований к инженерно-техническому персоналу и оборудованию, которые были изложены в подразд. 5.4.

По сравнению с другими курсовыми системами ГМК-1 в техническом обслуживании имеет некоторые особенности.

Предполетные и предварительные проверки и регламентные работы производятся на самолете без расстыковки разъемов соединительных жгутов с использованием установки УПП-ГМК.

На самолете для подключения установки УПП-ГМК предусмотрен специальный 24-штырьковый контрольный разъем (на Як-40 под обозначением «А-100»), расположенный в кабине пилотов. Установка УПП-ГМК к контрольному разъему подключается с помощью жгута длиною 2 м.

Руководящий документ по ТО ГМК-1Г — «Технологические указания по выполнению регламентных работ на самолете Як-40»$_г$ в которых при предполетном ТО предусмотрена проверка работоспособности курсовой системы (ТК № 12) без применения УПП-ГМК, при периодическом ТО (регламент) предусмотрены проверка внешнего состояния, крепления и монтажа приборов и агрегатов системы без применения УПП-ГМК (ТК № 3, 5) и проверка работоспособности ГМК-1Г с помощью установки УПП-ГМК (ТК№ 14).

Проверка работоспособности курсовой системы на борту самолета по существу является проверкой ее комплекта на соответствие НТП. Во многих АТБ в лабораториях АиРЭО созданы проверочные стенды, имитирующие монтаж курсовой системы на самолете. На этих стендах проверяют работоспособность как отдельных приборов, так и всего комплекта, производят регулировки системы широтной коррекции с использованием и без использования установки УПП-ГМК.

Контролируемые параметры и их нормы

Функционирование в режиме пуска . . . . . через 60 ±10 с система согласуется по МК с большой скоростью

» следящих систем в режиме МК, определяемое по показаниям курса, °, при нажатии переключателя «Контроль» на отметки:

«0» . . . . . 0 + 10

«300» . . . . . 300 ± 10

В обоих случаях горят сигнальные лампочки на ПУ «Завал ГА».

Скорость согласования:

нормальная, °/мин . . . . . 1,5—8

большая, °/с, не менее 6

от ЗК, °/с, не менее 2

Функционирование САС при переключении рассогласованного ГА с режима ГПИ на МК . . . . . система согласуется по стоянночному курсу автоматически большой скоростью

Уходы гироскопа, °, за 30 мин, не более, при температуре:

нормальной . . . . . ±1,25

отличной от нормальной . . . . . ±1,75

Порядок девиационных работ описан в приложении.

Поскольку в ГМК-1 может быть использован КМ-8 в качестве указателя МК, то для последнего определяют поправки и строят их графики.

Предполетная и послеполетная проверки. Перед полетом производят внешний осмотр комплекта на выявление видимых дефектов и проверку работоспособности системы. В последнем случае проверяют функционирование системы в режиме пуска, отработку следящими системами контрольных курсов 0 и 300°, сигнализацию завалов, работу ЗК и САС.

После полета устраняются замеченные неисправности и производятся проверки в объеме регламента.

Анализ неисправностей. В процессе эксплуатации возможно появление следующих неисправностей.

1. После включения питания указатели курса и КМ-8 не согласовываются по МК.

Причины: а) нет питания постоянным или переменным током (перегорели предохранители); б) неисправен КМ-8 или УКМ; в) не поступает питание 1,5 В, 400 Гц на ИД-3.

Устранение: отсутствие питания постоянным током подтверждается отсутствием сигнализации лампочками «Завал ГА» на пульте при нажатии переключателя «Контроль». Отсутствие питания переменным током подтверждается отсутствием изменения курса от ЗК пульта. В этих случаях необходимо заменить предохранители в цепях питания или устранить обрыв.

При проверке КМ-8 проверить наличие напряжения 1,5 В на штырьках 4 и 5 ШР в ИД-3 и целостность цепи между ИД (шт. 4) и КМ (шт. 14).

2. В режиме контроля КМ-8 указатели не отрабатывают контрольных курсов 0 и 300°, а устанавливаются на другие курсы; например, при контроле на 0 — на курсы 60 или 300°, а при контроле на 300 — на 0 или 240° с точностью до 10°.

Причина: обрыв одного из проводов цепи статоров сельсинов следящей системы.

Если эта неисправность проявляется на показаниях стрелки КМ-8, то обрыв находится в первой следящей системе ИД—КМ, если на указателях КППМС (УГР-4УК), то необходимо установить зависимость проявления неисправности от переключения каналов. Если она проявляется на обоих каналах, то обрыв можно предполагать во второй следящей системе КМ—ГА, либо на участке КМ—БС, либо на участке БС—КППМС. Если неисправность проявляется только на одном канале, то обрыв надо искать на участке БС—ГА.

Проявление такой неисправности на одном указателе указывает на наличие обрыва только в его цепи.

Устранение: локализация обрыва и его ликвидация.

3. При включении питания КМ-8 согласовывается нормально, а указатели большой скоростью не согласовываются.

Причины: а) не срабатывает АС-1 в режиме пуска (отказ реле *Р2)* или обрыв цепи реле *Р1* основного ГА; б) отказ усилителя АС-1.

Устранение: проверить наличие напряжения +27 В на самолетной клемме «БС» (быстрое согласование). Если напряжение имеется и через 45—150 с отключается, то система пуска исправна, если на клемме напряжение отсутствует, но появляется при нажатии переключателя ЗК в режиме МК, то неисправен АС-1 и его необходимо заменить. Если во всех случаях на клемме «БС» напряжение имеется, то неисправен усилитель АС-1 или выключатель ВК-53РШ, который отключил МК- В этих случаях необходимо заменить ВК-53 РШ и АС-1 на исправные.

4. Не срабатывает система САС в одном из трех вариантов переключения: а) при переключениях основного ГА на режим ГПК и запасного ГА на режим МК; б) при переключениях основного ГА на режим МК и запасного на режим ГПК; в) при обоих вариантах переключения.

Причины: а) отказ в БС-1 конденсатора *С1* или контактов реле *Р12;* б) отказ в АС-1 конденсатора *С9* или контактов реле *Р4*\ в) отказ в АС-1 реле *Р5* или элементов в цепи его самобло-

кировки (диода *Д4*, контактов *Р5).* В этих случаях БС-1 или АС-1 заменяются.

5. Уходы гироскопа превышают допустимые нормы.

Причины: не отрегулирована ШК, отказ ГК.

Устранение: уточнить причину, отрегулировать ШК или заменить ГА.

6. Широтная коррекция ГА не поддается регулировке.

Причины: если это проявляется на одном ГА, то неисправен ГА и его надо заменить, если на двух — неисправен ПУ.

Устранение: проверить наличие напряжения сигнала ШК на штырьках 15, 13 и 14 ПУ и на штырьках 21, 13 и 14 ШР № 1 БС. При отсутствии напряжения заменить ПУ, при наличии — проверить напряжение на штырьках 6 и 9 ГА-6, при отсутствии его — заменить БС-1.

7. В режиме МК погрешности превышают допустимые.

Причины: а) ошибка установки склонения на КМ; б) большая девиация; в) наличие возмущающих полей вблизи ИД-3 и отказ ИД-3.

Устранение: проверить выставку склонения, списать девиацию, устранить причины возмущающих магнитных полей, произвести размагничивание близлежащих деталей, заменить ИД-3 при его отказе.

Глава 7. КУРСОВАЯ СИСТЕМА КС-8

7.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Назначение и **решаемые** задачи. Курсовая система КС-8 является централизованным устройством, объединяющим гироскопические, магнитные и астрономические средства определения курса, и служит для измерения и выдачи потребителям ортодромического, истинного или магнитного курсов самолета.

Система КС-8 входит в состав пилотажно-навигационного оборудования самолетов Ту-134 и предназначена для решения следующих задач: определения и индикации ортодромических, истинных и гиромагнитных курсов на указателях; выдачи сигналов этих курсов и их изменений в канал курсовой стабилизации автопилота АП-6ЕМ-3П или АСБУ-134, в боковой канал пилотажно-навигационной системы «Путь 4МПА» (Ту-134А), в навигационную систему НАС-1А6К (ДИСС-013-134), на индикаторы ИКУ-1А навигационно-посадочной аппаратуры «Курс МП-2» и в КППМС; определения при совместной работе с АРК курсовых углов и пеленгов двух радиостанций.

Курсовая система КС-8 на самолетах Ту-134 может работать в двух режимах; ГПК и МК. Режим астрокоррекции (АК) не задействован. Основным является режим ГПК, обеспечивающий определение ОК в любых условиях полета самолета.

Комплектность и расположение агрегатов. На самолете Ту-134 в КС-8 входят:

индукционный датчик ИД-3 — 1 шт., в консольной части левого крыла между нервюрами № 21—22;

коррекционный механизм КМ-4К 2-й серии — 1 шт., на кронштейне в кабине штурмана, под пультом штурмана у шпангоута № 2;

гироагрегат ГА-1М — 2 шт., основной ГА-1М •— под полом по оси самолета у шпангоута № 15д, запасный — на полу в кабине штурмана по правому борту;

усилитель У-11 — 1 шт., в кабине штурмана на этажерке по правому •борту;

блок реле БР-1 2-й серии — 1 шт., на этажерке в кабине штурмана рядом с усилителем;

пульт управления ПУ-1К — 1 шт. на пульте штурмана справа от доски штурмана;

указатель штурмана УШ — 1 шт., на приборной доске штурмана;

соединительная коробка (самолетная) — 1 шт., в кабине штурмана по правому борту;

переключатель ВГ-15К коррекции системы КС-8 от ЦГВ-4 — 1 шт., на электрощитке штурмана;

прибор КППМС — 1 шт, на приборной доске штурмана (Ту-134А);

выключатель коррекции ВК-53РШ — 1 шт., рядом с основным ГА-1М.

Последние четыре прибора в комплектацию поставщика КС-8 не входят. Переключатель ВГ-15К, прибор КППМС и ВК-53РШ поставляются отдельно.

Для системы стабилизации гироузла по крену сигнал КС-8 через выключатель ВГ-15К в положении «Коррекция КС от ЦГВ-4» получает от ЦГВ-4.

Условия эксплуатации. Курсовая система КС-8 может эксплуатироваться на высотах до 26 400 м в диапазоне температур окружающей среды от —60 до +50°С (для ИД-3 до +90°С) и при относительной влажности до 100%.

Блоки виброустойчивы и вибропрочны в диапазонах частот вибрации и ускорений, возникающих на современных самолетах. Большинство приборов комплекта рассчитаны на ударные перегрузки 4g.

Основные технические данные

Погрешность выдачи гиромагнитного курса, °:	
по указателю УШ	+1,5
» указателям НКП-4К и ИКУ-1А	±2
Погрешность от уходов гироскопа в режиме ГПК в течение 30 мин в нормальных условиях	±1 (±2 на одном курсе)
Дополнительная погрешность системы за каждую минуту разворота, °, не более	0,15
Погрешность в определении КУР, °:	
по стрелке 1	±1,5
» « 2	±2,5
Дистанционная погрешность выдачи курса потребителям в режиме ГПК:	
с сельсина-датчика ГА-1М:	
грубого канала, °	± 1
точного » , '	±15
с 9У относительно показаний шкалы указателя, °:	
с сельсина-датчика	±0,5
с потенциометра-датчика	±0,5
Скорость согласования:	
нормальная в режиме МК, °/мин	2—5
большая, °/с, не менее	10
от задатчика курса, °/с	1,5—3
Время готовности, мин	5
Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
трехфазного	36 + 1,8; 400±5
постоянного	27 ± 2,7
однофазного (для питания КППМС)	115±5,75; 400 ±20
» (» » сельсинов)	45 + 4,5; 400±8
Потребляемая мощность тока:	
постоянного, Вт	500
переменного, В-А	300
Масса комплекта, кг, не более	39,2

Функциональная схема и взаимодействие агрегатов. Курсовая система основана на независимой работе двух гироагрегатов, работающих в различных режимах. Для гироагрегата, один из которых основной, а другой запасный, образуют два канала того же наименования. Функциональная схема системы КС-8 для случая режима ГПК по основному каналу показана на рис. 7.1.

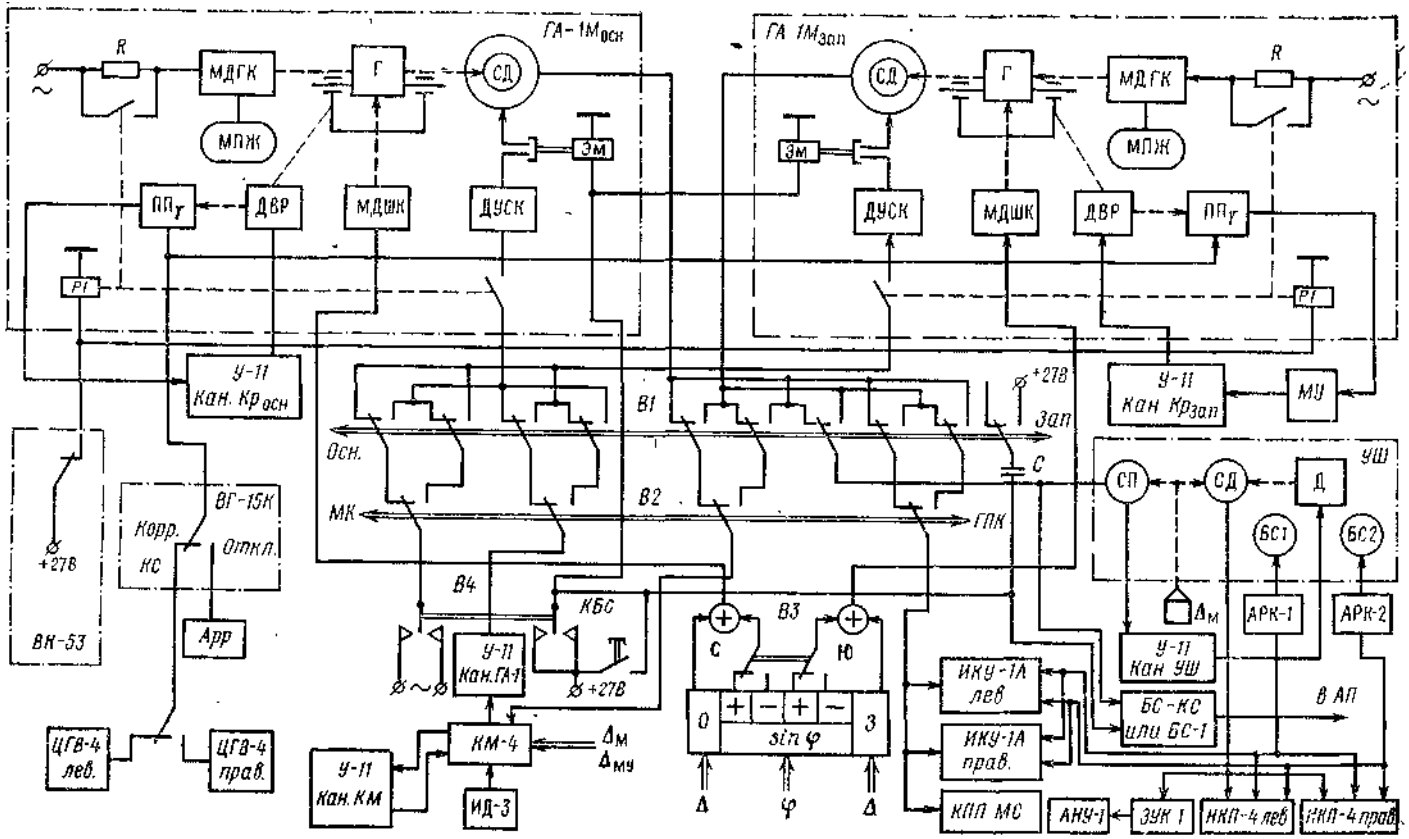


Рис. 7.1. Функциональная схема КС-8

При включении одного гироагрегата на режим ГПК второй автоматически переключается на режим МК. Переключение режимов осуществляется переключателем *В2* (МК—ГПК) пульта ПУ-1, а переключение каналов — переключателем *В1* («Осн.— Зап.»). Если переключатель *В1* установлен в положение «Осн.»„ а *В2* — на «ГПК», как это показано на рис. 7.1, то основной ГА-1М работает в режиме ГПК, а запасный — в режиме МК-

К СД основного ГА-1М параллельно подключены основные потребители: блок связи с АП БС-КС или БС-1 и указатель штурмана УШ, к СД которого подключены еще три потребителя — задатчик угла карты ЗУК-1 из комплекта АНУ-1 и навигационно-курсовые приборы НКП-4 левый и правый из системы «Путь-4 МПА» или СТУ-134. К СД запасного ГА-1М, работающего в режиме МК, параллельно подключены потребители ГМК — индикаторы ИКУ-1А левый и правый и прибор КППМС (только на Ту-134А).

При переключении *В2* на «МК» основной ГА-1М переключается на режим МК и все вышеперечисленные потребители также переключаются на основной ГА непосредственно и через УШ, получая ГМК. Запасный ГА-1М в этом случае работает в режиме ГПК без потребителя. Если переключатель *В1* поставить в положение «Зап.», то функции гироагрегатов поменяются.

Сигналы широтной коррекции на оба гироагрегата поступают каждый со своих датчиков, размещенных в пульте ПУ-1, и при переключениях каналов и режимов не коммутируются. Переключателем *В3* на ПУ-1 устанавливают наименование (знак) широты («Сев.» или «Южн.»), а рукояткой «Широта» по синусной шкале — значение широты места в градусах.

Сельсины-датчики гироагрегатов согласуются с помощью ДУСК. В режиме МК на УО двигателя поступает напряжение с усилителя У-11 канала ГА-1 через замыкающие контакты реле *Р1* гироагрегата. Реле *Р1* управляется выключателем коррекции ВК-53РШ, из которого при отсутствии разворота подается напряжение 27 В на реле *Р1* и оно своими контактами подключает УО' двигателя к выходу усилителя У-11. При установившемся развороте реле *Р1* выключателем ВК-53РШ обесточивается и цепь УО двигателя разрывается, чем и отключается магнитная коррекция. Второй парой контактов реле *Р1* переключается горизонтальная коррекция гироскопа на уменьшенную эффективность, путем включения в цепь питания обмотки возбуждения МДГК резистора.

Для ускоренного согласования в режиме МК и при выставлении курса от ЗК в гироагрегатах предусмотрено изменение передаточного числа редуктора узла согласования ГА с помощью* *Эм.* Муфта *Эм* запитывается от КБС и переключателя *В4* задатчика курса на пульте управления.

Курс от ЗК выставляется в режиме ГПК подачей напряжения снимаемого с обмотки трансформатора в БР-1, на УО ДУСК того

гироагрегата, который определен переключателем каналов *В1* (основной и запасный) и находится в режиме ГПК-

Чтобы резкое изменение курса при нажатии КБС, переключателя *В4* задатчика курса и переключателя каналов *В1* не внесло помеху в АП, в последний подается импульс +27 В для его отключения.

Стабилизация гироузлов по крену осуществляется от одной ЦГВ-4, через переключатель ВГ-15К в положении «Коррекц. КС от ЦГВ-4».

Сигналы с ЦГВ передаются параллельно на оба ГА с помощью потенциометрических следящих систем постоянного тока, в результате чего подвижные корпусы гироагрегатов двигателями вращающейся рамы (ДВР) удерживаются вертикально. При отказе ЦГВ или ее отключении переключатель ВК-15К ставится в положение «Отключение». При этом к потенциометрам-приемникам ГА подключается кольцевой делитель напряжения — электрический арретир, выдающий сигнал нулевого крена независимо от значения фактического крена самолета. В последнем случае при кренах наблюдаются карданные погрешности.

Следящие системы креновой стабилизации обеспечивают два канала усилителя У-11 — один для основного, а другой для запасного. Так, как в КС-8 режим АК не задействован, то один канал У-11 оказался свободным.

Для того чтобы потребителям выдавался ИК, необходимо в режиме МК кремальерами ввести магнитное склонение $\Delta_м$ — либо в КМ-4, либо в УШ. Если ввести склонение в КМ-4, то ИК будут получать все потребители, если в УШ, то только те, которые подключены к СД УШ (ЗУК-1, НКП-4). При коррекции гироагрегата в полете для приведения гиромагнитного курса к ортодромическому в КМ-4 вводится условное магнитное склонение $\Delta_{м.у}$. Начальная выставка курса осуществляется либо переключением системы на режим МК, либо с помощью задатчика курса на исполнительном старте.

7.2. УСТРОЙСТВО АГРЕГАТОВ

Индукционный датчик ИД-3 описан в подразд. 6.2.

Коррекционный механизм **КМ-4.** Он предназначен для связи ИД-3 с гироагрегатом ГА-1М, устранения четвертной девиации и инструментальных погрешностей с помощью лекального корректора, ввода магнитного и условного магнитного склонений.

В КМ установлены два СП *М2* и *М3* и двигатель *Ml* (ДИД-0,5) (рис. 7.2). Сельсин-приемник *М2* и двигатель *Ml* вместе с чувствительным элементом ИД-3 и каналом КМ усилителя У-11 образуют первую следящую систему ИД—КМ, которая служит для передачи компасного (неисправленного магнитного) курса от индукционного датчика на коррекционный механизм. На оси ротора СП *М2* посажена стрелка 1, необходимая для индика-

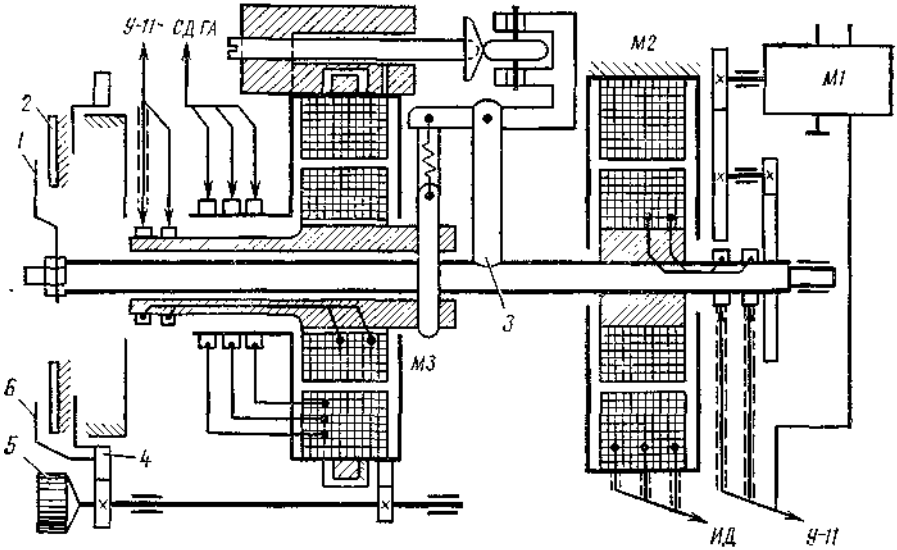


Рис. 7.2. Кинематическая схема КМ-4

ции по шкале *2* коррекционного механизма компасного курса. Двигатель *Ml*, согласовывая первую следящую систему, через лекальный корректор *3* разворачивает ротор СП *М3* и тем самым вводит в него исправленный магнитный курс.

Сельсин-приемник *М3* вместе с грубым СД, двигателем узла согласования гироагрегата ГА-1 и каналом ГА усилителя У-11 образуют вторую следящую систему КМ—ГА, работающую по второму варианту.

Для ввода магнитного Δм и условного магнитного $\Delta_{м.у}$ склонений при приведении МК соответственно к ИК и ОК имеется специальная кремальера *5*. При помощи кремальеры на угол склонения разворачивается статор СП *М3* и вместе с ним свободно посаженная шестерня *4* с закрепленным на ней индексом *6*. При помощи индекса и неподвижной шкалы контролируют значение вводимого склонения.

Сельсины КМ экранированы. Прибор закрыт кожухом, который на лицевой части имеет *24* отверстия для доступа к регулировочным винтам ЛК. Коррекционный механизм соединяется со схемой КС при помощи 10- и 7-штырькового ШР.

Основные технические данные

Нестабильность работы в диапазоне температур +50...—60°С, °, не более 1

Погрешности, устраняемые ЛК, ° не более . . . . . ±5

Максимальные габаритные размеры, мм 197x130x130

Масса, кг, не более 2,4

Контролируемые параметры и их нормы

Скорость согласования, "/с, не менее 4
Плавное вращение отметчика склонения от кремальеры в обе стороны на угол, ° о. 360
Погрешность, °, не более . . . . . ±1

Проверка на соответствие НТП производится в лаборатории с использованием проверочной установки УПКС сер. 3

Гироагрегат ГА-1М. Он предназначен для работы в качестве гирополукомпаса (в режиме ГПК), осреднения курса самолета, определяемого ИД курса в режиме МК, дистанционной выдачи курсов ОК, ИК и ГМК на указатели системы.

Чувствительным элементом прибора служит курсовой гироскоп с горизонтальным и свободным в азимуте расположением оси собственного вращения.

В гироагрегатах ГА-1М (рис. 7.3) применяется герметизированный газонаполненный гиромотор ГУА-20, представляющий собой сдвоенный трехфазный асинхронный двигатель с короткозамкнутой роторной обмоткой. Внутренняя полость двигателя запол-

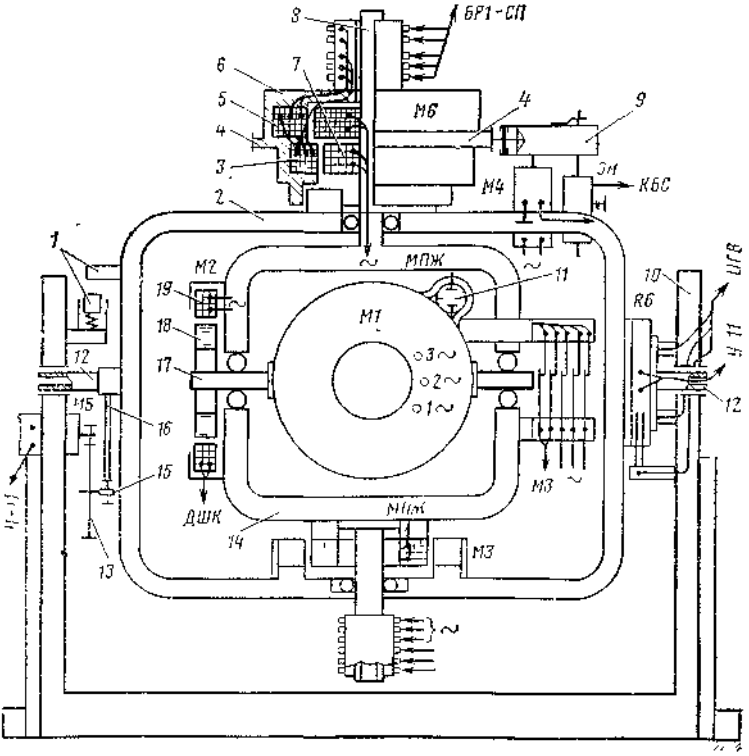


Рис. 7.3. Кинематическая схема ГА-1М

няется техническим водородом. Корпус гиромотора — массивный, жесткой конструкции. К корпусу привинчены крышки и поверх них приварены кожухи. Питание к статорам подводится с двух сторон через впаянные в кожуха стеклянные изоляторы. Потребляемая мощность не превышает 13 В-А.

Ось гироскопа в горизонтальном положении удерживает система горизонтальной коррекции (см. рис. 1.10). Жидкостный маятник *11* крепится на кожухе гиромотора. В гироагрегате применена моментная широтная коррекция, исполнительным элементом которой служит коррекционный двигатель *М2* (см. рис. 1.12, *а*). Двигатель *М2*, как и двигатель горизонтальной коррекции *М3*, — двухфазный, реверсивный, асинхронный, работает в заторможенном режиме.

Короткозамкнутый ротор *18* насаживается на ось *17* внутренней рамы гироскопа и закрепляется гайками. Статор *19* укрепляется на наружной раме *14* карданова подвеса и состоит из пакета пластин электротехнической стали. В пазах статора уложены две обмотки — основная и управляющая. Основная, состоящая из двух параллельных секций, питается постоянно от 2-й и 3-й фаз, а управляющая — от мостового ДШК, расположенного в пульте ПУ-1.

Последовательно в цепь УО (см. рис. 1.12) включен термокомпенсатор, состоящий из термистора *Rt* (ММТ-9) сопротивлением в 300 Ом, зашунтированного медным резистором $R_м$ сопротивлением 100 Ом. Термокомпенсатор, имеющий отрицательный температурный коэффициент, компенсирует изменение омического сопротивления медных обмоток двигателя. Медь имеет положительный температурный коэффициент сопротивления. Этим обеспечивается линейная зависимость коррекционного момента только от напряжения датчика.

Двухканальный сельсин-датчик *М6* типа 913 состоит из СД грубого и точного каналов (см. подразд. 4.2). Сельсин-датчик имеет два ротора *7*, собранные на специальной оправе, и отдельно грубый *3* и точный *5* статоры. Роторы грубого и точного СД" жестко закреплены на оси *8* наружной рамы и стабилизированы гироскопом. Статоры обоих СД установлены в корпус *6*, который при помощи зубчатого колеса *4* связан с редуктором *9* двигателя *М4* узла согласования. В КС-8 точный канал не задействован, поэтому двухканальный СД работает как сельсин-датчик одноканальных следящих систем.

Узел согласования гироагрегата состоит из двигателя *М4* (ДИД-0,5), редуктора, находящегося в зацеплении с зубчатым колесом *4* корпуса статоров, и электромагнитной фрикционной муфты *Эм* ускоренного согласования. Указанные элементы узла согласования являются одновременно элементами сельсинной следящей системы КМ—ГА.

Редуктор *9* состоит из 11 цилиндрических пар с передаточным числом i= 1 200 000, что соответствует скорости согласования, равной 2—5°/мин. При нажатии на пульте ПУ-1 кнопки КБС или

при повороте задатчика курса срабатывает электромагнит муфты Эм, который перемещает зубчатые соединения редуктора так, что передаточное число уменьшается до i=5000. Это увеличивает скорость согласования до 10°/с и более.

Гироскопический узел вместе с наружной рамой *14* находится в подвесном корпусе *2,* На оси *12* подвесного корпуса установлен кольцевой потенциометр, который электрически связан с потенциометром-датчиком ЦГВ-4. Образуется потенциометрическая следящая система первого варианта.

Двигатель *М5* закреплен к неподвижному корпусу *10* и через редуктор *13* (i=900) соединен с зубчатым сектором *16,* установленным на полой оси *12* подвесного корпуса *2.* Скорость отработки крена не менее 30—40°/с

В приборе предусмотрены пружинящие опоры /, ограничивающие отработку углов крена ±(65—70)°. Для предохранения редуктора от поломки при больших углах крена последнее зубчатое колесо *15* редуктора *13* посажено фрикционно.

Корпус прибора на амортизаторах типа АД установлен на дюралюминиевом основании и закрыт кожухом. Пять боковых амортизаторов воспринимают боковые нагрузки. Основание крепится к самолету винтами. В верхней части кожуха предусмотрено специальное смотровое окно для наблюдения за отработкой гироузла по крену и корпуса статоров сельсинов в азимуте. Здесь же на кожухе прибора нанесена стрелка «Направление полета», показывающая, как ориентировать гироагрегат на самолете. Гироагрегат ГА-1М соединяется со схемой КС при помощи углового 26-штырькового ШР.

Основные технические данные

Кинетический момент гироскопа, кг-м^2-с$^{-2}$	(1765,2... 1961,33)-10^{-3}
Частота вращения, об/мин	22000—23000
Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
переменного	36 + 1,8; 400±8
постоянного	27±2,7
Максимальные габаритные размеры, мм	390x272x252
Масса, кг, не более	10

Контролируемые параметры и их нормы

Потребляемый ток в фазах, А, не более	1,3
Погрешность СД грубого канала, ° не более	±1,5
Скорость согласования:	
нормальная, °/мин	2—5
большая, °/с, не менее	10
Скорость отработки узла стабилизации по крену, °/с, не менее	20
Уход гироскопа в азимуте за 30 мин, °, не более	±1 (на одном курсе допускается ±2°)
Ток обогрева, А	6,5—8,5

Проверка на соответствие НТП производится в лаборатории с использованием проверочной установки УПКС сер. 3.

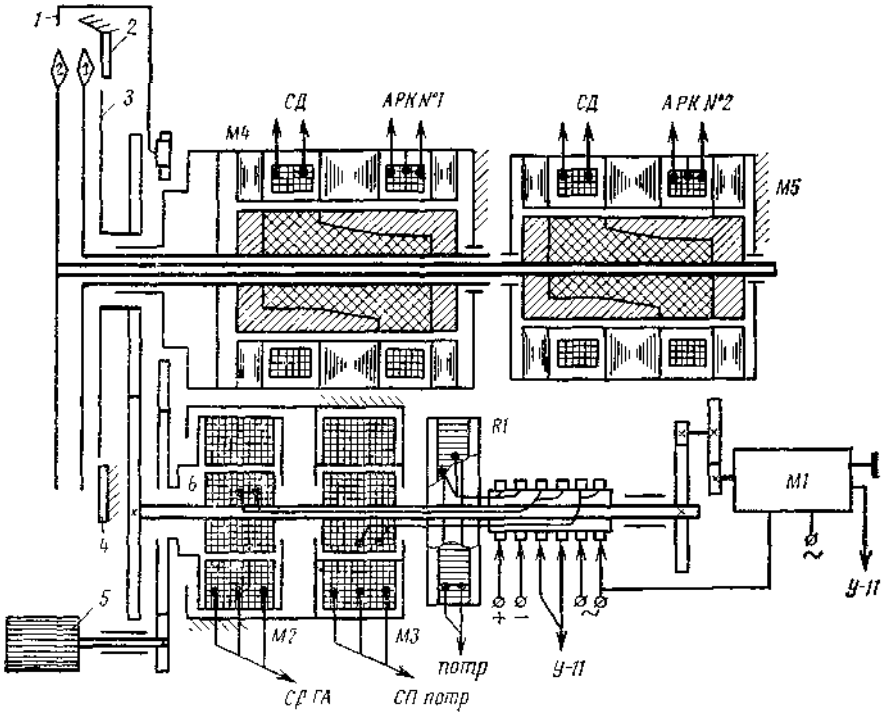


Рис. 7.4. Кинематическая схема УШ

Указатель штурмана. УШ предназначен для индикации гиромагнитного, истинного или ортодромического курсов, индикации пеленгов и курсовых углов двух радиостанций, выдачи сигналов курса потребителям на постоянном и переменном токе. Указатель — комбинированный прибор, имеет следующие элементы следящих систем и дистанционных передач (рис. 7.4): СП *М2* и двигатель *Ml* следящей системы курса ГА—УШ; СП *М4* и *М5* (типа БС-7А и БС-8А) дистанционной передачи КУР от АРК; СД *М3* курса на переменном токе; потенциометр-датчик *R1* на постоянном токе.

Кремальерой *5*, разворачивая статор СП *М2*, вводится магнитное склонение с контролем его по индексу *1* и по боковой шкале указателя. Шкала курсов *3* при помощи зубчатых колес соединена с осью *6*. Курс отсчитывается по шкале относительно неподвижного треугольного индекса *2*. Безконтактные СП *М4*, *М5* смонтированы в корпусе прибора соосно. На оси посажены стрелки с индексами «1» и «2». С помощью стрелок по неподвижной шкале *4* отсчитывают курсовые углы радиостанций, а по подвижной *3* — пеленги. Указатель соединяется со схемой при помощи 15- и 12- штырьковых ШР.

Основные технические данные

Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
переменного	36±1,8; 400±8
постоянного	27±2,7
Скорость согласования, °/с, не менее	10
Максимальные габаритные размеры, мм	180x185x185
Масса, кг, не более	3,3

Контролируемые параметры и их нормы

Погрешность, °, не более:	
по шкале курсов	±0,5
сельсинной следящей системы	±0,5
потенциометрической дистанционной передачи	±15
СП АРК, стрелки 1:	
на нулевой отметке	±0,5
» остальных отметках	±15
СП АРК, стрелки 2:	
на нулевой отметке	±1,5
« остальных отметках	±2,5
Скорость согласования шкалы курсов, °/с, не менее	12
Вращение отметчика склонения от кремальеры	плавное на угол ±50°

Усилитель У-11. Он объединяет шесть отдельных усилительных каналов, составленных из унифицированных блоков с общим выпрямителем для анодных цепей (рис. 7.5). Каналы усиления служат элементами следящих систем.

1. Канал *КМ* обеспечивает работу следящей системы ИД—КМ, усиливает сигнал рассогласования частотой 800 Гц, преобразовывает его в основную частоту 400 Гц, усиливает по мощности и подает на двигатель коррекционного механизма (блоки IX+I).

2. Канал *ГА1* обеспечивает работу следящей системы КМ—ГА в режиме МК (блока $^1/_2$ V+III).

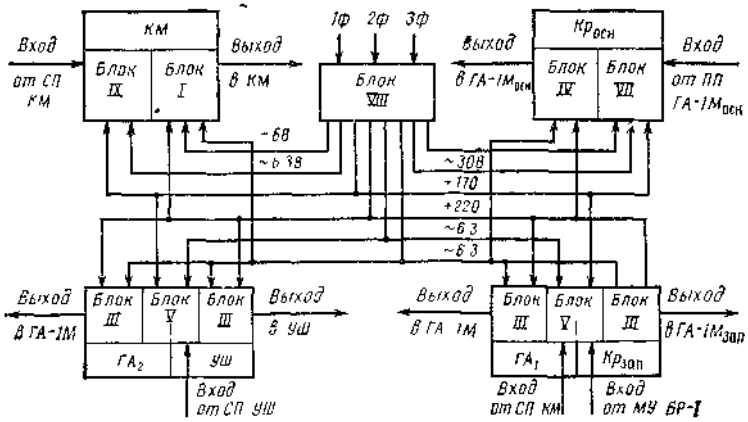


Рис. 7.5. Структурная схема У-11

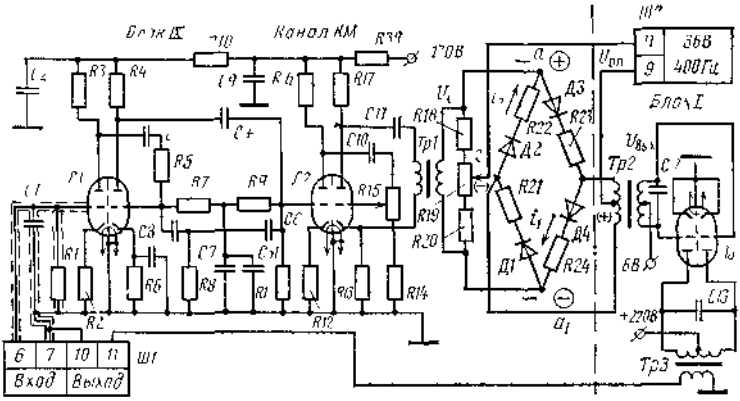


Рис. 7 6 Электрическая схема блоков IX и I усилителя У-11

3. Канал $ГА_2$ в КС-8 не используется из-за отсутствия режима АК.

4. Канал *УШ* обеспечивает работу следящей системы ГА—УШ во всех режимах (блоки $^1/_2$ V+III).

5. Канал крена $Кр_{осн}$ обеспечивает работу следящей системы ЦГВ—ГАосн (блоки VII+IV).

6. Канал *Крзап* обеспечивает работу следящей системы ЦГВ — ГАзап (блоки $^1/_2$ V+III).

Рассмотрим электрические схемы перечисленных блоков.

Блок IX является предварительным усилителем и преобразователем частоты канала КМ (рис. 7.6). Блок выделяет и усиливает вторую гармонику (800 Гц), а затем преобразовывает ее в сигнал основной гармоники так, чтобы фаза и амплитуда последней определялись фазой и амплитудой входного сигнала. Задачу предварительного усиления решает четырехкаскадный усилитель на резисторах. Первые два каскада собраны на двойном триоде *Л1* (6Н2П), а два других на двойном триоде *Л2* (6Н1П).

Для выделения второй гармоники роторная обмотка сельсина с помощью конденсатора *С1* настраивается на частоту 800 Гц. В цепь отрицательной обратной связи второго триода включен Т-образный RC-фильтр *(R7—R9, С5—С7, С31)*, параметры которого подобраны так, что на частоте 800 Гц коэффициент усиления максимальный.

Усилитель мощности выполнен по схеме параллельного анодного питания Коэффициент усиления регулируется делителем напряжения *(R14, R15)* в цепи сетки последнего каскада. Усиленный сигнал частотой 800 Гц через понижающий трансформатор *Tpl* подается на преобразователь частоты — кольцевой балансный модулятор, который преобразует его в сигнал частотой 400 Гц. Работа преобразователя основана на изменении проводимости диодов *Д1—Д4* под действием подаваемого опорного на-

пряжения $U_{оп}$ частотой 400 Гц, открывающего ту пару диодов, к которой в данный полупериод прикладывается напряжение в прямой проводимости.

В верхней и нижней секциях первичной обмотки трансформатора *Тр2* токи i_1 и i_2 во всех случаях направлены в противоположные стороны, поэтому э. д. с. во вторичной обмотке индуктируется только при их неравенстве Неравенство токов i_1 и i_2 возникает при изменениях проводимостей открытых диодов. Проводимость диодов изменяется напряжением сигнала U_c частотой 800 Гц, который снимается со вторичной обмотки *Тр1* и прикладывается к точкам *а и* a_1 модулятора.

Если мгновенные полярности сигнала и опорного напряжения в точках a и a_1 совпадают, то проводимость открытых диодов и ток в цепи увеличиваются, и, наоборот, при несовпадении полярностей ток в цепи уменьшается. В результате возникает неравенство токов i_1 и i_2 (на рис. 7.6 $i_1 > i_2$), и во вторичной обмотке *Тр2* наводится э.д. с, пропорциональная их разности. В общем случае амплитуда выходного напряжения модулятора пропорциональна U_c, а фаза определяется соотношением фаз U_c и $U_{оп}$.

Для уменьшения влияния высших гармоник в выходном сигнале вторичная обмотка *Тр2* шунтируется конденсатором *С12* Резисторы *R18* и *R20—R24* служат для термокомпенсации диодов, потенциометра *R19* — для балансировки модулятора.

Блок I служит выходным каскадом канала КМ и выполнен по двухтактной схеме. Напряжение с вторичной обмотки *Тр2* в

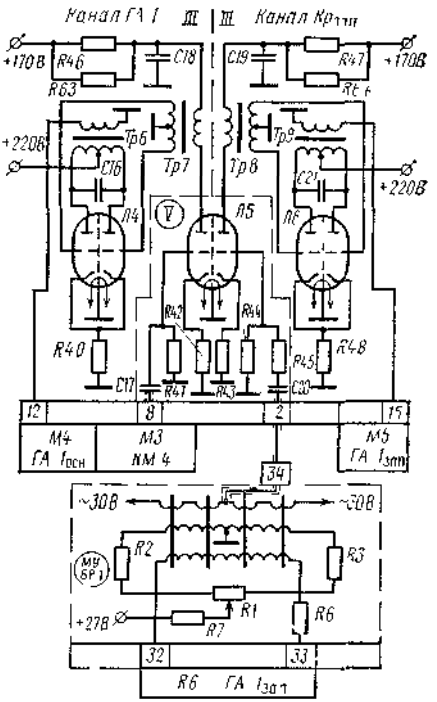


Рис 7 7 Электрическая схема блоков III и V усилителя У-11

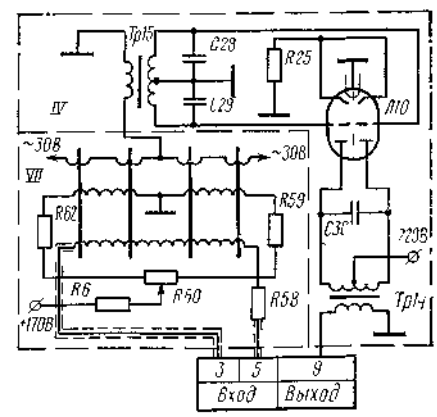


Рис. 7 8 Электрическая схема блоков IV и VII усилителя У-11

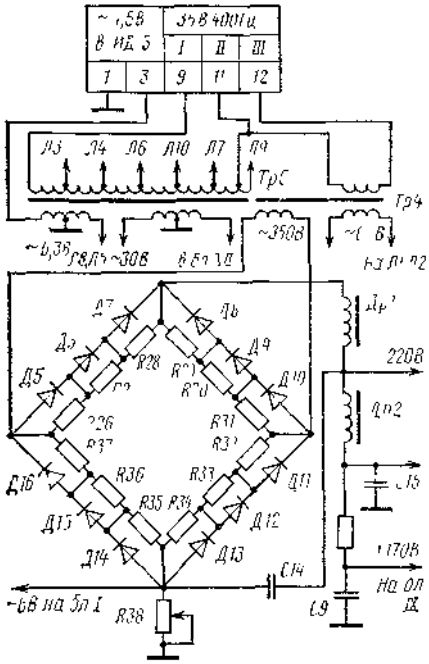


Рис. 7.9. Электрическая схема блока VIII усилителя У-11

противофазе подается на сетки лампы *Л3*. Смещение на сетке триодов (—6 В) подается из общей минусовой цепи выпрямителя. Для сдвига выходного напряжения первичная обмотка *Тр3* зашунтирована конденсатором *С13*. Нагрузкой блока служит двигатель ДИД-0,5 коррекционного механизма КМ-4.

Блок V (рис. 7.7) собран на двойном триоде *Л5* (6Н1П). Два блока используются в качестве предварительных усилителей в каналах $ГА_Ь$.$Кр_{зап}$, $ГА_2$ и *УШ*. На рис. 7.7 показана схема каналов *ГА* и *Крзап*- Нагрузкой триодов служат первичные обмотки входных трансформаторов блоков III •— *Тр7, Тр8 (Тр11, Тр12* — в остальных блоках)

В каналах $ГА_и$ $ГА_2$ и *УШ* входные сигналы на блок *V* поступают с роторов СП соответствующих следящих систем, а в канале *Крзап* — с магнитного усилителя блока БР-1.

Блоки III служат выходными каскадами каналов $ГА_1$, $ГА_2$ *УШ* и Крзап. Схема блока III аналогична схеме блока I за исключением цепи автоматического смещения, которое в блоке III подается с катодного резистора *R40 (R48, R49, R57* соответственно). Нагрузкой блоков являются двигатели ДИД-0,5.

Блок VII (рис. 7.8) •— магнитный усилитель, служащий входным каскадом усилителя канала $Кр_{осн}$. Нагрузка блока — входной трансформатор блока IV.

Блок IV — выходной каскад канала $Кр_{осн}$. Схема блока IV аналогична схемам блоков III и I. Конденсаторы *С28* и *С29* являются элементами фильтра высших гармоник. Нагрузка блока— двигатель ДИД-0,5.

Блок VIII (рис. 7.9) содержит: трансформатор *Тр4* — для питания выпрямителя повышенным напряжением и питания накалов ламп канала КМ; накальный трансформатор *Тр5* — для питания накальных цепей ламп, магнитного усилителя (блока VII) и обмоток подмагничивания индукционного датчика; двухполупериодный полупроводниковый мостовой выпрямитель; фильтр выпрямителя, состоящий из конденсаторов *С14, С15* и дросселей *Др1* и *Др2*. Выпрямительный мост выполнен на диодах *Д1—Д16* (Д7Ж) по три в каждом плече. Каждый диод зашунти-

рован резистором 100 кОм. конденсатор *С9* и резистор *R39* служат для развязки канала КМ по питанию.

Основные технические данные

Напряжение, В, и частота, Гц, тока . . . . . 36±1,8; 400±8
Максимальные габаритные размеры, мм 388x216x184
Масса, кг 9

Контролируемые параметры и их нормы

Потребляемый ток, А, не более
в первой фазе 1,4
во второй ». 2,0
в третьей ». 1,6

Чувствительность, определяемая по скорости вращения стрелки указателя установки УПКС, °/с,-при подаче на входы контрольных сигналов:

в канал КМ—0,3 мВ, каналы ГА и УШ—200 мВ и канал крена—100 мВ 0,5

Выходная мощность, определяемая по скорости вращения стрелки указателя установки УПКС, °/с при подаче на входы каналов контрольных сигналов:

КМ—10 мВ 4
ГА-2В 11
УШ-2В 18
крена—0,5В 30

Балансировка усилителя, определяемая по реакции стрелки указателя установки УПКС, при нулевом сигнале на входе . . . стрелка не должна вращаться

Проверка на соответствие НТП производится в лаборатории с использованием проверочной установки УПКС сер. 3.

Пульт управления ПУ-1. В ПУ смонтированы переключатели каналов *4,* режимов *3,* широты *1,* курсозадатчика *2,* кнопка согласования *7* и два мостовых ДШК основного и запасного гироагрегатов. Движки широтных потенциометров и основного и запасного гироагрегатов посажены на одну ось с синусной шкалой широты *5.* Оси поправочных (балансировочных) потенциометров выведены на переднюю панель под шлиц с надписями на неподвижных шкалах «Осн.» *8* и «Зап.» *6.* Оси регулировочных реостатов выведены на заднюю стенку против отверстий «А» и «Б».

В последних модификациях пульта установлен переключатель *3* нажимного типа (П2Т-1), которым задается курс одной скоростью. Узлы и детали пульта смонтированы на панели и закрыты кожухом. Со схемой КС-8 пульт соединяется при помощи жгута с 15-штырьковым ШР.

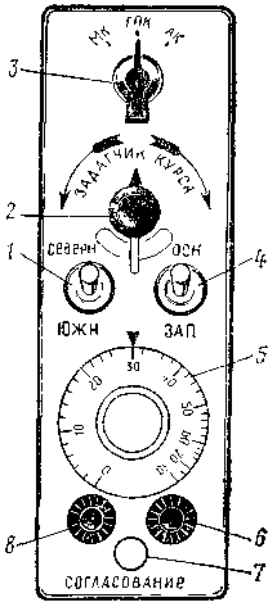


Рис. 7.10. Передняя панель ПУ-1

Основные технические данные

Диапазон ввода широты, °.	0—90
Максимальные габаритные размеры, мм.	212x128x66
Масса, кг.	1,5

Контролируемые параметры и их нормы

Сигнал широтной коррекции, В, при значениях широты:	
0°.	±0,2
90?.	8 + 0,2
Надежность контактирования скользящих контактов, определяемая по движению стрелки контрольного вольтметра при вращении широтного и поправочного потенциометров.	движение стрелки плавное

Блок реле БР-1. Он предназначен для соединения агрегатов и коммутации цепей курсовой системы. В блоке смонтировано семь реле, трансформатор для питания датчиков широтной коррекции и курсозадатчика, электрический арретир, предохранитель и магнитный усилитель (МУ) входного каскада каналов крена запасного гироагрегата с трансформатором.

Со схемой КС блок БР-1 соединен при помощи 38- и 4-штырьковых ШР.

Основные технические данные

Максимальные габаритные размеры, мм.	280x124x67
Масса, кг.	1,75

Контролируемые параметры и их нормы

Чувствительность МУ, определяемая по скорости вращения стрелки указателя УПКС, °/с, при входном сигнале 100 мВ.	0,5
Выходная мощность МУ, определяемая по скорости вращения стрелки указателя УПКС, °/с. при входном сигнале 0,5В.	30
Напряжение срабатывания реле, В.	27±2,7
Длительность импульса при срабатывании реле *Р10,* с, не менее	0,06

Проверка на соответствие НТП производится в лаборатории с использованием проверочной установки УПКС сер. 3.

Навигационно-курсовой прибор НКП-4. Основным указателем курса для пилотов служат навигационные приборы НКП-4 сер. 3, входящие в комплект систем «Путь-4МПА» или СТУ-134. Отсчет курса на приборе НКП-4 производится по подвижной шкале относительно верхнего неподвижного треугольного индекса.

Курс в прибор НКП-4 передается с помощью сельсинной следящей системы, аналогичной системе в указателе УШ. В приборе расположены СП курса типа 905Б и двигатель-генератор ДГ-0,5 ТА. Усилитель следящей системы канала курса НКП-4 расположен в усилителе У-20Н системы «Путь-4МПА» или СТУ-134.

Кроме канала курса в НКП-4 имеются каналы заданного курса, канал курсовых углов, а также магнитно-электрические си-

стемы (МЭС) для сигнализации готовности КРП и ГРП и для индикации отклонений самолета от равносигнальных зон КРМ и ГРМ.

Заданный курс, индицируемый стрелкой по подвижной шкале, может вводиться как дистанционно, так и с помощью кремальеры. Курсовые углы радиостанции определяются стрелкой по неподвижной шкале, а радиопеленги по подвижной шкале.

Основные технические данные

Погрешности при нормальной температуре, °, систем:	
курса, не более	±1
ЗК	±1,5
КУР на отметке 0°	**±1**
» на остальных отметках	±1,5
Скорость согласования при нормальной температуре, °/с, не менее, систем:	
курса	**30**
ЗК	**20**
КУР	**50**

7.3. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СХЕМА

Электрические цепи и их коммутация. Курсовая система КС-8 питается от централизованной сети трехфазного переменного тока напряжением 36 В, 400 Гц и постоянным током 27 В от аккумуляторной шины. Включение КС-8 производится с помощью АЗС-5 «КС-8 Вкл.», АЗС-20 «КС—Обогрев, гироагрегат.» и переключателя «Коррекц. КС от ЦГВ-4», расположенных на электрощитке штурмана. Одновременно на левой панели автоматов защиты сети включаются АЗС-2 «Гировертикаль, лев.» и АЗС-2 «Гировертикаль прав.».

Основные электрические цепи КС-8 (рис. 7.11) коммутируются при помощи пяти реле, размещенных в блоке реле БР-1. Реле астрокоррекции *Р1* управляется от переключателей режимов *В2* и в КС-8 не задействовано. Реле переключения каналов *Р2* и *Р5*, управляемые от переключателя каналов *В1*, срабатывают при переключении КС-8 на запасный канал. Реле гирополукомпаса *Р3* срабатывает при установке переключателя *В2* в положение ГПК. Реле магнитной коррекции *Р4* управляется через контакты реле *Р1* и *Р3* и срабатывает от переключателей *В2* и *В1* в тех случаях, когда запасный гироагрегат включается на режим МК.

При установке переключателя *В1* в положение «Осн.» и переключателя *В2* в положение «МК» все реле находятся в обесточенном состоянии. Этим условиям соответствует принципиальная электрическая схема КС-8, изображенная на рис. 7.11.

Реле *Р9* и *Р10* служат для подачи импульса +27 В в АП с целью кратковременного отключения его из контура управления самолетом при резком изменении сигнала курса КС-8.

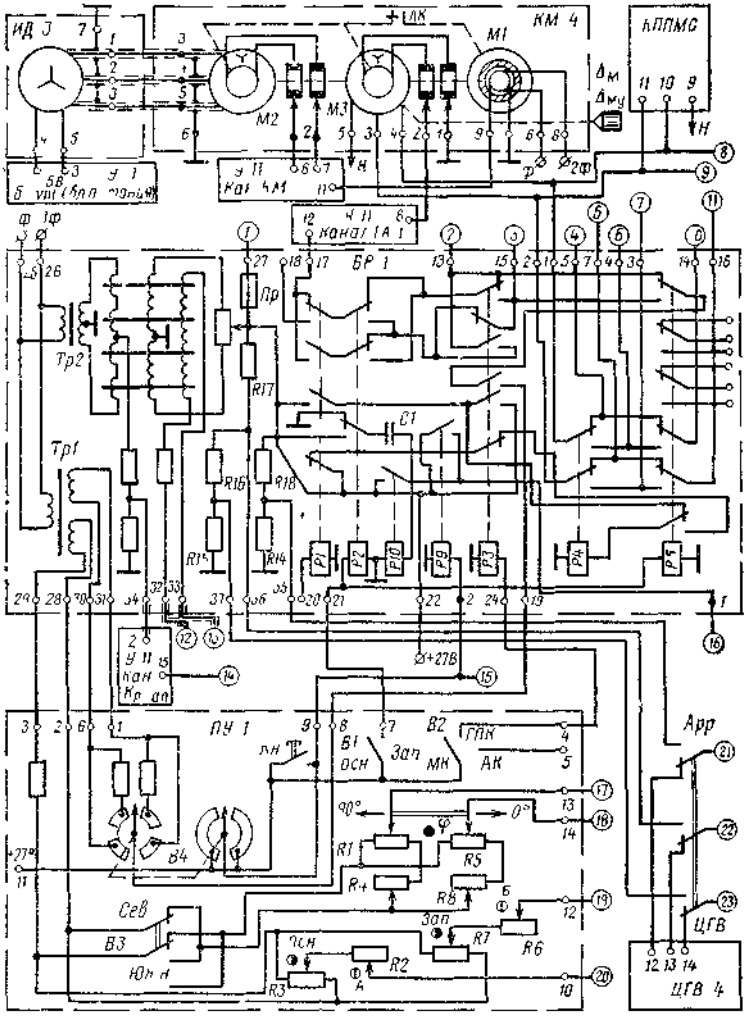
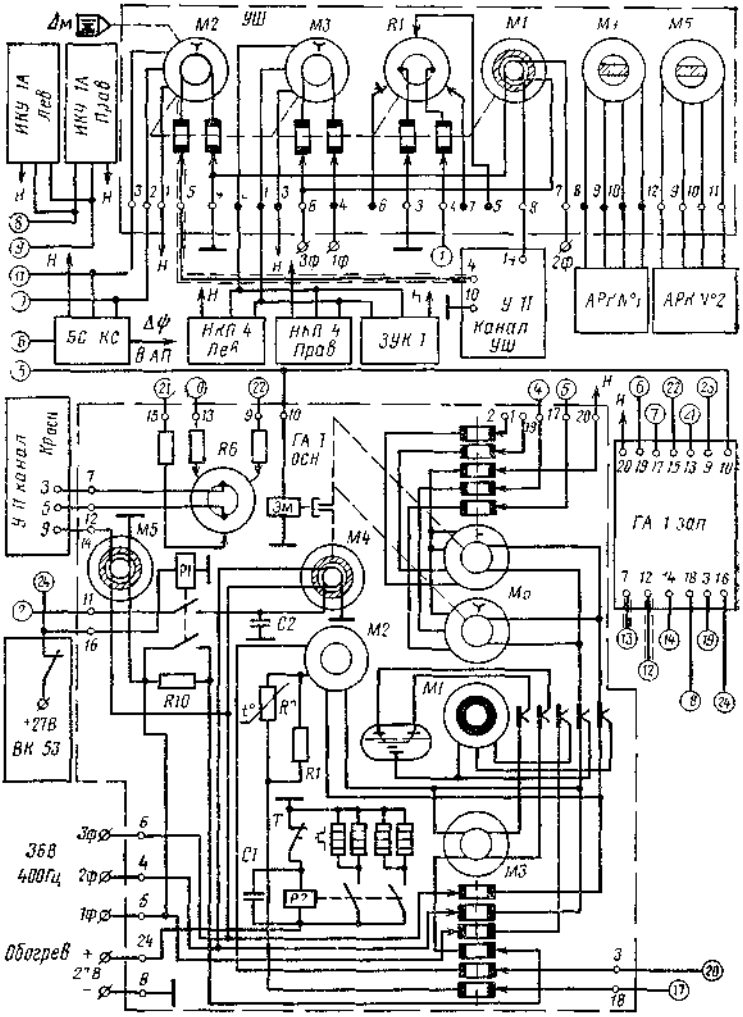


Рис 7 11 Электрическая схема КС 8

Рассмотрим работу курсовой системы по основному каналу в режимах МК и ГПК

Режим магнитной коррекции. Режим задается переключателем *В2* В этом случае все реле блока БР-1 обесточены и размыкающими контактами обеспечивают связь основного гироагрегата с КМ-4, блоком связи БС-КС АП-6ЕМ-3П (Ту-134А) или БС-4 АП-134 (Ту-134Б) и УШ и через него с потребителями (ЗУК-1, НКП-4). Кроме того, в этом режиме к основному ГА-1М подключены потребители гиромагнитного курса — КППМС и оба ИКУ-1А, так как они во всех режимах включены параллельно КМ-4.



Магнитный курс с индукционного датчика ИД-3 передается на КМ-4 первой следящей системой магнитной коррекции ИД—КМ, действующей по первому варианту Элементами следящей системы ИД—КМ являются ИД-3, СП *М2* КМ-4, канал *КМ* усилителя У-11 и двигатель *Ml* КМ-4.

Двигатель *Ml*, согласовывая первую следящую систему, через лекальный корректор вводит магнитный курс во вторую следящую систему КМ—ГА, действующую по второму варианту Следящая система КМ—ГА служит для передачи магнитного курса на гироагрегат (в данном режиме на основной) Следящая система КМ-ГА состоит из СП *М3* КМ-4, СД *М6* основного ГА-

1М (грубого), канала $ГА_1$ усилителя У-11, двигателя *М4* с редуктором основного ГА-1М. Согласование с большой скоростью происходит при нажатии КБС на ПУ-1. По параллельным сельсинным следящим системам первого варианта ГМК передается на блоки БС-КС или БС-1, на УШ и через него потребителям: на КППМС и на оба ИКУ-1А.

Следящую систему ГА—УШ обеспечивает канал УШ усилителя У-11. Остальные следящие системы обеспечиваются встроенными полупроводниковыми усилителями или усилителями других систем (У-20Н).

Потребителей курса на постоянном токе, подключаемых к потенциометру-датчику *R-1* УШ, в КС-8 на самолетах Ту-134 не имеется. Запасный гироагрегат при работе КС-8 в режиме МК по основному каналу находится в режиме ГПК, но потребителей не имеет.

Режим гирополукомпаса. Это основной режим работы КС-8. Задается режим ГПК переключателем *В2*. При этом срабатывают реле *Р3* и *Р4*. Реле *Р4* переключает основной гироагрегат в режим ГПК, а запасный — в режим МК. Реле *Р3* подключает к основному гироагрегату задатчик курса *В4* и переключает выход канала $ГА_X$ усилителя на запасный гироагрегат.

Ортодромический курс с основного гироагрегата передается на УШ и через него потребителям и в блок связи БС-КС или БС-1. Гиромагнитный курс с запасного гироагрегата передается следящими системами на КППМС и ИКУ-1А левый и правый. Начальный курс на основном гироагрегате выставляется большой скоростью двигателем узла согласования *М4* гироагрегата, запитываемого от трансформатора через переключатель *В4* задатчика курса на ПУ-1. Выставка стояночного курса контролируется по указателю УШ.

Моментная широтная коррекция обоих гироагрегатов действует во всех режимах постоянно, хотя необходимость в ней есть только в режиме ГПК. Сигналы ШК на гироагрегаты подаются с двух мостовых датчиков, образованных широтными *R1* и *R5* и поправочными (балансировочными) потенциометрами *R3* и *R7*. Питаются мостовые датчики переменным током от трансформатора *Tpl* блока БР-1. Переключатель *В3* при пересечении экватора позволяет менять фазу на 180° только на широтных потенциометрах, оставляя ее неизменной на балансировочных.

Для исключения накопившихся погрешностей от ухода гироскопа курсовую систему переключают на режим МК. Прежде чем переключить ее, вводят в КМ-4 условное магнитное склонение и приводят гиромагнитный курс, индицируемый на КППМС и ИКУ-1А, к ортодромическому (см. подразд. 1.2). Затем сличают показания ОК на УШ или НКП-4 с показаниями приведенного ОК на КППМС или ИКУ-1А.Если показания на УШ и на КППМС отличаются больше чем на 4°, то курсовая система переключается

на режим МК и согласовывается с КМ-4. На указателях УШ„ НКП-4 и ЗУК-1 будет выставлен текущий *О К*, полученный путем приведения ГМК условным магнитным склонением к qр-годромическому.

После окончания коррекции КС-8 снова переключают на режим ГПК, а на КМ-4 выставляют склонение, равное нулю. Чтобы резкое изменение курса при коррекции не отразилось на режиме угловой стабилизации автопилотом, при нажатии КБС или переключателя задатчика курса в блоке БР-1 срабатывает реле *Р9*,. которое своими контактами подает импульс +27 В в АП на отключение.

При переключении переключателем *В1* каналов, например с «Осн.» на «Зап », срабатывают реле *Р5* и *Р2.* Реле *Р5* переключает статорные обмотки потребителей (УШ, БС-КС) к статорным обмоткам СД запасного ГА-1М, а реле *Р2* переключает выход канала *ГА* усилителя У-11 к двигателю узла согласования того гироагрегата, который включается на режим МК. И в этом случае, чтобы не вносить помехи в работу автопилота, при переключении *В1* в «Осн.» на «Зап.» контакты реле *Р2* ставят конденсатор *С1* на зарядку, ток заряда которого приводит к кратковременному срабатыванию реле *Р10* и подаче через его контакты импульса +27 В в АП. При обратном переключении с «Зап.» на «Осн.» реле *Р2* обесточивается и своими контактами ставит конденсатор на разряд через обмотку реле *Р10.* Реле *Р10* кратковременно срабатывает от тока разряда конденсатора и подает импульс в АП.

Система стабилизации гироузлов по крену. Стабилизация происходит по сигналам ЦГВ-4 во всех режимах при помощи потенциометрических следящих систем постоянного тока первого варианта. Элементами системы являются: потенциометр-датчик ЦГВ-4 (общий на оба гироагрегата); потенциометры-приемники *R6* гироагрегатов; каналы крена *КРося* и *Крзац* усилителя У-11; отрабатывающие двигатели *М5* гироагрегатов.

Канал *КРзап* запасного гироагрегата имеет вход только по переменному току. Поэтому магнитный усилитель, обеспечивающий вход по постоянному току, собран отдельным узлом и помещен в БР-1. В БР-1 находится также электрический арретир, на который переключаются гироагрегаты в случае выхода из строя потенциометра-датчика ЦГВ-4. Переключение осуществляется при помощи самолетного переключателя ВГ-15К. Арретир представляет собой мостовой делитель напряжения постоянного тока, собранный из пяти резисторов *R14—R18.* С арретира снимается сигнал, соответствующий нулевому крену самолета. При арретировании системы гироагрегаты по крену не отрабатываются и карданные погрешности не устраняются.

Система выключения коррекций. Система магнитной коррекции на виражах отключается, а система горизонтальной коррекции переключается на малый коррекционный момент, т. е. на уменьшенную эффективность. Коррекция выключается при помощи

реле *Р1* гироагрегата во всех режимах и на обоих гироагрегатах одновременно. При нормальной работе курсовой системы реле *Р1* запитывается напряжением +27 В через размыкающие контакты выключателя коррекции ВК-53РШ. Поэтому цепи горизонтальной коррекции и двигателя узла согласования *М4* замкнуты. На вираже контакты выключателя коррекции размыкаются и реле *Р1* обесточивается, в результате чего одна пара замыкающихся контактов реле *Р1* разрывает цепь двигателя узла согласования *М4*, отключая его от канала *ГА1* усилителя, вторая пара разрывает прямую цепь питания обмотки возбуждения двигателя горизонтальной коррекции *М3* от 1-й фазы переменного тока 36 В, 400 Гц, в результате чего, обмотка становится подключенной к этой фазе через резистор *R10*. Это приводит к уменьшению коррекционного момента, т. е. к уменьшению эффективности горизонтальной коррекции.

Система обогрева ГА. Она состоит из четырех подогревательных элементов мощностью 50—60 Вт каждый, биметаллического терморегулятора *Т* (замкнут в ходовом состоянии), реле *Р2*, управляемого терморегулятором *Т*, и искрогасящего конденсатора *С1*.

7.4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Эксплуатация. Курсовая система КС-8 является составной частью пилотажного комплекса самолета и используется как информационная система о курсе полета самолета для обеспечения самолетовождения по ортодромии и локсодромии.

Для управления самолетами по курсу пилоты используют показания приборов ПНК-4 сер. 3, для навигационных расчетов штурманы используют показания УШ и ИКУ-1А, на которых предусмотрена совмещенная индикация курса, КУР и радиопеленгов радиотехнических ориентиров.

Перед выруливанием самолета на старт за 8—10 мин включают питание КС-8 и ЦГВ-4. Через 2—3 мин после включения питания приводят ЦГВ-4 к вертикали места нажатием кнопки электрического арретира ЦГВ-4 на пилотажных приборах ПП-1ПМ систем «Путь-4МПА» или СТУ-134, добиваясь устойчивого показания нулевого крена и тангажа. Рекомендуется на кнопки арретира нажимать короткими толчками. Это приводит к меньшему раскачиванию гироузла ЦГВ и ускоряет процесс арретирования.

На ПУ-1 соответствующими переключателями устанавливают широту места, канал «Осн.» и режим МК; на КМ-4 и УШ кремальерами — магнитное склонение, равное нулю. Нажимая КБС, согласовывают основной ГА по магнитному курсу стоянки, контролируя его по показаниям всех указателей: УШ, НКП-4, КППМС и ИК-1А. Затем переключатель каналов *В1* устанавливается в положение «Зап.» и согласовывают таким же образом запасный

гироагрегат, после чего на курсовой системе выставляется режим-ГПК по основному каналу.

При выруливании самолета на ВПП следят за изменением показаний курса на указателях в соответствии с движением самолета. На исполнительном старте после установки самолета на линию взлета переключателем задатчика курса *В4* штурман на указателе УШ выставляет либо магнитный курс взлета ВПП, либо истинный. Индекс магнитного склонения на УШ в этом случае должен быть на нулевой отметке.

Обычно на самолетах гражданской авиации при полетах по ортодромии за опорную ортодромию принимают меридиан ИПМ.

После взлета самолет, пролетая ИПМ, ложится на рассчитанный с учетом угла сноса ортодромический курс, при этом пилот ориентируется по показаниям на УШ и на обоих указателях НКП-4. На приборах КППМС и ИКУ-1А индицируется в этом случае текущий ГМК от запасного гироагрегата.

В полете для коррекции гироагрегатов в рассчитанных точках кремальерой КМ-4 вводят в последний условное магнитное склонение $\Delta_{м} = \Delta_{м1} - \sigma$, в результате чего на КППМС и ИКУ-1А индицируется текущий ОК, который сравнивают с показаниями ОК на УШ и НКП-4. Если расхождения отсчетов превышают 4°, курсовую систему переключают на режим МК, нажимают КБС, после согласования снова переключают на режим ГПК **и** продолжают полет по заданному ортодромическому курсу. При этом надо проследить, чтобы при введении условного магнитного склонения в КМ-4 на УШ установка магнитного склонения равнялась нулю.

Если в полете замечена ненадежная работа основного ГА, то переключателем *В1* курсовая система переключается на запасный канал. Предварительно запасный канал корректируется рассмотренным выше способом. Если неисправность основного ГА проявляется в больших уходах и если они не превышают 2°/мин, то такой гироагрегат в режиме магнитной коррекции может функционировать нормально.

Техническое обслуживание. ТО КС-8 производится в лабораториях АиРЭО с применением необходимого оборудования, контрольно-поверочной аппаратуры (КПА), исправного инструмента и с соблюдением правил техники безопасности. Обслуживание должен выполнять технический состав, подготовленный по данной специальности, допущенный к обслуживанию самолетного оборудования и несущий ответственность за качество проводимых работ.

Специалисты лабораторий и цехов АиРЭО должны знать конструкцию, обязанности и правила эксплуатации применяемого стендового оборудования и КПА, технологические указания по проведению регламентных работ и проверке агрегатов КС-8 на соответствие НТП и другие руководящие документы МГА.

Средства транспортировки блоков КС-8 должны исключать возможность их повреждения. На ШР должны быть установлены

технологические заглушки, предохраняющие их от попадания посторонних предметов. Гироагрегаты необходимо переносить при полной остановке гиромоторов и в специальной таре.

При проверке на соответствие НТП и техническом обслуживании используется поверочная установка УПКС сер. 3. После проверки на соответствие НТП отдельных блоков КС-8 проверяют комплект системы.

Контролируемые параметры и их нормы

Работоспособность основного и запасного каналов, определяемая по изменению курса на указателях:	
МК—при повороте ИД-3 вправо (влево) при нажатой КБС	отсчет курса увеличивается (уменьшается)
ГПК — при отклонении ЗК вправо (влево)	отсчет курса увеличивается (уменьшается)
Скорость согласования:	
нормальная в режиме МК, °/мин	2—5
большая, °/с, не менее	3,5
от ЗК в режиме ГПК, °/с	1,5—3
Работоспособность системы стабилизации по крену:	
при подаче сигнала имитатора	рама отклоняется
» включении арретира	» устанавливается вертикально (с точностью ±10°)
Уход гироскопа в азимуте, 0°:	
за 30 мин	±1
на одном курсе	±2

При отклонении параметра в большую сторону производят регулировку поправочными потенциометрами, оси которых выведены на переднюю панель ПУ-1. Поворот оси поправочного потенциометра на одно деление вправо (влево) компенсирует уход гироскопа на 0,75—1,25° за 30 мин в сторону уменьшения (увеличения) отсчетов курса на указателях. Для оперативного определения и компенсации ухода гироскопа целесообразно изготовить и использовать стрелочный индикатор ухода, разработанный автором и описанный в книге [3].

Потребляемые токи, А:	пусковые	рабочие
а) постоянный		
без обогрева	0,65	0,6
с обогревом	13,3	12,1
б) переменный 36 В, 400 Гц		
1-я фаза	8,7	2,8
2-я »	7,8	3,4
3-я »	7,6	3,3

Диагностическая характеристика контролируемых параметров обоснована в подразд. 4.4.

При замене гироагрегата или пульта управления новыми необходимо ПУ-1 отрегулировать по данным, указанным в паспорте на гироагрегат. Для этого новый пульт подключают к схеме КС-8 и параллельно гнездам 10 и 13 его разъема подключают ламповый вольтметр типа ЛВ9-2 или В3-13.

Регулировка производится следующим образом.

1. По шкале устанавливают широту 0°. При этом вольтметр должен показывать напряжение не более 200 мВ. Если напряжение будет больше, то регулировочным винтом поправочного потенциометра «Осн.» добиваются его уменьшения. При этом напряжение не должно изменяться при установке переключателя *В3* в положения «Северн.» и «Южн.».

2. Устанавливают северную широту 90°. Поворотом регулировочного реостата *R2* через отверстие «А» на задней стенке пульта выставляют по вольтметру напряжение U_{90}, указанное в паспорте на гироагрегат.

3. Поворотом оси поправочного *R3* потенциометра «Осн.» устанавливают напряжение $U_{сум}$, взятое из паспорта.

Аналогично регулируют запасный гироагрегат, подключая вольтметр к клеммам 12 и 14 ШР пульта. При установке напряжения U_{90} необходимо вращать ось регулировочного реостата *R6* через отверстие «Б», а при установке, $U_{сум}$ — ось поправочного *R7* потенциометра *R7* «Зап.».

Девиационные работы проводятся по методике, изложенной в приложении. При компенсации полукруговой и установочной девиации отсчеты компасных курсов производят по стрелке КМ-4, при устранении четвертной девиации и инструментальной погрешностей — по указателю УШ. Графики (таблицы) поправок составляют для КИ-13, НКП-4 и КППМС.

Предполетная проверка. Перед каждым полетом проверяют: состояние предохранителя в блоке БР-1, скорость согласования, работоспособность комплекта.

Скорость согласования проверяют в режиме МК через 3—5 мин после включения курсовой системы и согласования ее по магнитному курсу. Проверка ведется вначале по основному, а затем по запасному каналу.

Начальное рассогласование вводится кремальерой склонения КМ-4 на 12—15° при определении нормальной скорости и на 175°»при определении большой скорости. Время согласования определяется по секундомеру. Нормальная скорость находится по времени согласования (мин) на 10°, а большая (при нажатой КБС) — по времени согласования (с) на 170°. Нормальная скорость согласования в обе стороны должна быть в пределах от 2 до 5°/мин, большая не менее 8,5°/с. Наблюдения ведутся по шкале указателя УШ. Одновременно проверяется плавность отработки шкал и стрелок указателей.

Работоспособность КС-8 от курсозадатчика проверяется в режиме ГПК на основном и запасном каналах. Скорость согласования должна быть 1,5—3°/с в обе стороны.

Послеполетная проверка. Сначала устраняют неисправности в работе КС-8, отмеченные в контрольном листке. Затем без снятия агрегатов самолета проверяют уход гироскопов в азимуте на одном стояночном курсе и работоспособность курсовой системы в режиме МК. Уход гироскопов основного и запасного ГА на

курсе стоянки проверяется поочередно. Для этого на пульте управления устанавливаются режим ГПК, значение и наименование широты. Для определения ухода гироскопа на основном ГА переключатель каналов *В1* на пульте управления устанавливают в положение «Осн.», для определения ухода на запасном — в положение «Зап.».

Не менее чем через 5 мин после включения курсовой системы задатчиком курса устанавливают шкалу УШ на отсчет 0° и по часам определяют уход гироскопа за 15 мин. Значение ухода умножают на 2 и определяют уход за 30 мин, который не должен превышать ±1°. Если уход за 15 мин превышает ±0,5°, то ведут наблюдение в течение 30 мин. При уходе гироскопа больше чем на ±1° за 30 мин производят подбалансировку соответствующим поправочным потенциометром. Если наблюдается уход в сторону увеличения (уменьшения) курса, ось потенциометра необходимо повернуть против (по) часовой стрелки на число делений шкалы, соответствующее числу градусов ухода за 30 мин. При выполнении данной проверки необходимо тщательно следить за напряжением и частотой переменного тока.

Работоспособность курсовой системы в режиме МК оценивают по характеру работы следящих систем при согласовании с ИД. Начальное рассогласование вводят воздействием постоянного магнита на ИД. Для этого, перемещая магнит вблизи ИД, при нажатой КБС создают рассогласование на 30—35°. После удаления магнита на КМ-4, УШ, НКП-4, КППМС должен установиться прежний курс.

Анализ неисправностей. При эксплуатации возможны следующие неисправности:

1. После включения питания указатели и КМ-4 не согласовываются по магнитному курсу.

Причины: а) нет питания постоянным или переменным током; б) неисправен канал КМ усилителя У-11; в) неисправен КМ-4 (обрывы в первой следящей системе); г) не поступает питание 1,5 В на обмотке подмагничивания ИД-3.

Устранение: проверить наличие питания. Проверить исправности ламп усилителя и заменить неисправные. Проверить целостность цепи роторной обмотки СП первой следящей системы ИД—КМ. С помощью имитатора индукционного датчика установки УПКС установить исправность ИД-3. Отказавшие ИД-3 и КМ-4 заменить на исправные.

2. При развороте кремальеры магнитного склонения на КМ-4 гироагрегаты один или оба не согласовываются.

Причины: а) отказ двигателя узла согласования или его редуктора (приводит к проявлению неисправности только на одном ГА); б) отказ усилителя канала $ГА_1$ (неисправность проявляется на обоих ГА при переключении их на режим МК).

Устранение: отказ двигателя и его редуктора подтверждается невозможностью изменять курс в режиме ГПК от задатчика курса, тогда как при разворотах гироагрегата курс меняется. В этом

случае необходимо гироагрегат заменить на исправный. В неисправном усилителе заменить лампы или проверить целостность входной цепи;

3. При изменении курса или развороте ИД-3 показания стрелки КМ-4 остаются на точках 0 (180), 60 (240), 120 (300) и на определенных курсах (перпендикулярных к этим отсчетам) меняются скачком на 180°.

Причина: обрыв одного из трех проводов цепи статора СП лервой следящей системы из-за обрыва сигнальных обмоток ИД-3, или из-за нарушения контакта в ШР, или из-за обрыва в обмотке статора сельсина.

Устранение: подключением задатчика курса из установки УПКС определить локализацию обрыва, восстановить цепь или заменить неисправный прибор исправным.

4. При изменении курса или при введении склонения кремальерой КМ-4 в режиме МК показания указателей (кроме стрелки КМ-4) остаются постоянными на точках 30 (210), 90 (270), 150 (330) и па определенных курсах изменяются скачком на 180°. Функционирование от задатчика курса пульта ПУ-1 нормальное.

Причина: обрыв одного из трех проводов цепи статорных обмоток СП следящей системы КМ—ГА.

Устранение: определить место обрыва и восстановить цепь.

5. При изменении курса или при вращении кремальеры КМ-4 курс на указателях не меняется, или выдается с большими погрешностями, или остается неизменным на точках 0(180), 60(240), 120(300) с скачкообразным изменением на 180° на определенных курсах.

Причины: а) отказ реле *Р2* и *Р5* в БР-1. Подтверждение этой причины — отсутствие реакции системы от задатчика курса; б) отказ усилителей каналов *УШ*, или НКП-4, или встроенных усилителей в указателях; в) отказ двигателей следящих систем или их редукторов; г) обрыв или короткое замыкание одной из трех обмоток статора СП указателя.

Устранение: от первых трех причин показания на указателях не меняются. Прозвонив цепи и проверив усилитель, уточнить причины. При коротком замыкании статорных обмоток показания будут с большими погрешностями и произвольными по значению. Измерением сопротивления цепей обмоток определить место короткого замыкания, восстановить цепь или заменить прибор. При обрывах цепи статорной обмотки определить его место и восстановить цепь.

6. Гироскоп агрегата не разгоняется, потребляемые токи завышенные, при изменении курса или развороте ГА показания на указателе не меняются. От задатчика курса в режиме ГПК и от кремальеры КМ-4 в режиме МК функционирование нормальное.

Причина, заклинивание ротора гироскопа. Токи в фазах более 1,8—2А.

Устранение: заменить гироагрегат.

7. Завышенные уходы гироскопа, нерегулируемые пультом управления.

Причины: затирание ротора гиромотора и уменьшение времени выбега или отказ жидкостного переключателя горизонтальной коррекции. В результате этих причин уменьшается эффективный кинетический момент гироскопа $H_{эф} = H \cos \Theta$ либо вследствие уменьшения частоты вращения ротора Ω ($H = J\Omega$), либо из-за отклонения оси гироскопа от горизонтального положения на большой угол Θ

Устранение: время выбега должно быть не менее 20 мин. В противном случае заменить гироагрегат.

8. Гироскоп ГА уходит в сторону увеличения курсов.

Причины: разбаланс гироузла, разгерметизация гироагрегата и отказ системы ГК.

Устранение: заменить гироагрегат.

9. На вираже изменения курса на указателях неравномерные.

Причины: большие карданные погрешности из-за отказа системы стабилизации по крену, или канала крена усилителя, или двигателя либо его редуктора, или ЦГВ.

Устранение: выявить причину отказа системы ГК и заменить неисправный агрегат.

10. При проверке ухода гироскопа исправного ГА в комплекте с пультом ПУ-1 сигнал широтной коррекции не поддается регулировке.

Причина: обрыв обмоток поправочного потенциометра или подстроенного реостата пульта управления.

Устранение: заменить потенциометры и реостаты или пульт в целом.

11. Завышенные уходы гироскопов на широтах, отличных от широты регулировки.

Причина: неправильная регулировка пульта управления по паспортным данным ГА.

Устранение: отрегулировать пульт по паспортным данным значения *Uo* (см. выше). При необходимости определить значение $U_0 = U_{сум}/\omega_{ух}$, где $U_{сум}$ выходное напряжение датчика широтной коррекции (между штырьками 13—10 и 14—12), при котором уход полностью компенсируется; $\omega_{ух}$ — уход гироскопа при нулевом сигнале датчика ШК ($U_{сум} = 0$).

Глава 8. ТОЧНАЯ КУРСОВАЯ СИСТЕМА ТКС-П2

8 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Назначение и решаемые задачи. Точная курсовая система ТК.С-П2 — централизованное устройство, объединяющее гироскопические и магнитные средства определения курса, служит для определения и выдачи потребителям ортодромического, истинного или магнитного курсов самолета. Система ТКС-П2 входит в состав пилотажно-навигационного комплекса самолета Ту-154 и используется для решения следующих задач:

определения и индикации ортодромического, истинного и гиромагнитного курсов на указателях для решения пилотажных и навигационных задач:

выдачи сигналов ортодромического курса в навигационное вычислительное устройство НВУ-БЗ для автоматического счисления координат самолета;

выдачи сигналов ортодромического курса в автоматическую систему управления самолетом АБСУ-154 для формирования управляющих команд в автопилот и на директорные приборы;

выдачи сигналов гиромагнитного курса в бортовую аппаратуру «Курс МП-2» для определения курсовых углов радиостанций, их индикации и формирования команд при траекторном управлении самолетом;

выдачи сигналов гиромагнитного курса в магнитный самописец режимов полета МСРП-64М-2 для регистрации;

индикации на указателе УШ-3 путевого угла полета самолета.

Комплектность. Используются две комплектации курсовой системы: ТКС-П2 — на самолетах более ранних выпусков и **ТКС-П2** сер. 2 — на самолетах последних выпусков, которую мы и положим в основу нашего изучения.

В состав комплектов входят:

	ТКС-П2	ТКС-П2 сер. 2
Индукционный датчик ИД-3	1	2
Коррекционный механизм КМ-5	1	2
Гироагрегат ГА-3	2	2
Указатель штурмана УШ-3	—	1
Блок гиромагнитного курса БГМК-2	1	2
Пульт управления ПУ-11	1	1
Распределительный блок РБ-2	1	2
Блок дистанционной коррекции БДК-1	1	1

Для индикации ортодромических или гиромагнитных курсов используются плановые навигационные приборы ПНП-1 из комплекта СТУ-154. Курс для индикации на ПНП-1 выбирается специальным переключателем «Курс ПНП» в положение «ГМК-ГПК»- Сигналы курсов передаются с сельсинов-датчиков блоков БГМК-2 на сельсины-трансформаторы ПНП-1 через переходные сельсины-трансформаторы ПСТ-265-Ш30.

Независимо от режима работы курсовой системы индикация гиромагнитного курса осуществляется на указателях ИКУ-1А из комплекта аппаратуры «Курс МП-2». Для формирования путевого угла и индикации его на указателе УШ-3 в курсовую систему поступает сигнал угла сноса от доплеровского измерителя ДИСС-0,13.'

Для обеспечения функционирования курсовой системы с минимальными погрешностями и для стабилизации гироузлов по крену сигналы поперечного крена поступают в гироагрегаты от малогабаритных гировертикалей МГВ-1СК из комплекта АБСУ-154 через переходные усилительные блоки УПБ-1 и сельсины-трансформаторы ПСТ-265-ШО-1. Для отключения на виражах горизонтальной и магнитной коррекций гироагрегатов и магнитной коррекции блоков БГМК-2 используются выключатели коррекции ВК-90М.

Сигнализацию о нарушении питания курсовой системы осуществляют два сигнализатора СНП-1 № 1 и 2, подключенные параллельно каждый к шинам постоянного и переменного тока своего борта.

Сигнализатор СНП-1 № 1 контролирует питание с шин «РК аккумуляторов» (+26 В), «РК 36 В левая» и «ПТ-500 П аварийные шины», от которых запитаны основной ГА-3, КМ-5 № 1, БГМК-2 № 1, левый ПНП-1, правый ИКУ-1А.

Сигнализатор СНП-1 № 2 контролирует питание с шин «Панель АЗС правая» (+27 В) и «РК 36 В правая», от которых запитаны контрольный ГА-3, КМ-5 № 2, БГМК-2 № 2, правый ПНП-1 и левый ИКУ-1А. Приборы УШ-3 и БДК-1 питаются от обоих источников.

Расположение агрегатов. Индукционные датчики ИД-3 расположены в местах, удаленных от воздействия ферромагнитных масс и токонесущих проводов: ИД-3 № 1 — в верхней части левого, а ИД-3 № 2 — правого крыла между нервюрами № 23 и 24. Крепление — фланцевое, антимагнитными винтами. Место установки датчика в консоли крыла закрыто лючком.

Коррекционные механизмы КМ-5 оба установлены в кабине на электрощитке по правому борту в районе шпангоутом № 7 и 8. Крепление — фланцевое, четырьмя болтами. Каждый КМ имеет два выносных ШР.

Основной и контрольный гироагрегаты ГА-3 находятся под полом по оси самолета между шпангоутами № 13 **и** 14. Крепление — фланцевое, четырьмя болтами.

Указатель УШ-3 установлен на средней приборной доске пилотов, имеет два выносных ШР. Крепление — фланцевое, четырьмя болтами.

Блоки РБ-2 расположены под полом рядом с гироагрегатами. При помощи пружинного замка каждый блок крепится к переходной панели, а последняя — четырьмя болтами к кронштейну.

Блоки БГМК-2 помещены на этажерке у шпангоута *14* на правом борту. Крепление — фланцевое, четырьмя болтами.

Пульт ПУ-11 закреплен на верхнем электрощитке пилотов. Крепление — фланцевое, четырьмя винтами с гайками.

Блок БДК-1 установлен на приборной доске правого пилота.

Приборы ПНП-1 и ИКУ-1А расположены на приборных досках левого и правого пилотов.

Гировертикали МГВ-1СК установлены под полом на этажерке правого борта между шпангоутами № *12* и *13*, а выключатели коррекции ВК-90М — в техотсеке по левому борту между шпангоутами № *13* и *14*.

Условия эксплуатации. Курсовая система может эксплуатироваться на высотах до 30 км в диапазоне температур окружающей среды от —60 до +50°С. Агрегаты системы виброустойчивы и вибропрочны в диапазонах частот вибраций и ускорений, возникающих на современных самолетах, выдерживают ударные нагрузки до 4 *g* с частотой 40—100 ударов в минуту.

Основные технические данные

Допустимый уход гироскопов, °/ч, в режиме ГПК в нормальных условиях при полетах в широтах, отличающихся от широты последней балансировки гироузлов:	
менее ±20°	±0,5
более ±20°	±0,8
Дополнительный уход гироскопов, °/ч, в режиме ГПК при действиях линейных и виражных ускорений и Яри изменении высоты полета	±0,02
Погрешности в определении гиромагнитного курса, выдаваемого блоком БГМК-2, °, не более	+2
Погрешности индикации на указателях УШ-3, °:	
стрелкой <К» и треугольным индексом	±1
' » ПУ	±1,5
Погрешность индикации курсов, °:	
на ПНП-1	±1
» ИКУ-1А	±1
Собственный погрешности следящих систем, ':	
по грубому каналу	±30
» точному »	±8
Работа системы в режимах:	
ГПК	длительная
МК	кратковременная, 3—4 мин при каждой коррекции
Время готовности системы, мин, в режиме:	
МК	5
ГПК	10
Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
переменного трехфазного	36+1,8; 400±8
постоянного	27±2,7
Потребляемая мощность, не! более:	
по переменному току, В-А	Г80
в пусковом режиме, В-А	280
по постоянному току (без обогрева), Вт	75
Мощность обогрева (кратковременного), Вт, не более	600
Время непрерывной работы, ч	20
Масса, кг	36

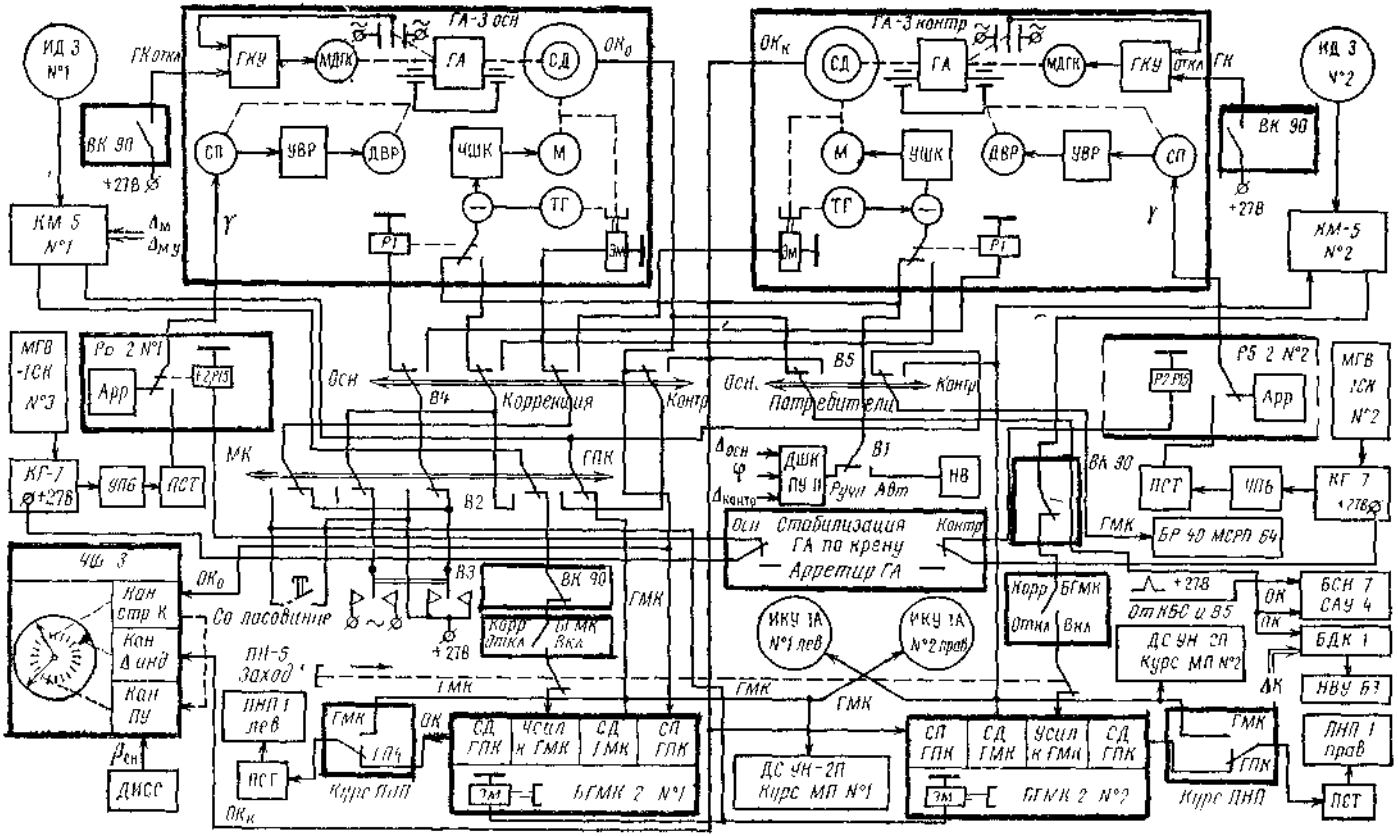


Рис. 8 1 Функциональная схема ТКС-П2 сер. 2

Функциональная схема и взаимодействие агрегатов. Курсовая система ТКС-П2 может работать в двух режимах: ГПК повышенной точности и МК. Потенциально возможный режим астрокоррекции в настоящее время не используется.

Функциональная схема системы ТКС-П2 сер. 2 и ее связь с лотребителями курса и взаимодействующими агрегатами показана на рис. 8.1. Функционирование курсовой системы основано на независимой работе двух одинаковых гироагрегатов ГА-3, работающих в режиме ГПК. Гироагрегаты могут поочередно кратковременно переключаться на режим МК для начальной выставки курса или устранения накопившихся в курсе погрешностей. Причем магнитная коррекция обоих гироагрегатов осуществляется только от ИД-3 и КМ-5 основного канала ТКС-П2 сер. 2, обозначенных на схемах под № 1.

Нормальным режимом системы является режим ГПК. При этом переключатели ПУ-11 должны находиться в следующих положениях- *В2* — переключатель режимов работы — в положении «ГПК», *В5* — переключатель «Потребители» — в положении «Осн.», *В4* — переключатель «Коррекция» — в положении «Осн.»; *В1* — переключатель широтной коррекции — в положении «Ручн.», *В3* — «Задат. курса» — в нейтральном положении.

Измеренный ИД-3 № 1 и исправленный КМ-5 МК через контакты реле блока РБ-2 № 1, управляемых переключателем *В2,* передается в блок БГМК-2 № 1 для формирования ГМК с последующей выдачей его потребителям.

Сельсин-датчик курса основного ГА-3 выдает ОК в УШ-3 на СП стрелки «К» и на СП ГПК блока БГМК-2 № 1 для формирования ГМК.,

Параллельно через контакты реле блока РБ-2 № 1, управляемого переключателем *В5,* ОК поступает на БСН-7 САУ-4 и по двухканальной груботочной следящей системе в блок БДК-1. После ввода поправки АК исправленный курс ОК+АК с блока БДК-1 поступает в НВУ-БЗ для счисления координат самолета.

В блоке БГМК-2 № 1 СД ГПК выдает ОК на ПНП-1 левого пилота через переключатель «Курс ПНП» в положение «ГПК». СД ГМК блока БГМК-2 *№* 1 выдает потребителям ГМК: на ПНП-1 левого пилота через переключатель «Курс ПНП» в положении «ГМК»; на распределительный блок БР-40 МСРП-64М через контакты самолетных реле, управляемых от переключателя *В5;*

на дифференциальный сельсин ДС навигационного устройства УН-2П системы «Курс МП-2» № 1; на СП индикатора ИКУ-1А № 2 правого пилота.

Исправленный МК с КМ-5 № 2 постоянно подается в блок БГМК-2 № 2 для формирования ГМК. Ортодромический курс с СД ГА-3 контр, поступает в УШ-3 для индикации его треугольным индексом и параллельно на СП ГПК блок/ БГМК-2 № 2 для формирования ГМК. Этот же ОК с СД ГПК выдается на прибор

ПНП-1 правый через переключатель «Курс ПНП» в положении его на «ГПК».

Сельсин-датчик СД ГМК блока БГМК-2 № 2 выдает потребителям ГМК: на ПНП-1 правого пилота через переключатель «Курс ПНП» в положении «ГМК»; на блок БР-40 МСРП-64М через контакты реле, управляемых переключателем *В5;* на ДС УН-2П «Курс МП-2» № 2; на СП ИКУ-1А № 1 левого пилота.

Сигналы поперечного крена γ в гироагрегаты на системы стабилизации гироузлов по крену поступают от МГВ-1СК № 3 в основной ГА-3 и от МГВ-1СК № 2 в контрольный ГА-3. Поскольку датчиками углов крена в МГВ являются СКТ-265Д, а приемниками в гироагрегатах плоские сельсины типа 573В, то для их согласования между ними включают усилительный переходной блок УПБ-1 и переходной сельсин-трансформатор ПСТ-265ШО-1.

Сигнал крена γ от МГВ-1СК № 3 на основной ГА-3 проходит через замыкающие контакты реле *Р2* и *Р15* блока РБ-2 № 1, а от МГВ-1СК № 2 в контрольный ГА-3 через контакты тех же реле блока РБ-2 № 2.

При исправных МГВ, пришедших в вертикаль, из коммутатора гиродатчиков КГ-7 (АБСУ-154) подается сигнал готовности МГВ +27 В на реле *Р2* и *Р15,* которые срабатывают и подключают МГВ к гироагрегатам. В случае неисправности или отказа МГВ сигнал +27 В пропадает и размыкающие контакты реле *Р2* и *Р15* автоматически подключают к гироагрегатам электрические арретиры, с которых снимаются сигналы нулевого крена независимо от фактического крена самолета. В результате ось наружной рамы гироузла, на которой находится СД курса, стабилизируется по нормальной оси самолета. Поэтому при кренах самолета появляются карданные погрешности курса.

К гироагрегатам МГВ подключаются двумя переключателями на верхнем электрощитке при установлении их в положение «Стабилизация ГА по крену». Если их установить в положение «Арретир ГА», то к МГВ постоянно будут подключены арретиры.

В гироагрегатах ГА-3 применена кинематическая широтная коррекция с помощью интегрирующего привода ИЭ-1М, состоящего из двигателя *М,* тахогенератора ТГ и усилителя УШК. Привод разворачивает статор СД гироагрегата в сторону, противоположную суточному вращению Земли. Напряжение сигнала широтной коррекции подается с ДШК ПУ-11 параллельно на оба гироагрегата при работе их в режиме ГПК. При переключении на режим МК широтная коррекция отключается, а вход усилителя УШК переключается с ДШК на ротор СП КМ-5.

В режиме ГПК переключателем *В3* пульта ПУ-11 можно принудительно изменять показания курса на УШ-3 и ПНП-1. Для этой цели используется тот же узел широтной коррекции, который при отклонении тумблера вправо или влево переключается с ДШК на специальный трансформаторный источник управляющего напряжения.

Магнитная коррекция обоих агрегатов осуществляется только от ИД-3 № 1 и КМ-5 № 1. Датчик ИД-3 № 2 и КМ-5 № 2 используются только для формирования ГМК в блоке БГМК-2 №2 и выдачи его своим потребителям. Режим МК задается переключателями *В2* и *В4* поочередно. Пока корректируется один гироагрегат, второй продолжает функционировать в режиме ГПК. Режим МК включается на 3—4 мин только для того, чтобы выставить СД курса относительно истинного или магнитного меридиана при начальной выставке курса или при коррекции гироагрегатов в полете. Если надо выставить ОМК, то на КМ-5 № 1 устанавливают $\Delta_м = 0$, если ОК, — то устанавливают магнитное склонение $\Delta_м$ в точке ИПМ, если коррекцию ОК производят в полете, то выставляют условное магнитное склонение $\Delta_{м\cdot у}$.

Коррекцию обычно начинают с контрольного ГА-3, поэтому переключатель *В5* «Коррекция» устанавливают в положение «Контр.». При коррекции контрольного ГА-3 курс отсчитывается по треугольному индексу указателя УШ-3, а при коррекции основного ГА-3 — по стрелке «К» УШ-3.

Во время коррекции контрольного ГА-3 потребители ГМК от блока БГМК-2 № 2 никаких изменений не претерпевают. Во время коррекции контрольного ГА-3 потребители гиромагнитного курса от БГМК-2 № 1 получают «запомненный» ГМК, так как связь БГМК-2 № 1 с КМ-5 прерывается. Однако это не вносит существенных погрешностей ввиду того, что процесс коррекции кратковременный.

При коррекции основного ГА-3 потребители ГМК во время коррекции переключаются на СД ГПК блока БГМК-2 № 1 (на рис. 7.12 переключение не показано), который выдает такой же текущий ГМК, как и СД основного ГА-3. Поэтому отключение КМ-5 № 1 от БГМК-2 № 1 во время коррекции качественно на потребителях ГМК не скажется.

После окончания коррекции курсовая система переводится в режим ГПК, а нажатием кнопки «Согласование» индикаторы ИКУ-1А согласовываются каждый со своим КМ-5.

8.2. УСТРОЙСТВО АГРЕГАТОВ

Описание индукционного датчика ИД-3 приведено в подразд. 6.2.

Коррекционный механизм КМ-5. Механизм предназначен для связи ИД с гироагрегатом ГА-3 и блоком БГМК-2; устранения четвертной девиации и инструментальных погрешностей с помощью ЛК; ввода магнитного и условного магнитного склонений.

В КМ-5 (рис. 8.2) находятся элементы двух следящих систем: ИД—КМ, действующие по первому варианту; КМ—ГА или КМ—БГМК, действующие по второму варианту.

Двигатель *М3*, согласовывая первую следящую систему (СП *М2)*, вводит через ЛК магнитный курс во вторую следящую

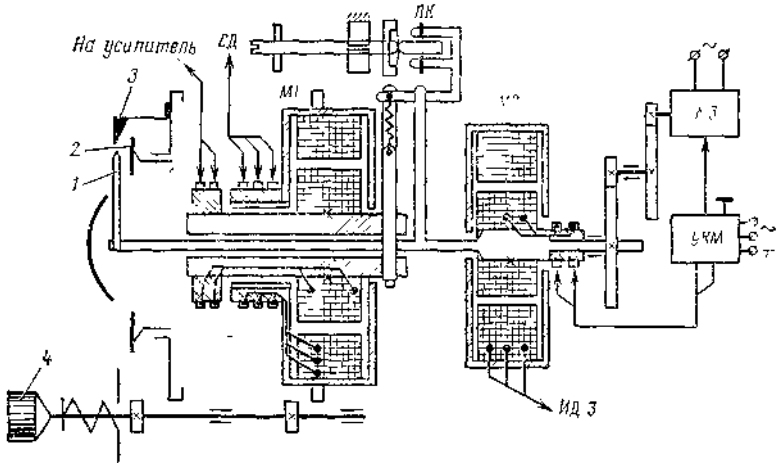


Рис. 8.2. Кинематическая схема КМ-5

систему, разворачивая ротор СП М1. Неисправленный МК (т.е. КК) индицируется стрелкой *1.* Магнитное или условное магнитное склонение вводится кремальерой *4.* Вводимое склонение индицируется по внутренней неподвижной шкале *2* при помощи индекса *3,* закрепленного на зубчатом колесе, свободно сидящем на корпусе. Колесо вместе с индексом разворачивается кремальерой. Внутри КМ-5 расположены усилитель коррекционного механизма (УКМ) и трансформатор для питания подмагничивающих обмоток ИД-3 напряжением 1,5 В; 400 Гц. Сельсины КМ-5 экранируются.

Коррекционный механизм с индукционным датчиком соединяются 7-штырьковым ЩР, а с гироагрегатами и блоком БГМК-2 — через блок РБ-2 10-штырьковым ШР.

Основные технические данные

Нестабильность работы КМ в диапазоне температур от +50 до —60 °С, °, не более	1
Погрешности, устраняемые ЛК, °	±5
Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
переменного	36±1,8; 400 + 8»
постоянного	27 ±2,7
Максимальные габаритные размеры, мм	130x130x211
Масса, кг, не более	2,7

Контролируемые параметры и их нормы

Скорость отработки следящей системы, °/с, не менее	5
Погрешность, °, не более	±1,5
Надежность контактирования скользящих контактов, определяемая при вращении кремальеры по движению стрелки КМ-5	движение стрелки плавное

Проверка КМ-5 на соответствие НТП производится в лаборатории с помощью установки УП-ТКС-П.

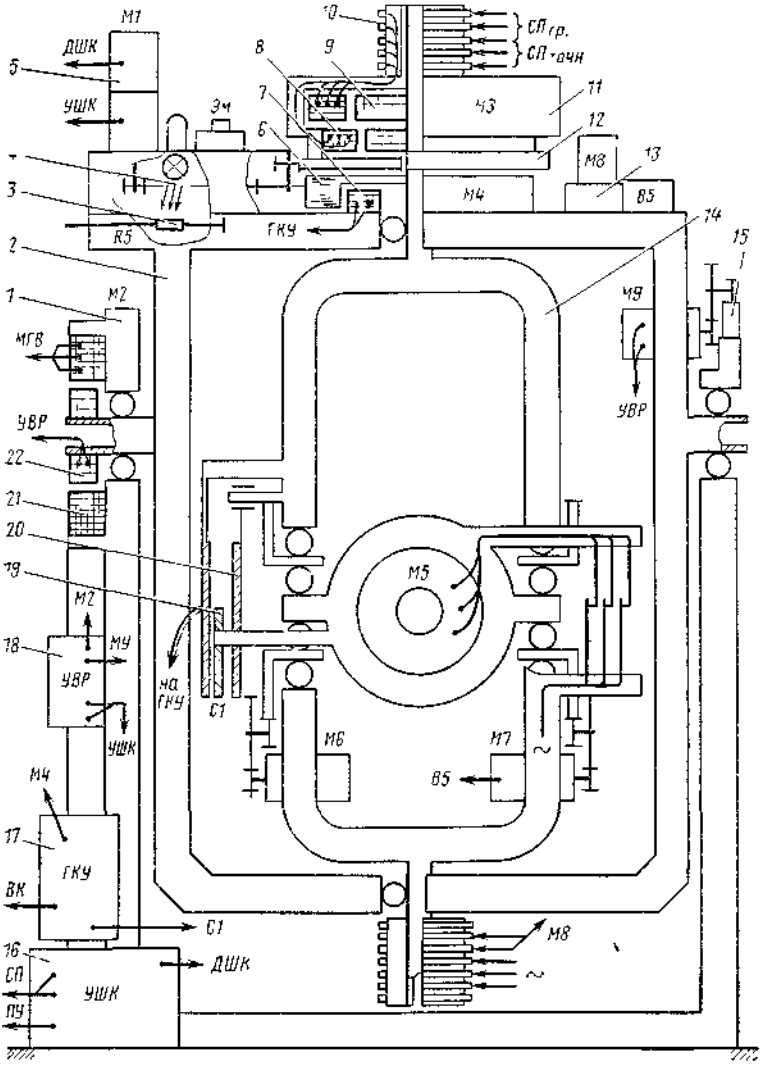


Рис. 8.3. Кинематическая схема гироагрегата ГА-3:

1 — корпус; *2* — подвижный корпус; *3* — фоторезистор; *4* — зубчатое колесо с отверстием; *5* — двигатель-генератор ИЭ-1М; *6* — статор МДГУ; *7* — ротор МДГУ; *8* — СД грубого канала, *9* — СД точного канала; *10* — коллектор; *11* — корпус статоров СД; *12* — зубчатое колесо корпуса статоров СД; *13* — узел реверса, *14* — наружная рама; *15* — зубчатый сектор на неподвижном корпусе; *16* — УШК; *17* — ГКУ; *18* — УВР; *19* — роторная пластина емкостного датчика ГК, *20* — пластины маятника; *21* — статор СП крена; *22* — ротор СП крена

Гироагрегат ГА-3. ГА предназначен для работы в качестве гирополукомпаса (в режиме ГПК), осреднения курса, определяемого ИД в режиме МК, дистанционной выдачи курса на указатели и потребителям.

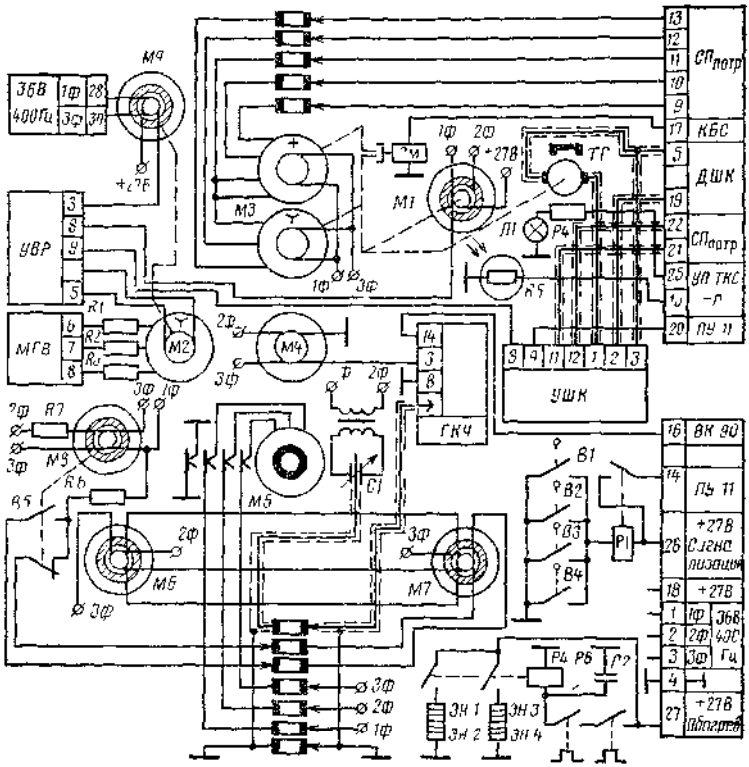


Рис 8 4. Электрическая схема ГА-3

Чувствительным элементом прибора (рис. 8.3, 8.4) служит курсовой гироскоп с горизонтально расположенной осью собственного вращения. Горизонтальность главной оси гироскопа обеспечивается емкостной маятниковой системой горизонтальной коррекции.

Выставка начального курса на СД гироагрегата *М3* и компенсация уходов гироскопа в азимуте от суточного вращения и от разбаланса гироузла обеспечивается системой кинематической широтной коррекции.

В ГА-3 применен гиромотор, представляющий собой сдвоенный трехфазный асинхронный двигатель симметричного типа с короткозамкнутым ротором обращенной конструкции Гиромотор питается трехфазным током 36 В, 400 Гц через кольцевой коллектор оси наружной рамы и точечные контакты оси внутренней рамы. Корпус гиромотора — жесткий, герметизированный. С двух сторон корпуса гироскопа установлены хорошо отцентрированные горизонтальные оси. Для уменьшения трения применена система вращающихся подшипников (см. рис 4 10). Для ограни-

чения осевого зазора подшипников на горизонтальной оси применены специальные шариковые опоры.

Главную ось гироскопа в горизонтальном положении удерживает система моментной горизонтальной коррекции, которая состоит из емкостного датчика *С1* отклонения оси, трансформатора *Тр1*, усилителя горизонтальной коррекции (ГКУ) и коррекционного двигателя *М4*. Устройство и принцип действия горизонтальной коррекции с емкостным датчиком изложены в подразд 1.3. Выходное напряжение усилителя ГКУ при техническом обслуживании контролируется между 24-м штырьком ШР и корпусом.

В гироагрегате предусмотрена сигнализация о завале гироузла на угол больше чем 45—50°. Для этой цели на гироузле установлены контакты *В1* и *В2*, а на подвижном корпусе — контактное кольцо. При завале гироузла срабатывает реле *Р1* и замыкается цепь красной сигнальной лампы «Отказ», установленной на ПУ-11.

В ГА-3 применена кинематическая широтная коррекция. Двигатель-генератор ИЭ-1М представляет собой двухмашинный агрегат, состоящий из двухфазного индукционного двигателя *М1* и тахогенератора *ТГ* постоянного тока с возбуждением от постоянных магнитов Редуктор привода рассчитан на две скорости согласования. При обычной работе прибора передаточное число редуктора $i = 3\,060\,000$, что соответствует скорости согласования не менее 40'/мин. При нажатии кнопки «Согласование» электромагнитная муфта *Эм* срабатывает и скорость согласования увеличивается до 2°/с ($i = 18000$).

Для проверки работы узла широтной коррекции при помощи переносной поверочной установки УПП-ТКС-П на редукторе двигателя-генератора ИЭ-1М установлены лампа *Л1* и фоторезистор *R5* Фоторезистор имеет вывод для соединения через РБ-2 с поверочной установкой.

Между фоторезистором *R5* и лампой *Л1* находится шестерня-обтюратор с прорезью *4*, модулирующая световой поток, падающий на фоторезистор с частотой, пропорциональной скорости вращения вала двигателя-генератора ИЭ-1М Напряжение с фоторезистора подается на вход усилителя У-32 поверочной установки. При засветке фоторезистора формируются импульсы тока, от которых срабатывает реле и замыкается цепь сигнальной лампы поверочной установки Так как число импульсов пропорционально скорости вращения двигателя-генератора ИЭ-1М, то по их числу определяют точность работы узла широтной коррекции.

Выход из строя системы контроля не приводит к выходу из строя гироагрегата. В этом случае работа узла широтной коррекции контролируется другими способами.

Двигатель-генератор ИЭ-1М используется также для согласования гироагрегатов в режиме МК и как исполнительный двигатель при выставлении курсов от курсозадатчика При этом он работает не как интегрирующий привод с тахогенератором в цепи обратной связи, а как обыкновенный индукционный двигатель. Так как в режиме МК при больших рассогласованиях возможны

перегрузки двигателя, что приводит к его быстрому износу, в схеме усилителя УШК предусмотрена подача с тахогенератора сигнала отсечки, который ограничивает частоту вращения двигателя-генератора значением не более 10 000 об/мин. Для контроля за работой привода сигнал тахогенератора выведен на штырьки 23 и 5 ШР ГА-3. Усилитель УШК при помощи малогабаритных ШР типа ГР присоединяется непосредственно к корпусу гироагрегата.

В гироагрегате ГА-3 в качестве СД двухканальной сельсинной следящей системы использован сельсин типа 913 (см. подразд. 4.2). Для выдачи курса потребителям, на указатель УШ-3 и в блок БГМК-2 применена одноканальная следящая система с грубым СД, а для выдачи курса в навигационный вычислитель НВУ-БЗ через блок БДК-1 использована двухканальная следящая система.

Для устранения карданных погрешностей применена следящая система стабилизации карданова подвеса по крену от сигналов гировертикалей МГВ-1СК.

Ротор СП *М2* установлен на оси подвижного корпуса (со стороны ШР гироагрегата) и электрически связан с входом усилителя вращающейся рамы (УВР), статор прикреплен к неподвижному корпусу ГА. Усилитель УВР при помощи малогабаритных ШР типа ГР присоединен непосредственно к корпусу ГА.

Двигатель *М9* с редуктором установлен на верхнем основании подвижного корпуса ГА. Выходная шестерня редуктора находится в зацеплении с зубчатым сектором, который винтами прикреплен к неподвижному корпусу. При кренах самолета двигатель через редуктор обкатывает сектор в сторону, противоположную крену, и тем самым удерживает гироузел в вертикальном положении. Скорость отработки крена не менее 20°/с В приборе предусмотрены пружинящие упоры, ограничивающие отработку углов крена в пределах от 50 до 60°. Достижение подвижным корпусом упоров сигнализируется при помощи микровыключателей *(В3* и *В4).* При включении одного из микровыключателей срабатывает реле *Р1,* расположенное в гироагрегате, которое замыкает цепь красной сигнальной лампы «Отказ» на ПУ-11.

Назначение и принцип действия системы вращающихся подшипников изложены в подразд. 4.3.

Для реверсирования двигателей *Мб* и *М7* системы вращающихся подшипников установлен узел реверса, в который входят: двигатель *М3* (ДИД-0,6 ТА), редуктор с кулачком на выходной оси и микровыключатель *В5.* Двигатель *М8* постоянно вращается в одну сторону, и кулачок редуктора через микровыключатель *В5'* реверсирует двигатели *Мб, М7* с периодом 55 с. Узел реверса установлен на верхнем основании подвижного корпуса гироагрегата вблизи двигателя отработки крена.

Блок питания усилителей предназначен для получения напряжений, необходимых для питания ламп усилителей ГКУ, УШК и вибропреобразователей УШК. Блок питания располагается в кар-

мане корпуса гироагрегата рядом с ШР и крепится к корпусу винтами.

Узел обогрева состоит из четырех элементов ЭН-46, расположенных по углам основания, двух биметаллических терморегуляторов, четырех реле *Р4—Р7* и искрогасящего конденсатора *С2* (МБГП-3). Напряжение +27 В подается от отдельного бортового выключателя «Обогрев ГА-3». Через 30—40 мин после включения температура устанавливается и поддерживается на уровне 20—25°С.

Гироскопический агрегат размещен на двух массивных кронштейнах из алюминиевого сплава и закрыт кожухом, в верхней части которого имеется смотровое стекло. Прибор герметизирован и заполнен азотом. Азотом прибор заполняется через штуцера на боковой стенке корпуса гироагрегата.

Корпус прибора при помощи четырех равночастотных демпфированных амортизаторов типа АД установлен на штампованном основании. На этом же основании укреплен ряд боковых амортизаторов, воспринимающих боковые нагрузки при посадке самолета. Прибор крепится к самолету основанием при помощи винтов.

Для правильной ориентировки гироагрегата при установке на кожухе нанесены стрелка с надписью «Направление полета», а на нижнем основании — две черты, которые должны быть параллельны продольной оси самолета с точностью ±0,5°.

Гироагрегат устанавливается вблизи центра тяжести самолета, на горизонтальной плоскости по уровню на подвижном корпусе. Уровень виден через смотровое окно.

Гироагрегат ГА-3 соединяется со схемой курсовой системы при помощи 30-штырькового ШР. Провода внутреннего монтажа подводятся к ШР через герметичную фторопластовую панель. Отдельным разъемом в виде штекера выводится экранированный провод, идущий от емкостного датчика на вход ГКУ.

Основные технические данные

Момент инерции ротора гироскопа, г-см^2	8433,72
Частота вращения ротора, с$^{-1}$ (об/мин)	367—375 (22000—22500)
Кинетический момент, кг-м^2-с$^{-1}$	1,961
Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
переменного	36±1,8; 400+8
постоянного	27±2,7
Максимальные габаритные размеры, мм	392x290x285
'Масса гироагрегата с усилителями, кг, не более	13,2

Контролируемые параметры и их нормы

Время разгона гиромотора, мин, не более	15
Потребляемый ток, А:	
в фазах, не более	1,2
постоянный, не более	0,6
системы обогрева	8+1

Скорость согласования, не менее:	
большая, °/с	2
нормальная,' /мин:	
против часовой стрелки	60
по часовой стрелке	40
Скорость ШК, °/ч, (длительность 10 вспышек лампочки, с) при установке широты, °	
Сев. 90	15±0,1(67,1-66,2)
» 60	13±0,2 (77,9—75,9)
» 40	9,6±0,2 (105,6—101,9)
» 20	5,1±0,2 (201,6-188,7)
Южн. 90	15±0,25(67,8 —65,6)
» 60	13+0,25(78.4—75,5)
» 40	9,6±0,25 (106,5—101,1)
» 20	5,1±0,25 (205,0—186,0)
Уход гироскопа в азимуте за 15 мин, '	7,5
Погрешность курсового СД в двухканальном варианте, ', не более	15
Погрешность выставки СП крена, °	±3
Скорость отработки крена, °/с, не менее	20
Работоспособность ГК	оценивается при наличии на осциллограмме фигуры Лиссажу

Проверка ГА-3 на соответствие НТП производится в лаборатории с использованием поверочных установок УП-ТК.С-П, УПП-ТК.С-П, лампового вольтметра, осциллографа, секундомера **и** тестера.

Указатель штурмана УШ-3. В ТКС-П2 УШ-3 используется для индикации курсов, выдаваемых гироагрегатами, формирования и индикации путевого угла ПУ=ИК+УС. Поэтому в УШ-3 (рис. 8.5) предусмотрены следящие системы трех каналов: курса основного гироагрегата, курса контрольного гироагрегата, путевого угла.

При нормальном режиме курсовой системы (режиме ГПК) истинный или ортодромический курс основного ГА-3 индицируется

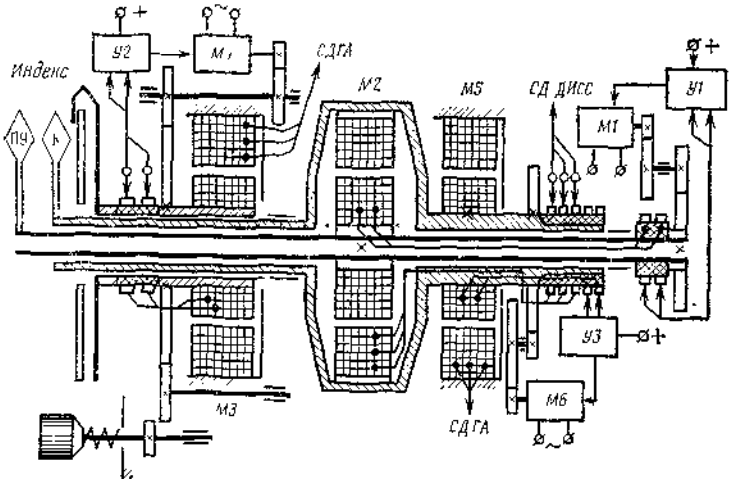


Рис. 8.5. Кинематическая схема УШ-3

на неподвижной шкале стрелкой «К», а курс контрольного ГА-3 — треугольным индексом. Только при кратковременных переключениях гироагрегатов на режим МК стрелка *К* и индекс показывают гиромагнитный курс. Путевой угол индицируется стрелкой *«ПУ»*.

Во всех каналах в качестве СП применяются плоские сельсины типа 537В, а в качестве исполнительных двигателей — ДИД-0,5 ТА. Показания отсчитываются по неподвижной шкале, разградуированной на 360° с ценой деления 1°.

Статор СП *М5* канала курса основного ГА-3 соединен с корпусом неподвижно. Ротор через редуктор (i=2052) разворачивается двигателем *Мб* до согласованного положения. На одной оси с ротором находятся стрелка *«К»* и корпус статора СП *М2* канала путевого угла. Обмотка статора СП *М5* электрически соединена с обмоткой СК *М3* (грубого) одного из гироагрегатов, а обмотка ротора через коллектор — с входом усилителя *У3* (УП-2) канала курса.

Сельсин-приемник *М2* работает как электромеханический дифференциал. Курс самолета вводится двигателем *Мб* механическим разворотом статора СП *М2*, угол сноса — электрически на обмотку СП *М2* от доплеровского измерителя. Суммарный сигнал, пропорциональный путевому углу, с ротора СП *М2* через коллектор поступает на вход усилителя *У1* (УП-2) канала ПУ. Двигатель *Ml* через редуктор (i=2052) поворачивает ротор со стрелкой ПУ до согласованного положения.

Статор СД *М3* жестко закреплен на корпусе прибора. Обмотка статора электрически соединена со статорной обмоткой контрольного СД ГА-3. Обмотка ротора через коллектор связана со входом усилителя *У2* (УП-2) канала. Ротор разворачивается двигателем *М4* через редуктор (i=3160) вместе с индексом.

В тех комплектациях точной курсовой системы, где предусмотрен отдельный контрольный указатель штурмана КУШ-1, например ТКС-П (на Ил-62), канал курса контрольного ГАЗ в УШ-3 используется как канал заданного ПУ. Поэтому для этой цели предусмотрена кремальера для ручного ввода ЗПУ. В ТК-С-П2 кремальера не используется.

Все сельсины помещены в экраны. Двигатели с редукторами и усилители УП-2 крепятся в задней части корпуса УШ-3.

Усилители питаются постоянным током через диоды, предохраняющие их от повреждения при неправильной полярности источника питания.

В нижней части лицевой стороны одна из трех сигнальных ламп сигнализирует о режиме работы того гироагрегата, к которому подключены потребители с помощью переключателя *В5* на ПУ-11.

Прибор освещается красным светом от четырех ламп, расположенных на лицевой стороне. Лампы подсвета питаются от отдельного источника напряжением 10—20 В. Конструкция патронов ламп предусматривает быструю их замену.

Указатель УШ-3 крепится к амортизированной приборной доске тремя винтами. Со схемой ТКС-П2 соединяется 19-штырьковым ШР, а с доплеровским измерителем — 7-штырьковым ШР.

Основные технические данные

Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
переменного	36 ± 1,8; 400 ± 5
постоянного	27 ± 2 7
Максимальные габаритные размеры, мм	234x130x140
Масса, кг, не более	3,1

Контролируемые параметры и их нормы

Погрешность указателя, °:	
по стрелке «К»	±0,5
» » «ПУ»	±1
» индексу	±1
Скорость согласования, °/с, не менее:	
по стрелке «К»	8
» » «ПУ»	8
» индексу	6
Надежность контактирования скользящих контактов, определяемая по движению стрелок «К», «ПУ» и индекса	движение стрелок и индекса плавное
Работоспособность реле	при рабочих положениях переключателей сигнальные лампы установки должны гореть

Проверка УШ-3 на соответствие НТП производится в лаборатории с использованием установки УП-ТКС-П.

Блок гиромагнитного курса БГМК-2. Эти блоки вводятся в комплект ТКС-П2 потому, что указатель КУШ-1 в ней не преду-

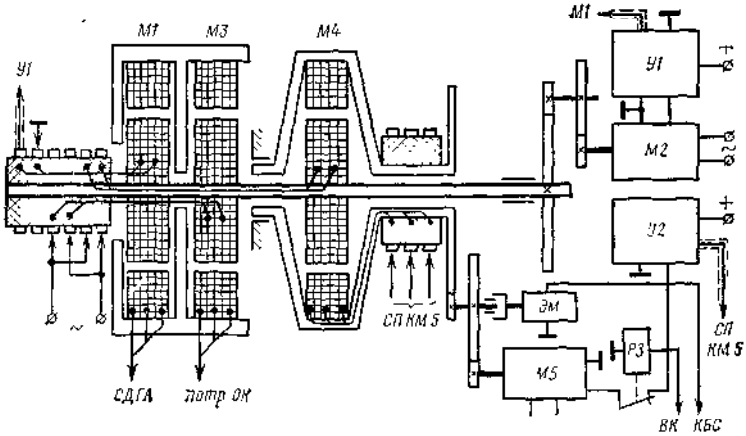


Рис. 8.6. Кинематическая схема БГМК-2

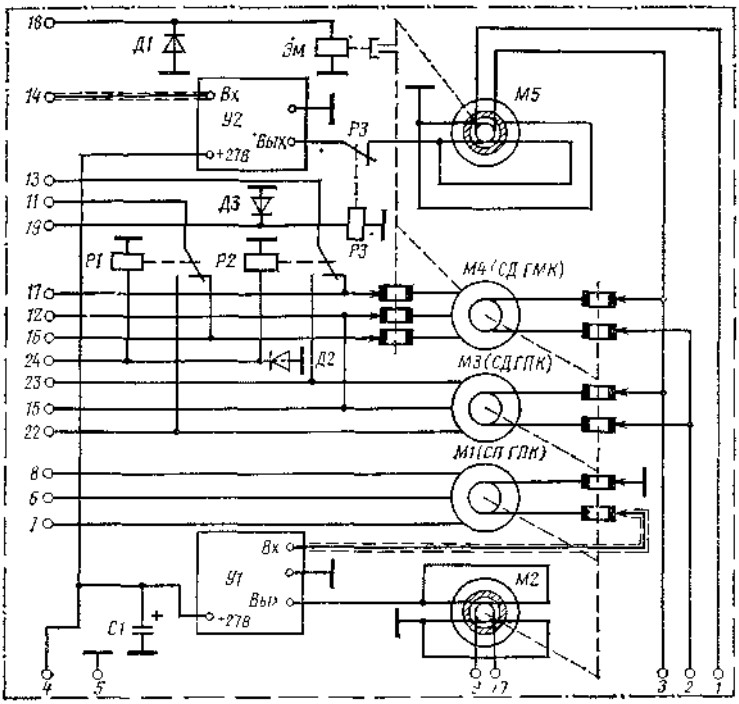


Рис. 8 7. Электрическая схема БГМК-2

смотрен. БГМК-2 предназначен для формирования и выдачи потребителям гиромагнитного курса при всех режимах работы курсовой системы. Кроме того, в блоке имеется СД ГПК, который выдает потребителям истинный или ортодромический курс от основного или контрольного гироагрегата.

В блоке БГМК-2 (рис. 8.6 и 8.7) размещены элементы следящих систем трех каналов: курса, гиромагнитного курса и выдачи курса. В канале курса используется СП Ml типа 573МВ, а в каналах ГМК и выдачи курса — СД М4 и М3 типа 573МА. Во всех каналах в качестве исполнительных двигателей применены двигатели *М2* и *М5* типа ДИД-0.5ТА, а в качестве усилителей — унифицированные полупроводниковые усилители *У1* и *У2* типа УП-3Т, расположенные в блоке. Отсчетного приспособления блок не имеет. Цепи блока коммутируются тремя реле *PI, Р2* и *Р3.*

Статор СП ГМК *Ml* связан с корпусом блока неподвижно. Обмотка статора соединена с обмоткой статора СД курса *М3* гироагрегата, образуя следящую систему первого варианта.

Обмотка ротора через коллектор соединена со входом усилителя *У1* канала курса. С выхода *У1* сигнал поступает на двигатель *М2,* который через редуктор разворачивает ротор СП *Ml* до согласованного положения. Одновременно двигатель *М2* разворачи-

вает на угол курса закрепленные на общей оси роторы СД ГПК *М3* и СД ГМК *М4,* вводя текущий курс соответственно в канал выдачи курса и канал ГМК.

Сельсин-датчик *М4* работает аналогично СД *М3* гироагрегата в режиме МК с тем различием, что ротор последнего стабилизируется гироскопом непосредственно, а ротор СД *М4* блока БГМК-2 — через следящую систему. Статор СД *М4* закреплен в корпусе, который свободно вращается и через редуктор соединен с двигателем *Мб.* Редуктор двигателя при помощи муфты *Эм* может переключаться на большую скорость согласования. Напряжение +27 В на *Эм* обоих блоков подается от кнопки «Согласование» на ПУ-11 и только в режиме ГПК.

Роторная обмотка СД *М4* через коллектор запитана от источника 36 В, 400 Гц. К статорной обмотке через коллектор и контакты реле *Р13* блока РБ-2 подключена статорная обмотка СП *Ml* КМ-5 и параллельно через контакты реле *Р1* и *Р2* блока БГМК-2 — сельсины потребителей ГМК. СД *М4* и СП *Ml КМ-5* вместе с усилителем *У2* и двигателем *Мб* образуют следящую систему второго варианта, а СД *М4* с сельсинами потребителей ГМК — следящие системы первого варианта.

На виражах магнитная коррекция отключается: от выключателя коррекции срабатывает реле *Р3* блока БГМК-2, которое своими контактами разрывает цепь выхода усилителя на двигатель *Мб.*

В канал выдачи курса входит один элемент — СД *М3.* Статор СД *М3* закреплен в корпусе, ротор находится на общей оси. Обмотка ротора через коллекторы запитана от источника 36 В, 400 Гц. При переключении ТКС-П2 на режим МК потребители ГМК через контакты реле *Р1* и *Р2* переключаются на СД *М3,* который, повторяя датчик курса гироагрегата, в режиме МК выдает им ГМК.

Все сельсины заключены в экраны. Двигатели с редукторами расположены в задней части корпуса, реле *Р1—Р3* (РЭС-10) закреплены в средней части корпуса, а усилители — в передней части. Прибор закрыт двумя кожухами. К схеме курсовой системы блок подсоединяется 24-штырьковым ШР. Блок крепится к самолету без амортизации четырьмя винтами.

Основные технические данные

Напряжение, В, И частота, Гц, тока:	
переменного	36+1,8; 400+8
постоянного	27+2,7
Максимальные габаритные размеры, мм	230x121x121
Масса, кг, не более	2,7

Контролируемые параметры и их нормы

Погрешность выдачи ГМК, °, не более	±1,5
Скорость согласования канала ГМК, не менее:	
нормальная, °/мин	2
большая, °/с	5

Скорость согласования канала курса, °/с, не менее 8

Надежность контактирования скользящих контактов, определяемая по движению стрелок ЭУС-7 при вращении кремальер ПК-1 и ЗК-5 . . . . . движение стрелок плавное

Проверка БГМК.-2 на соответствие НТП производится в лаборатории с использованием установок УП-ТКС-П, УПП-ТК.С-П и тестера.

Блок дистанционной коррекции БДК-1. Блок предназначен для ручного ввода кремальерой поправок в текущий курс, поступающий к потребителям, особенно к таким, как навигационные вычислители, а также для ввода поправок при переходе из одной системы координат (системы отсчета курса) в другую. Указанные поправки могут вводиться по двум раздельным каналам: основному и контрольному.

По принципу действия блок БДК-1 (рис. 8.8 и 8.9) представляет собой дифференциальное устройство, суммирующее сигналы текущего курса, поступающие с основного и контрольного гироагрегатов, с поправкой курса, вводимой в прибор вручную кремальерой.

Блок БДК-1 имеет два суммирующих функциональных канала: основной и контрольный. Основной канал состоит из: СД *М3* и *М4* (типа 575 ДГ и 575 АТ) двухканальной груботочной следящей системы, выдающих курс с учетом необходимой поправки потребителям; СП *Ml* и *М2* (типа 575БГ и 575БТ), связанных электрически с двухканальным СД *М3* основного ГА-3; усилителя *У1* (УДК-1) и двигателя-генератора *М6* (ДГ-0,5). Вместе они образуют двухканальную следящую систему третьего варианта.

Контрольный канал (в ТКС-П2 не задействован) состоит из дифференциального сельсина *М5* (ДФС-65ТА), роторная обмотка которой связана со статорной обмоткой СД (грубого), а статорная обмотка — со статорной обмоткой СП потребителя, образуя следящую систему четвертого варианта.

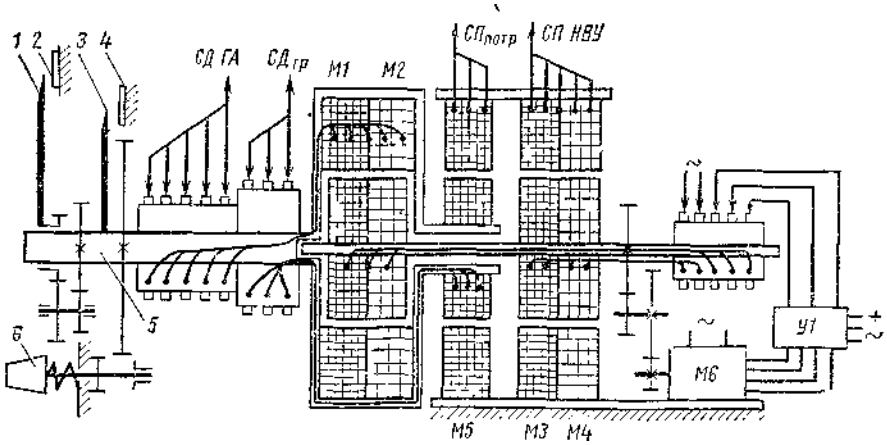


Рис. 8.8. Кинематическая схема БДК-1

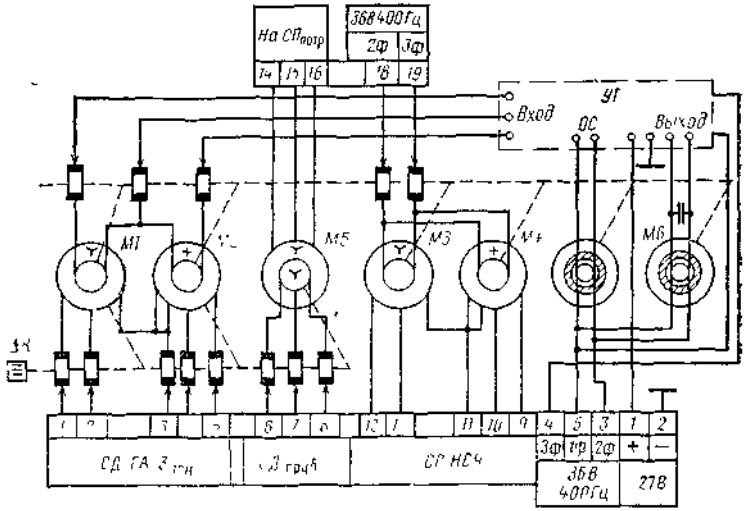


Рис. 8 9. Электрическая схема БДК-1

Поправка курса *АК* вводится механически кремальерой *6* и контролируется по шкалам грубого *4* и точного *2* отсчетов. Шкала грубого отсчета разградуирована в диапазоне ±170° с ценой деления 10°. Шкала точного отсчета разградуирована в диапазоне 10° с ценою деления 2'.

Корпус статоров СП *Ml* и *М2* и ротор сельсина *М5* могут поворачиваться вокруг продольной оси прибора *5* и имеют зубчатое сцепление с кремальерой ввода поправки и стрелками *1* и *3,* по которым контролируют ее значение.

При вводе поправки роторы статоров СП *Ml* и *М2* разворачиваются двигателем *Мб* на угол исправленного курса. Одновременно двигатель *М6* разворачивает на угол исправленного курса роторы СД *М3* и *М4,* от которых исправленный курс идет всем потребителям основного канала. Потребители контрольного канала получают исправленный курс со статорной обмотки сельсина *М5,* на который поправка курса введена разворотом его ротора.

Прибор оборудован лампами (СМК-37) красного света. Все сельсины расположены в средней части корпуса, усилитель и двигатель — в задней части. Корпус закрыт кожухом.

Со схемой блок соединяется двумя жгутами: одним через 19-штырьковый ШР для связи сельсинов, другим через 7-штырьковый ШР для подачи питания постоянного и переменного тока и для включения ламп красного света.

Основные технические данные

Диапазон ввода поправки, °. . . . . ±170

Разрешающая способность ввода поправки, '. 2

Напряжение, В, и частота, Гц, тока переменного трехфазного	36 ±1,8, 400 ±8
постоянного	27±2,7
Максимальные габаритные размеры, мм	303x110x115
Масса, кг, не более	4

Контролируемые параметры и их нормы

Погрешность, не более, по каналу:	
контрольному, °	±1
основному	±30
Скорость согласования, °/с, не менее	5
Надежность контактирования скользящих контактов, определяемая по движению стрелок ЭУС-7 при вращении кремальеры ЗК-5	движение стрелок плавное
Работоспособность ламп красного света	при напряжении 10 В лампы должны загораться

Проверка БДК-1 на соответствие НТП производится в лаборатории с использованием установок УП-ТКС-П, УПП-ТКС-П и лампового вольтметра.

Пульт управления ПУ-11. Пульт предназначен для управления курсовой системой ТКС-П2 и сигнализации о некоторых возможных отказах ответственных элементов системы.

С ПУ (рис. 8.10) можно производить следующие операции.

1. Устанавливать режим работы курсовой системы (ГПК, МК или АК) как по основному, так и по контрольному гироагрегатам. Для этой цели служат переключатель режимов *10*, имеющий три фиксированных положения «МК—ГПК—АК», и переключатель «Коррекция» *4*, имеющий два фиксированных положения «Осн.-контр.».

2. Вводить на гироагрегаты в режиме **ГПК** широтную коррекцию как вручную, так и автоматически от навигационного вычислителя (в ТКС-П2 только вручную). Для этой цели служит переключатель *1*, имеющий два фиксированных положения «Авт.-Ручн». В режиме ручной коррекции ручкой «φ» *3* по шкале «Широта φ» *7* вводится широта места самолета.

3. Компенсировать уходы гироскопов в азимуте при их разбалансе. Для этой цели оси балансировочных потенциометров выведены на лицевую

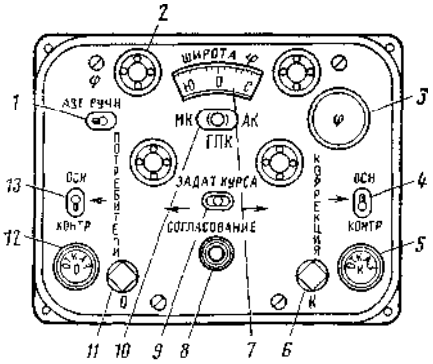


Рис 8 10. Передняя панель ПУ-11

часть пульта ПУ-11 под шлиц, направляющие втулки закрыты крышками с надписями «О» *11* и «К» *6*.

4. Обеспечивать большую скорость согласования системы в режимах МК и АК с помощью кнопки согласования *8*. В режиме ГПК кнопка заблокирована и не действует, однако в ТКС-П2 она обеспечивает согласование блоков БГМК-2 большой скоростью.

5. Вводить при помощи переключателя «Задат. курса» *9* в режиме ГПК с большой скоростью согласования заданный курс в основной и контрольный гироагрегаты.

6. Переключать с помощью переключателя «Потребители» *13* потребителей курса (в ТКС-П2 , САУ-4 и БДК-1 и через него НВУ-БЗ) на основной или контрольный гироагрегаты.

7. Сигнализировать при помощи красных сигнальных ламп *12* и 5 с надписями «Отказ О» и «Отказ К» об отказах гироагрегатов при завале гироузла в наружной раме или при завале подвижного корпуса по крену. Четыре лампы красного света *2* установлены на передней панели пульта в патронах, обеспечивающих их замену. Питание освещения автономное от источника 10—20 В.

К курсовой системе ПУ присоединяется 32-штырьковым ШР. Для присоединения автоматической широтной коррекции, а также для выдачи сигналов отказа в систему автоматического управления служит 7-штырьковый ШР.

Основные технические данные

Диапазон ввода широты, °	от 0 до ±90
Напряжение, В, и частота, Гц, тока:	
переменного	36±1,8; 400+8
постоянного	27±2,7
Максимальные габаритные размеры, мм	165x122x94
Масса, кг, не более	1,5

Контролируемые параметры и их нормы

Надежность контактирования скользящих контактов, определяемая по изменению показания контрольного вольтметра, при вращении рукоятки широтного потенциометра, В	0—13
Выходное напряжение на стабилизаторе, В	25—28

Проверка ПУ-11 на соответствие НТП производится ,в лаборатории с использованием установок УП-ТКС-П, УПП-ТКС-П и лампового вольтметра.

Распределительный блок РБ-2. Блок предназначен для осуществления необходимых коммутаций и электрических связей элементов курсовой системы.

В корпусе блока смонтирован: трансформатор курсозадатчнка, 17 реле (типов РЭС-8, РЭС-9 и РЭС-10) и электрический арретир. Блок имеет девять штепсельных разъемов Ш1—Ш9.

В комплект ТКС-П2 сер. 2 входят два блока РБ-2: № 1 и № 2. В блоке РБ-2 № 1, входящих в основной канал ТКС-П2 сер. 2, используются все ШР за исключением Ш9. В блоке РБ-2 № 2, входящем в запасной канал, используются только Ш3, Ш4 и Ш5.

Максимальные габаритные размеры блока 245X85X121 мм, масса — не более 1,5 кг.

Контролируемые параметры и их нормы

Правильность монтажа	при рабочих положениях переключателя светосигнализатор загорается
Напряжение на трансформаторе 3К, В, не более	1—2
Напряжение с арретира, В, не более	0,5

Пооверка РБ-2 на соответствие НТП производится в лаборатории с использованием УПП-ТКС-П, УП-ТКС-П, комплекта электрожгутов, тестера и лампового вольтметра.

8.3. УСИЛИТЕЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

Блок стабилизированного напряжения (СН) постоянного тока. Блок СН состоит из выпрямителя и стабилизатора (рис. 8.11), предназначен для питания моста широтных и балансировочных потенциометров датчика сигналов широтной коррекции стабилизированным напряжением и находится в ПУ-11. Детали блока расположены на трех платах. Схема стабилизатора включает: выпрямитель, мостовой чувствительный элемент, управляющий и регулирующий элементы. Выпрямитель собран на диоде *Д9* (Д-814Б).

Чувствительным элементом стабилизатора, реагирующим на отклонения выходного напряжения, служит мост, образованный резисторами *R4, R5, R8* и *R10,* диодами *Д1* и *Д2* (Д-814Б). Диоды моста являются источником опорного напряжения, поддерживающим неизменным потенциал эмиттера выходного триода' *Т3* усилителя постоянного тока. Мост одной диагональю подключается параллельно нагрузке, а со второй диагонали снимается управляющий сигнал, который подается на управляющий элемент стабилизатора — усилитель постоянного тока, собранный на триодах 77 и *Т3* (МП-106) с эмиттерным повторителем между каскадами на триоде *Т2* (МП-106).

Выбор и стабилизация рабочей точки триода 77 обеспечиваются резистором *R7* и диодами *Д3—Д6* (Д-814Б). Диоды одновременно обеспечивают- температурную стабилизацию выходного

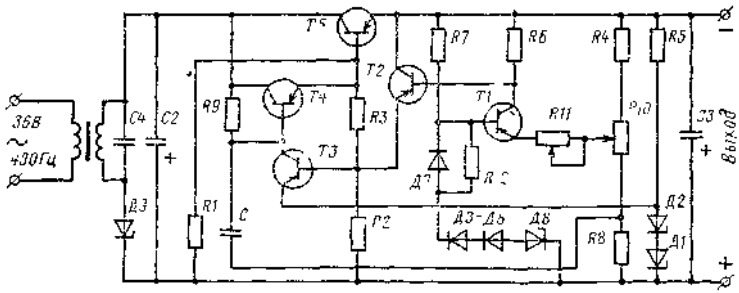


Рис. **8.11.** Электрическая схема СН-1Т

напряжения. Резистор *R12* предназначен для точной подгонки термостабилизатора. Резистор *R6* является нагрузкой каскада.

Регулирующим элементом стабилизатора служит составной транзистор из триодов *Т4* (МП-104) и *Т5* (МП-306), включенный последовательно с нагрузкой.

Работает стабилизатор следующим образом. При увеличении выходного напряжения, например вследствие увеличения напряжения источника питания или уменьшения нагрузки, потенциал на ползунке потенциометра *R10* по отношению к плюсу источника станет более отрицательным. Следовательно, потенциал эмиттера триода 77 по отношению к стабилизированному потенциалу базы тоже станет более отрицательным. В результате сопротивление между эмиттером и коллектором триода *Т1* возрастет. Это приведет к увеличению отрицательных потенциалов на коллекторе *Т1* и на базах *Т2* и 73. Транзистор 73 приоткроется, его коллекторный ток и падение напряжения на резисторе *R9* увеличатся. В результате база составного триода (база *Т4)* станет более положительной относительно своего коллектора, возрастет сопротивление коллекторно-эмиттерных переходов триодов *Т4* и 75. Это приведет к увеличению падения напряжения на переходе коллектор—эмиттер триода 75. Выходное напряжение уменьшится до начального значения. Значение стабилизированного напряжения можно регулировать потенциометром *R10.*

Аналогично будет работать схема при уменьшении входного напряжения. Конденсатор *С1* не допускает возникновения паразитной генерации на высоких частотах за счет обратной связи через усилитель. Конденсаторы *С2* и *С3* служат для уменьшения пульсации. Остальные элементы обеспечивают выбор рабочих точек триодов, стабилизацию напряжения и фильтрацию.

Основные технические данные

Напряжение, В, и частота, Гц, тока	3,6±1,8; 400±8
Точность стабилизации, %, при температуре:	
20°С	0,5
от —60 до +80°С	±1
Пределы регулировки выходного напряжения, В	20—32

Усилитель коррекционного механизма. УКМ является элементом следящей системы ИД—КМ. и предназначен для усиления сигнала частоты 800 Гц, поступающего с ИД через СП *М2* КМ-5, преобразования его в сигнал частоты 400 Гц и дополнительного усиления по мощности [3].

Усилитель расположен в корпусе коррекционного механизма КМ-5 и выполнен в виде трех модульных узлов (рис. 8.12): *УВИ-1, БУС-1* и *УВМ-1.* Функционально усилитель состоит из трех узлов: предварительного избирательного усилителя, настроенного на частоту 800 Гц (модули *УВИ-1* и *БУС-1);* преобразователя частоты и выходного усилителя мощности (оба на модуле *УВМ-1).*

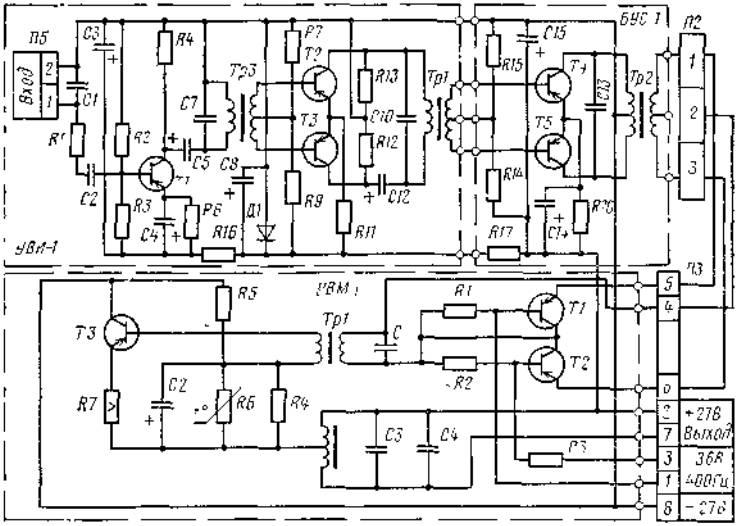


Рис. 8 12. Электрическая схема УКМ

Первый каскад предварительного усилителя собран на триоде *Т1*. Конденсатор *С1* вместе с обмоткой ротора сельсина образуют первый избирательный фильтр, настроенный на частоту 800 Гц. Нагрузкой первого каскада служат резистор *R4* и первичная обмотка трансформатора *Тр3*, включенная через разделительный конденсатор *С5* параллельно резистору.

Конденсатор *С7* и первичная обмотка трансформатора *Тр3* образуют второй избирательный контур, настроенный на частоту 800 Гц. С вторичной обмотки трансформатора *Тр3* сигнал поступает на второй каскад — двухтактный усилитель напряжения, собранный на триодах *Т2* и *Т3* (МП-14А). Нагрузкой второго каскада служит третий избирательный контур, состоящий из первичной обмотки трансформатора *Тр1* и конденсатора *С10*.

Третий каскад (на модуле *БУС-1)* также выполнен по двухтактной схеме на триодах *Т4, Т5* (МП-26). Нагрузкой третьего каскада служит избирательный контур, образованный первичной обмоткой трансформатора *Тр2* и конденсатора *С13*.

Для устранения паразитных обратных связей между каскадами использованы развязывающие фильтры, состоящие из резисторов *R16, R17* и конденсаторов *С3, С8, С15*.

Преобразователь частоты, собранный на модуле *УВМ-1*, выполнен по схеме модулятора на триодах 77 и *Т2* (МП-14А). (Нумерация элементов схемы преобразователя частоты *УВМ-1* самостоятельная.)

Опорное напряжение частотой 400 Гц подается через резистор *R3* на делитель напряжения *Rl, R2*. Входной сигнал частотой 800 Гц с предварительного усилителя подается на эмиттер

триодов преобразователя. В зависимости от значения и полярности опорного напряжения, поступающего на базы триодов *Т1* и *Т2*, изменяются сопротивления эмиттерных переходов. В результате по первичной обмотке трансформатора *Тр1* потечет ток, пропорциональный значению входного сигнала, основная составляющая которого •— частота 400 Гц. Влияние других частот ослабляется конденсатором *С1*, включенным параллельно первичной обмотке.

Выходной усилитель мощности выполнен на триоде *Т3* (П-4БЭ) по схеме с общим эмиттером. Двигатель ДИД-0,5 к УКМ подключается через автотрансформатор *Тр2*. Необходимый сдвиг фаз между напряжением на обмотках двигателя достигается с помощью конденсаторов *С3* и *С4*. Остальные элементы схемы УКМ обеспечивают выбор режима триодов, термостабилизацию каскадов, ограничение токов и пр.

Модули усилителя винтами крепятся внутри коррекционного механизма.

Основные технические данные

Коэффициент усиления, не менее	20000
Входное сопротивление, кОм, не менее	20
Максимальное выходное напряжение, В	20
Потребляемый постоянный ток, мА, не более	400

Блок питания. БП (рис. 8.13) предназначен для получения напряжений, необходимых для питания ламп усилителей ГКУ и УШК и вибропреобразователя ВПГ-62 УШК.

Блок питания состоит из силового трансформатора *Тр1* и двух выпрямительных схем. С вторичной обмотки // трансформатора *Тр1* повышенное напряжение поступает на двухполупериодный выпрямитель, собранный на диодах *Д1* и *Д2* (Д-205). Выпрямленное напряжение поступает на два сглаживающих фильтра, собранные на резисторах *R1* и *R2* и конденсаторах *С1—С3*, и дальше на аноды ламп усилителей УШК и ГКУ. С вторичной обмотки /// подается напряжение накала 6,3 В на лампы усилителя УШК.

В ГКУ, где усиливается очень слабый сигнал емкостного датчика частотой 400 Гц, для исключения помех на этой же частоте накал лампы питается постоянным током. Напряжение 6,3В постоянного тока снимается с выпрямителя, состоящего из диодов *Д3—Д6* и сглаживающих конденсаторов *С4, С5*. Выпрямитель питается от вторичной обмотки *IV* трансформатора *Тр1*. Конденсаторы *С6* и *С7* служат для устранения радиопомех.

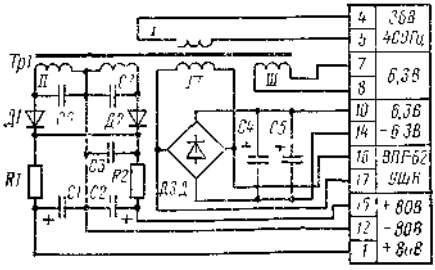


Рис. 8.13. Электрическая схема БП

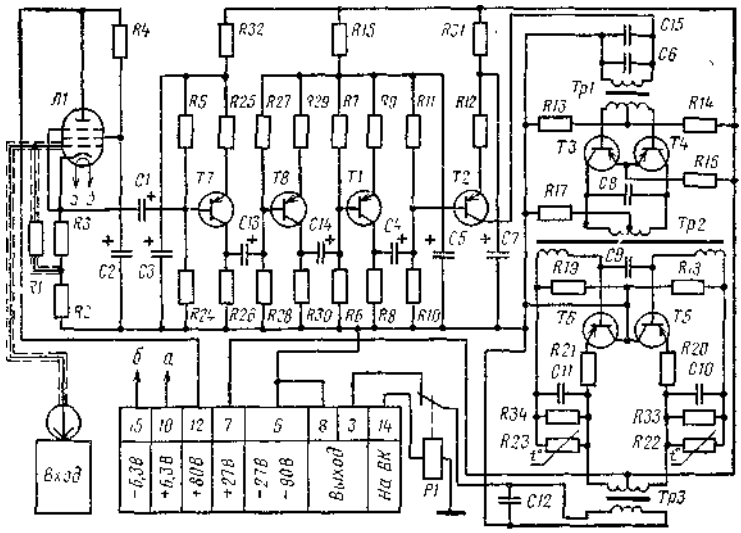


Рис. 8.14. Электрическая схема ГКУ

Блок питания имеет металлическое основание, на котором расположены силовой трансформатор и две платы. На металлической плате крепятся диоды, а на гетинаксовой — остальные детали. Располагается блок питания в специальном кармашке корпуса гироагрегата и крепится к нему винтами.

Основные технические данные

Напряжение, В, и частота, Гц, переменного тока	36+3,6; 400±8
Температурный диапазон работы, °С	-60 . . . +50
Потребляемый переменный ток, мА	50
Выдаваемое напряжение:	
постоянного тока, В:	
анодное	80—100
накальное	6,3±0,2
переменного тока, В; Гц:	
накальное	6,3±0,2; 400
на вибропреобразователь	7±0,3; 400
Масса, кг, не более	0,2

Усилитель горизонтальной коррекции. ГКУ предназначен для работы в системе горизонтальной коррекции гироагрегата с емкостным чувствительным элементом и состоит (рис. 8.14) из предварительного усилителя, собранного на лампе *Л1* (6Ж1Б), и окончательного, собранного на транзисторах (П14В и П4Б).

Предварительный усилитель, являющийся входным каскадом ГКУ, собран по схеме катодного повторителя с глубокой отрицательной обратной связью на лампе 6Ж1Б. Невозможность использования во входном каскаде транзисторов обусловлена необходимостью получения входного сопротивления не менее 1 МОм, так как емкостный датчик имеет большое внутреннее сопротивление.

Окончательный усилитель имеет пять каскадов усиления напряжения и выходной каскад усилителя мощности. Каскады усиления напряжения выполнены на транзисторах П14А. Первые четыре каскада собраны по схеме с общим эмиттером. Резисторы *R26, R30* и *R8* являются нагрузочными сопротивлениями в соответствующих каскадах. Пятый каскад усилителя напряжения собран по двухтактной схеме с общим эмиттером. С предыдущими и последующими каскадами он согласовывается с помощью трансформаторов *Tpl* и *Tp2*. Выходной каскад усилителя мощности собран на транзисторах *T5* и *T6* (П4Б) по двухтактной схеме с общими эмиттерами, что допускает возможность соединения триодов с корпусом усилителя.

Усилитель с двигателем горизонтальной коррекции согласовывается через трансформатор *Tp3*. Необходимый сдвиг фаз токов в обмотках двигателя обеспечивает конденсатор *C12*. Реле *P1* служит для выключения коррекции на виражах.

Питание на схему усилителя поступает из БП. Остальные элементы схемы обеспечивают режим работы триодов, термостабилизацию каскадов, улучшение формы выходного напряжения [3].

Усилитель расположен в нижней части корпуса гироагрегата снаружи и закрыт кожухом с отверстиями. К корпусу усилителя винтами крепятся две гетинаксовые платы с деталями. Переходные трансформаторы *Tpl* и *Tp2* расположены на нижней стенке корпуса. Усилитель со схемой гироагрегата соединяется через ШР типа ГР. Входной сигнал подается через отдельный штеккер.

Основные технические данные

Напряжение источников питания, В	80—100; *27±2,7;* 6,3
Коэффициент усиления, не менее	20000
Входное сопротивление, кОм, не менее	500
Максимальное выходное напряжение, В	40
Потребляемый ток, мА, не более	400
Масса, кг	0,7

Усилитель широтной коррекции. УШК предназначен для работы в следящей системе широтной коррекции гироагрегата ГА-3 и обеспечивает отработку статора СД гироагрегата по сигналам: 1) датчика широтной коррекции — при работе ТКС в режиме ГПК; 2) индукционного датчика (точнее, СП *Ml* коррекционного механизма) — при работе в режиме МК; 3) астродатчика — при работе в режиме АК; 4) задатчика курса пульта управления ВЗ — в режиме ГПК при ручном выставлении курса. В первом случае на вход усилителя подается сигнал постоянного тока, во втором, третьем и четвертом — сигнал переменного тока частотой 400 Гц (рис. 8.15).

Схема усилителя выбрана из необходимости удовлетворения следующих требований.

1. Усилитель предназначен для усиления сигналов постоянного и переменного тока, поэтому он должен иметь два входа: по

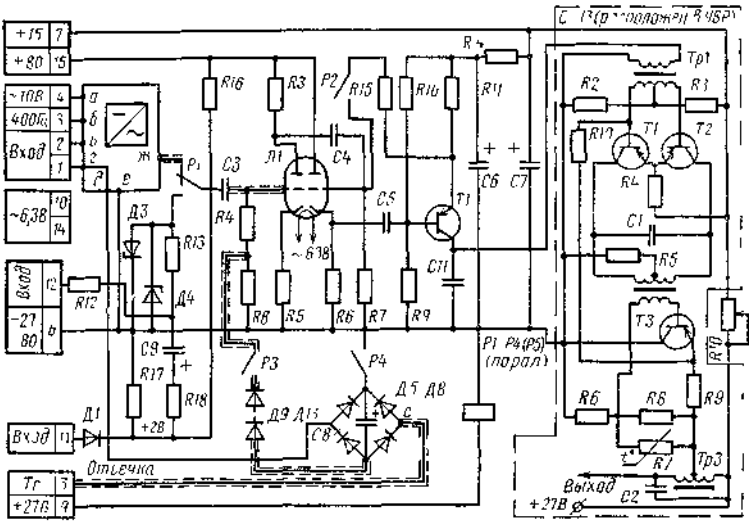


Рис. 8 15. Электрическая схема УШК

постоянному и по переменному току. Для этой цели в схеме предусмотрены: преобразователь сигналов постоянного тока в сигналы переменного тока частотой 400 Гц и реле *Р1* и *Р4,* переключающие входы и режимы работы усилителя.

2. Ввиду того, что в режиме АК усилитель может работать по сигналам точного и грубого сельсинов, для обеспечения его нормальной работы необходимо на входе усилителя эти сигналы при малых углах рассогласования разделять. С этой целью в схему введен селектор.

3. Так как датчиком входного сигнала постоянного тока является широтный потенциометр с внутренним сопротивлением около 5 кОм, то для обеспечения необходимой выходной характеристики широтного потенциометра в функции синуса широты усилитель должен иметь входное сопротивление не менее 500 кОм. Для этой цели в схему введен ламповый каскад предварительного усиления.

4. Поскольку в режиме МК. вследствие больших углов рассогласования частота вращения двигателя-генератора ИЭ-1М может превысить допустимую, необходимо ее ограничивать. Для этого в схеме усилителя предусмотрена подача сигнала «Отсечка» при частоте вращения более 10 000 об/мин.

Для преобразования входного сигнала постоянного тока в сигнал переменного тока используются два типа преобразователей: электромеханический и транзисторные, работающие в ключевом режиме.

В УШК прежних выпусков применяются электромеханические вибропрсобразователи ВПГ-62, обмотка которых питается от блока питания напряжением 7—10 В, 400 Гц. В более поздних

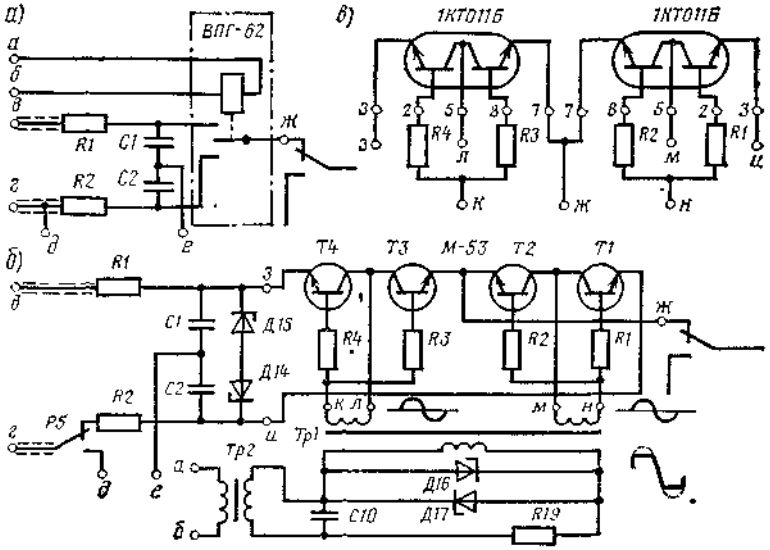


Рис. 8.16. Электрические схемы входных цепей УШК и преобразователей: *а* — с ВПГ-62; б — с модулем преобразовательным М-53; *в* — преобразователь на микросхемах 1КТОНБ

выпусках УШК вибропреобразователи заменены преобразовательными транзисторными модулями М-53, которые состоят из двух пар транзисторов, работающих в ключевом режиме. И, наконец, самой последней модернизацией преобразователя является замена модулей двумя микросхемами — интегральными прерывателями 1КТ011Б. Каждая микросхема представляет собой одну пару транзисторов.

На рис. 8.16 показаны электрические схемы входных цепей УШК при трех типах преобразователей. Общими элементами для всех типов преобразователей служат резисторы *Rl, R2* и конденсаторы *CI, C2*. Средняя точка *е* конденсаторов *CI, C2* соединена с корпусом. Этим достигается симметричный выход преобразователя относительно нулевого потенциала корпуса. В транзисторных преобразователях, кроме того, для ограничения входного сигнала установлены стабилитроны *Д14, Д15* (Д814А).

Принцип работы электромеханического вибропреобразователя заключается в периодическом подключении к входу лампового каскада (точка *ж)* усилителя (см. рис. 8.15) плюса и минуса входного сигнала. При этом формируются разнополярные прямоугольные импульсы, симметричные относительно нулевого потенциала корпуса, с частотой переключения контакта ВПГ-62 400 Гц.

Транзисторные преобразователи отличаются от электромеханических тем, что подключение полярностей входного сигнала к входу лампового каскада производится не механическим переключателем, а через эмиттерно-коллекторные переходы транзисторов в моменты насыщения, проводимость которых меняют с частотой

400 Гц. Для периодического изменения проводимости транзисторов на их базы подается модулирующее напряжение с частотой 400 Гц.

Транзисторный преобразователь состоит из двух пар транзисторов *Т1, Т2* и *Т3, Т4* (в модуле М-53 применены МП 103А). Коллекторы каждой пары соединены вместе и выведены на отдельный контакт, в цепи баз включены ограничивающие резисторы *R1, R2* и *R3, R4,* затем попарно соединены вместе. К общим контактам коллекторов и баз каждой пары транзисторов подключаются вторичные обмотки трансформатора *Tpl,* с которых на базы подаются модулирующие напряжения частотой 400 Гц. Обмотки к базам подключены так, что напряжения на них подаются в противоположных фазах, поэтому пары транзисторов открываются поочередно.

Входной сигнал на преобразователь подается между эмиттерами крайних транзисторов, а выход импульсов производится от средней точки эмиттеров внутренних транзисторов. Лучшей формой модулирующего напряжения является форма «меандр», которая получается при ограничении амплитуды синусоиды напряжения на первичной обмотке *Tpl* с помощью диодов *Д16, Д17* (Д814А) и резистора *R19.* На первичную обмотку *Tpl* напряжение подается с *Тр2,* который запитан от блока питания.

Амплитуда промодулированного входного сигнала равна половине напряжения постоянного сигнала, а фаза определяется полярностью входного сигнала. На рис. 8.15 показана электрическая схема всего УШК, на которой преобразователь изображен четырехугольником, входы и выходы которого обозначены такими же буквами, как и на схемах рис. 8.16.

Входные сигналы на переменном токе в режимах МК, АК и курсозадатчика подаются на сетку входной лампы (6Н28Б-В) через селектор, который выполняет функцию разделения сигналов точного и грубого сельсинов при двухканальной связи (АК) и ограничения входного сигнала до уровня 0,5—0,6 В на всех режимах.

Селектор имеет два входа — точный и грубый. Сигнал по точному входу поступает на лампу *Л1* через резисторы *R12* и *R13* и замыкающие контакты реле *Р1.* Сигнал по грубому входу поступает на лампу через диод *Д1,* на который с делителя напряжения *R16, R17* подается запирающее напряжение 2 В. Поэтому при двухканальной связи с большими углами рассогласования, когда входной сигнал превышает 2 В, на вход усилителя поступает суммарный сигнал (грубого и точного сельсинов) и согласование происходит по грубому сельсину, сигнал которого значительно превосходит уровень сигнала точного сельсина.

При рассогласовании меньше 2°, когда на входе усилителя сигнал станет меньше 2 В, грубый вход запирается и согласование заканчивается только по точному сельсину.

В режимах МК и курсозадатчика при одноканальной связи сигнал с роторных обмоток сельсинов или с трансформатора кур-

созадатчика поступает на точный вход селектора, ограничиваясь до уровня 0,5—0,6 В на диодах *Д3* и *Д4* (Д813).

Преобразованный сигнал широтной коррекции или переменный сигнал сельсина или трансформатора из селектора через контакты реле *Р1* усилителя и разделительный конденсатор *С3* поступает на сетку левого триода лампы *Л1*.

Первый каскад—обычный усилитель напряжения на резисторах и конденсаторах, второй каскад (на правом триоде лампы) — катодный повторитель, предназначенный для повышения входного сопротивления, последующие каскады — транзисторные, на полупроводниковых триодах МП14А и МП4БЭ.

Первый каскад предварительного усиления собран на триоде *Т1* (МП14А) по схеме с общим эмиттером. Резистор *R15* входит в цепь положительной обратной связи, которая включается при усилении сигналов от сельсинов-приемников.

Согласующий трансформатор *Тpl*, второй каскад усиления по напряжению и выходной каскад усиления мощности находятся в унифицированном блоке усиления БУ-13, который расположен в корпусе УВР. Второй каскад выполнен по двухтактной схеме с общим эмиттером на триодах *Т1* и *Т2* (МП14А). Усилитель мощности собран на триоде *Т3* (МП4ЭБ). Нагрузка усилителя подключается через автотрансформатор *Тр3*.

Необходимый фазовый сдвиг напряжений на обмотках двигателя. ИЭ-1М подбирается с помощью конденсатора *С2*. Остальные элементы обеспечивают режимы работы триодов, термостабилизацию каскадов, улучшение формы выходного напряжения [3]. Частота вращения двигателя-генератора ИЭ-1М ограничивается 10 000 об/мин путем введения сигнала отсечки на сетку лампы. При работе ИЭ-1М сигнал отсечки с тахогенератора подается на диагональ выпрямительного моста *Д5—Д8* (Д209), во вторую диагональ которого включены конденсатор *С8* и через реле *Р3, Р4* усилителя цепь отрицательной обратной связи отсечки, состоящая из резистора *R8* и опорных диодов *Д9—Д13*. Опорные диоды включены в обратной полярности.

Цепь диодов становится проводящей только в том случае, если напряжение на конденсаторе *С8* превысит 50—60 В, что соответствует напряжению тахогенератора при частоте его вращения больше 10 000 об/мин. Если сигнал тахогенератора, а следовательно, и напряжение на конденсаторе *С8* меньше 50—60 В, то диоды *Д9—Д13* заперты и падения напряжения на резисторе *R8* не будет.

При сигнале больше 50—60 В диоды откроются, и по резистору *R8* потечет ток отсечки, в результате чего отрицательное смещение на сетке лампы *ЛИ* увеличится, уменьшится коэффициент усиления и снизится частота вращения ИЭ-1М до 10 000 об/мин.

Усилитель УШК расположен в нижней части корпуса гироагрегата с наружной стороны, закрыт кожухом с отверстиями и

состоит из двух блоков. Первый блок собран на таком же корпусе, как и усилитель ГКУ. На нем расположены преобразователь, селектор, ламповый и предварительный транзисторный каскады, ограничитель скорости и реле. Со схемой гироагрегата первый блок соединяется 15-штырьковым ШР типа ГО и закрывается кожухом с отверстиями.

Второй блок, содержащий второй каскад усиления напряжения и выходной каскад усиления мощности, представляет собой унифицированный блок усиления БУ-13 и располагается в блоке усилителя УВР. Блок БУ-13 со схемой соединяется 7-штырьковым ШР.

Основные технические данные

Коэффициент усиления, не менее, в режиме:	
ШК	2000
МК, АК	1000
Максимальное выходное напряжение в следящей системе, В, не более	12
Напряжения, В, и частота, Гц, тока:	
постоянного	27 + 2,7 и 80—100
переменного	7 ± 0,35; 400 + 8
Потребляемый ток, мА:	
постоянный	400
переменный	50
Масса, кг	0,7

Усилитель вращающейся рамы. УВР предназначен для работы в следящей системе стабилизации подвижного корпуса гироагрегата по крену (рис. 8.17).

Первый каскад собран по схеме с общим коллектором на триоде ТТ (МП14А), что обеспечивает высокое входное сопротивление. Входной сигнал подается на базу триода через разделительный конденсатор *С1*. Второй каскад собран по схеме с общим эмиттером на триоде *Т2*. Нагрузкой каскада служит первичная

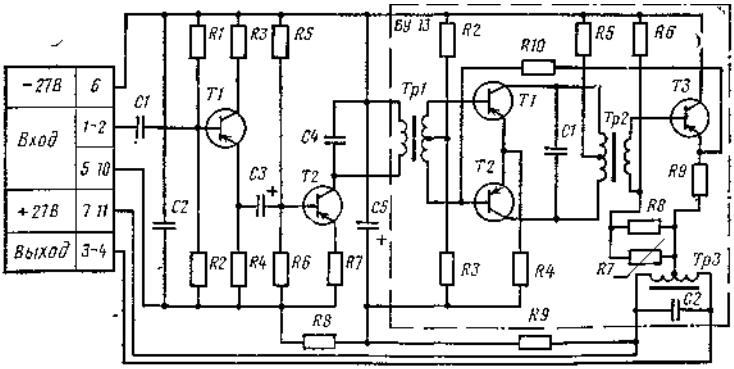


Рис. 8.17. Электрическая схема УВР

обмотка согласующего трансформатора *Tpl* БУ. Со вторичной обмотки трансформатора *Tpl* усиленный сигнал подается на третий каскад, собранный по двухтактной схеме на транзисторах *T1* и *T2* модуля БУ-13. Четвертый каскад — усилитель мощности — собран на триоде *T3* (П4Б) по схеме с общим эмиттером, что позволяет соединять триод непосредственно с корпусом, используя его в качестве радиатора.

Обмотка управления двигателя ДИД-0,6ТА подключается через автотрансформатор *Тр3.* Необходимый сдвиг фаз на обмотках двигателя обеспечивается конденсатором *С2.* Остальные элементы схемы обеспечивают выбор рабочих точек триодов, термостабилизацию каскадов, глубину обратных связей, формирование фильтров [3]. Усилитель состоит из приставки, содержащей первые два каскада и блока БУ, имеющего два других каскада.

Корпус УВР представляет собой пластмассовый кронштейн. С одной стороны кронштейна расположены элементы приставки, с другой — 7-штырьковые ламповые панели, в которые вставлены два блока БУ. Один из них является выходным блоком УШК, второй — УВР. Со схемой ТКС УВР соединяется 15-штырьковым ШР типа ГР. Усилитель расположен в нижней части корпуса ГА с наружной стороны и закрыт кожухом с отверстиями.

Основные технические данные

Коэффициент усиления, не менее	100
Максимальное выходное напряжение, В	25
Напряжение питания, В	27±2,7
Потребляемый ток, мА	250
Масса, кг	0,7

Усилитель полупроводниковый УП-2. Усилитель предназначен для работы в следящих системах указателя УШ-3 (рис. 8.18).

Первый каскад собран на триоде 77 (П101Б, проводимость *n-p-n)* по схеме с общим эмиттером. Нагрузкой входного каскада служит согласующий трансформатор *Tpl.* Второй каскад собран по двухтактной схеме с общей базой на триодах *T2* и *T3* (П101Б). Выходной каскад мощности выполнен на триоде *T4* (П306, *p-n-p)* по схеме с общим коллектором.

Обмотки управления двигателей ДИД-0,5ТА, соединенные параллельно, включаются непосредственно в цепь эмиттера *T4.*

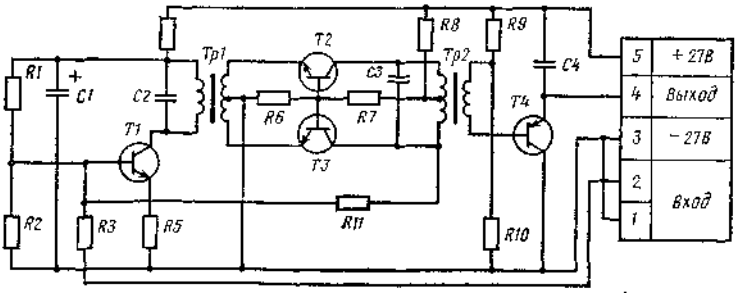


Рис. 8.18. Электрическая схема УП-2

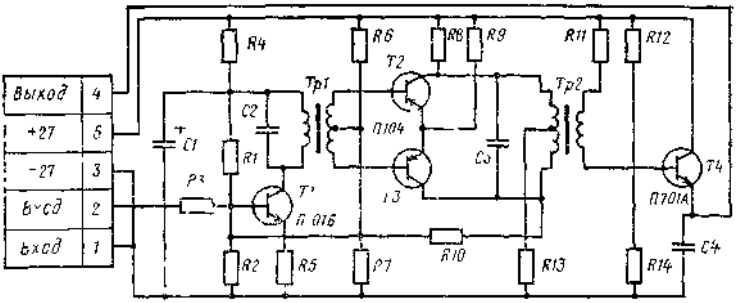


Рис 8.19. Электрическая схема УП-3Т

Остальные элементы схемы обеспечивают требуемый режим каскадов, термостабилизацию, глубину обратных связей улучшение формы выходного напряжения и пр. [3].

Усилитель смонтирован на металлическом кронштейне. Триод *Т4* и трансформаторы крепятся на кронштейне непосредственно, триоды *Т2* и *Т3* — на гетинаксовой пластине, конденсаторы *С2* и *С3* — на дополнительной металлической скобе, а все остальные детали — на двух гетинаксовых платах, закрепленных на краях кронштейна. Усилители УП-2 располагаются в корпусах указателей.

Основные технические данные

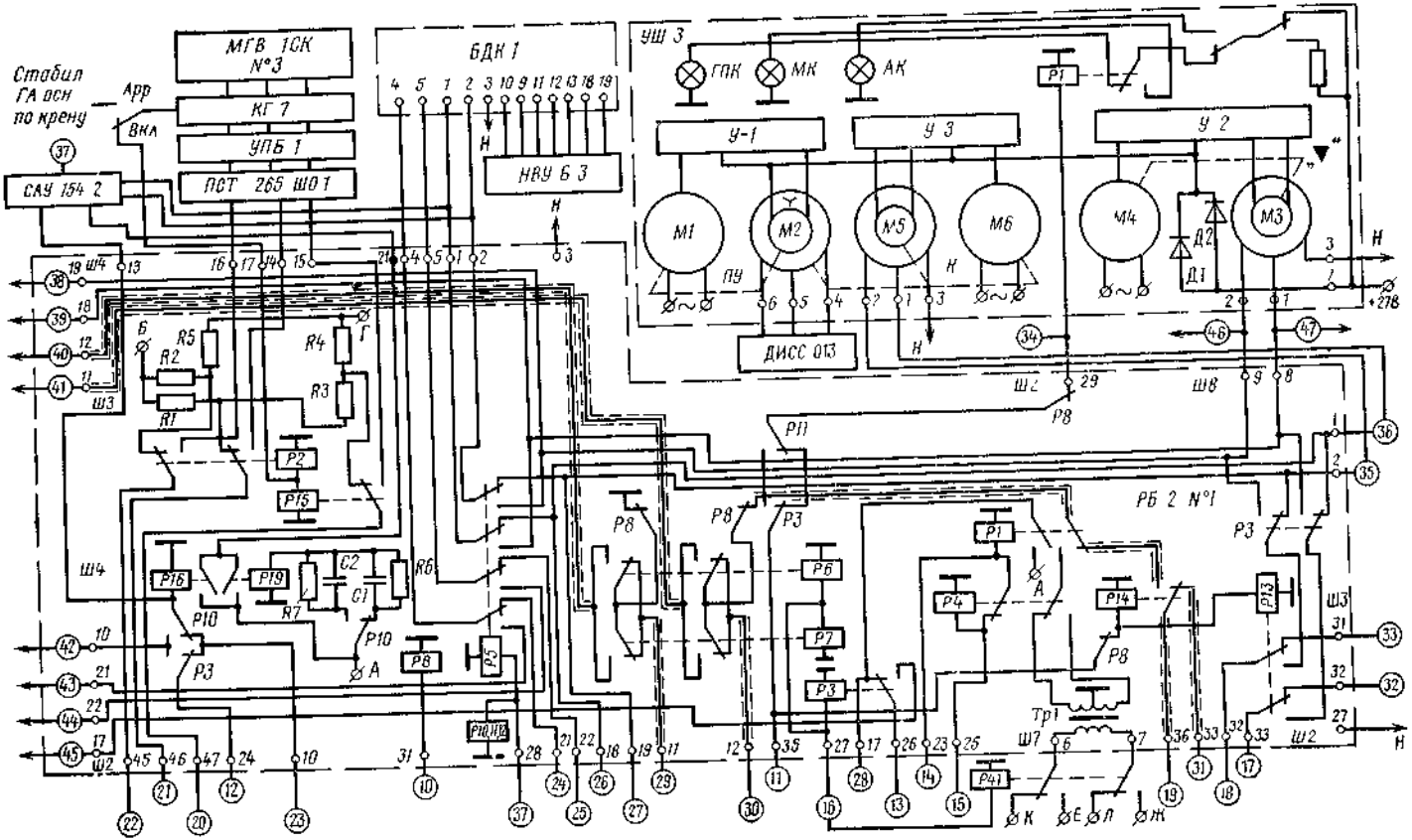
Коэффициент усиления, не менее	30
Максимальное выходное напряжение, В, не менее	10
Напряжение питания, В	27+2,7
Потребляемый ток, мА	100

Усилитель УП-3Т. Усилитель предназначен для работы в следящих системах блоков БГМК-2 и является модернизацией усилителя УП-2. Второй каскад УП-3Т (рис. 8.19) в отличие от второго каскада УП-2 собран по двухтактной схеме с общим эмиттером на триодах П104 *p-n-p*. Выходной каскад также собран по схеме с общим коллектором, но на транзисторе П701А, *n-p-n*. Поэтому обмотки двигателей ДИД-0,5ТА подключаются между выходом (эмиттером) и минусовой шиной питания.

Конструктивно все элементы УП-3Т размещены на специальном основании, изготовленном из пресс-порошка, и залиты специальным составом. Технические данные такие же, как и у УП-2.

8.4. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СХЕМА

Цепи, питания и коммутации. Блоки системы ТКС-П2 сер. 2 вместе с* приборами, обеспечивающими их работу, образуют в совокупности два канала курсовой системы и каждый со своими потребителями: основной (рис. 8.20) и запасный (рис. 8.21).


МГВ 1СК №3
КГ 7
УПБ 1
ПСТ 265 ШО 1
САУ 154 2
Стабил ГА осн по крену
Арр
Вкл
БДК 1
НВУ Б 3
УШ 3
ГПК
МК
АК
У-1
У 3
У 2
М1
М2
М5
М6
М4
М3
Д1
Д2
ДИСС 013
ПУ
РБ 2 №1
Тр1
+27В

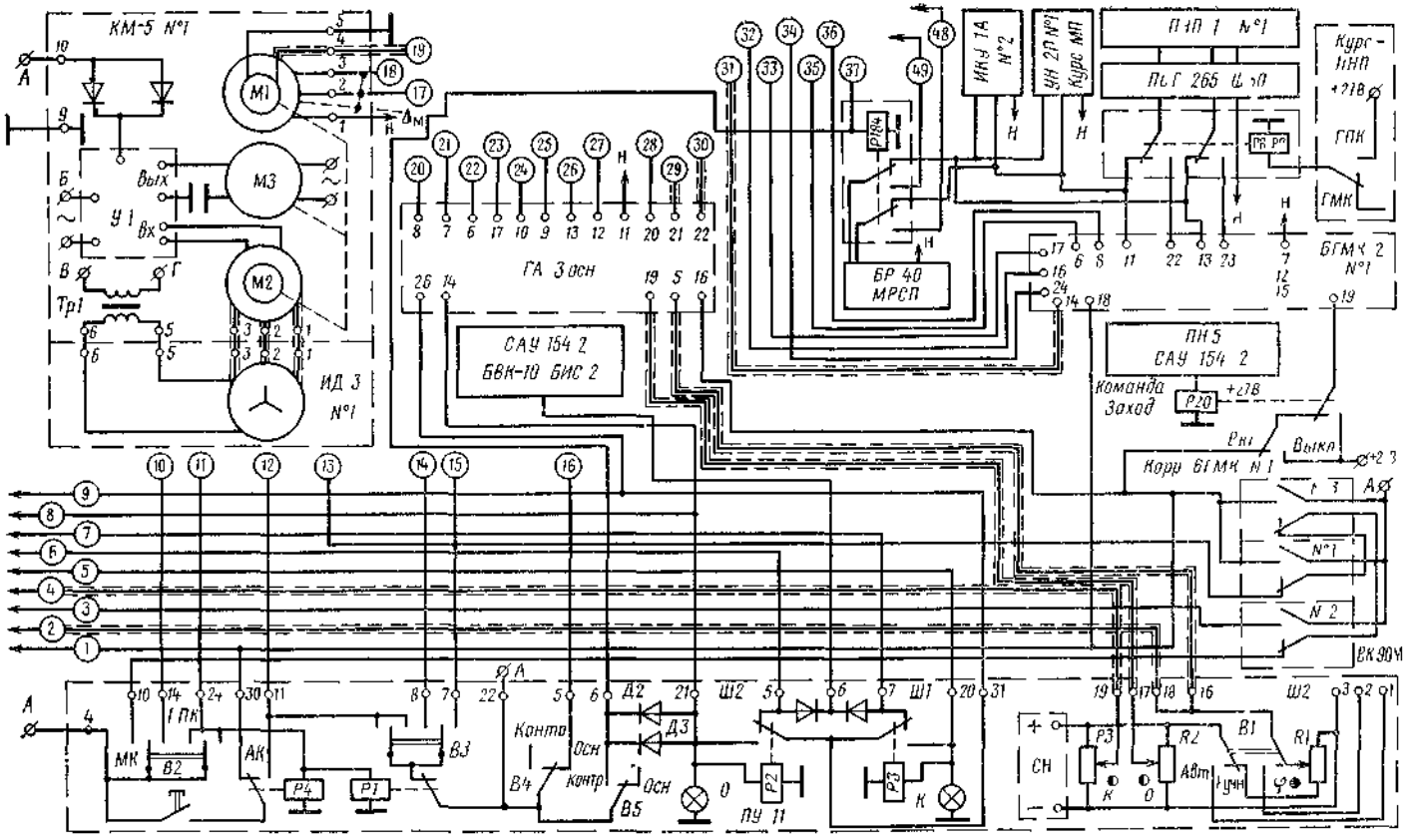


Рис 8 20 Электрическая схема основного канала ТКС П2 сер 2

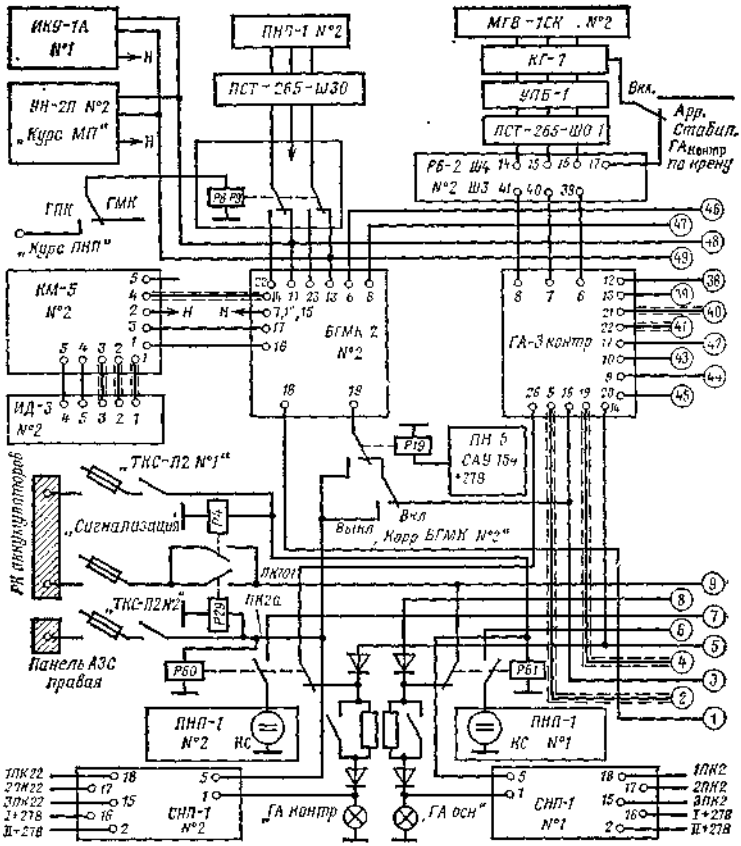


Рис. 8.21. Электрическая схема запасного канала ТКС-П2 сер. 2 и системы сигнализации об отказах курсовой системы

К основному каналу относятся; блоки: ГА-3 осн., ИД-3 № 1Г КМ-5 № 1, БГМК-2 № 1 и РБ-2 № 1, работа которых обеспечивается МГВ-1СК № 3, ВК-90М № 1 и 3 из комплекта САУ-154-2. Потребителями основного канала являются: канал стрелки «К» УШ-3 (ОК); ПНП-1 № 1 (ОК и ГМК); ИКУ-1А № 2 (ГМК); «Курс МП-2» № 1 (ГМК).

К запасному каналу относятся блоки: ГА-3 контр. ИД-3 № 2 КМ-5 № 2, БГМК-2 № 2 и РБ-2 № 2, работа которых обеспечивается МГВ-1СК № 2 и ВК-90М № 2. Потребителями запасного канала являются: канал треугольного индекса УШ-3 (ОК); ПНП-1 № 2 (ОК, ГМК); ИКУ-1А№ 1 (ГМК); «Курс МП-2» № 2 (ГМК).

К потребителям курса с переключением на оба канала относятся БДК-1 (ОК), САУ-154-2 (ОК) и МСРП-64М-2 (ГМК).

Управление каналами КС производится с ПУ-11 и рядом переключателей, установленных на верхнем электрощитке пилотов.

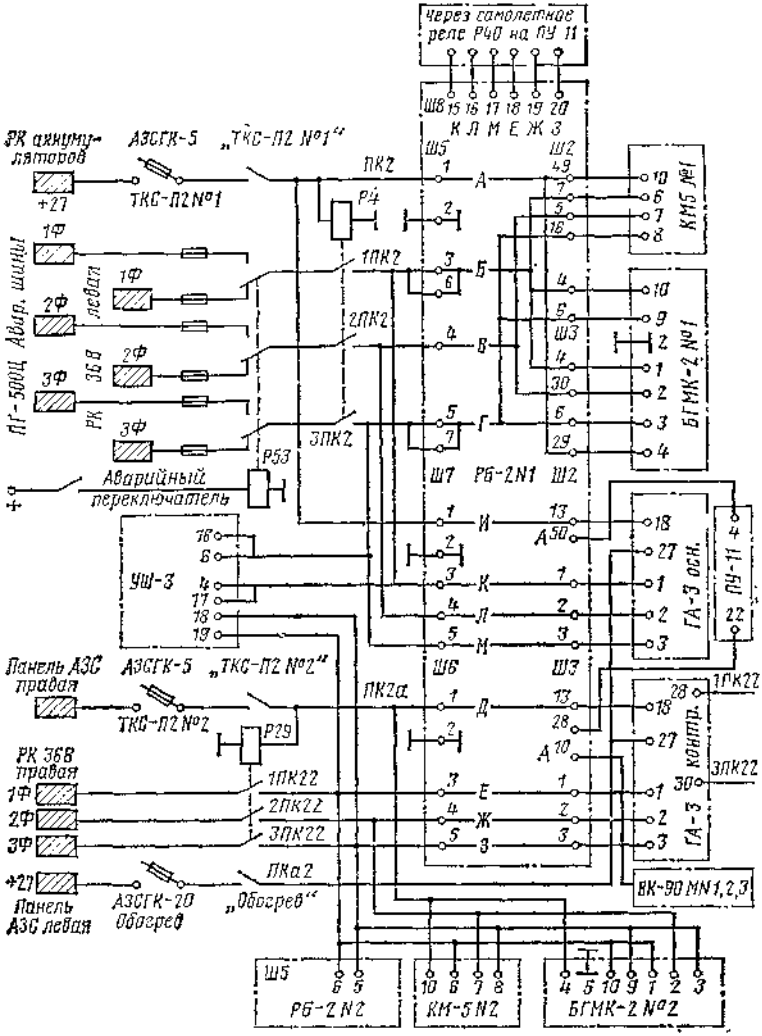


Рис. 8.22. Схема электропитания агрегатов ТКС-П2 сер. 2

Питание (рис. 8.22) основного канала осуществляется от шин: +27В — «РК аккумуляторов» через АЗСГК-5 и выключатель «ТКС-П2 № 1»; 36В — «РК 36В левая» (с автоматическим переключением на правую и на ПТ-500Ц при отказах). Питание запасного канала — от шин: +27В — «Панель АЗС правая» через АЗСГК-5 и выключатель «ТКС-П2 № 2»; 36В — «РК 36В правая» .(с автоматическим переключением на «РК 36В левая» при отказах, на рис. 8.22 не показано).

Обогрев обоих ГА-3 осуществляется от шин +27В — «Панель АЗС левая». Цепь сигнализации об отказах ТКС запитывается

напряжением +27В от шины «РК аккумуляторов» через АЗСГК-5 «Сигнализация» (на рис. 8.22 не показано).

Включение системы производится выключателями: «ТКС-П2 № 1», «ТКС-П2 № 2», «Обогрев ГА» (рис. 8.22), «Коррекция БГМК № 1», «Коррекция БГМК № 2», «Стабилизация ГА по крену осн.» и «Стабилизация ГА по крену контр», (в положение «Вкл.»), «Курс ПНП» (в положение «ГПК»), расположенных на верхнем электрощитке пилотов (см. рис. 8.20, 8.21).

Одновременно включается питание САУ-154-2 для обеспечения работы ВК-90М, МГВ-1СК и СТУ-154 для обеспечения работы ПНП-1.

Соединение агрегатов и коммутация цепей ТКС-П2 сер. 2 производится с помощью ШР и реле блоков РБ-2 № 1 и 2.

Блок РБ-2 № 1 соединяется со схемой, потребителями и источниками питания при помощи девяти штепсельных разъемов:

Ш1 — 19-штырьковый ШР «Настройка» для подключения к КС поверочной установки УПП-ТКС-П;

Ш2 — 50-штыоьковый ШР «Схема» для подключения ГА-3 осн., КМ-5 № 1, ПУ-11 и БГМК-2 № 1;

Ш3 — 45-штырьковый ШР «Схема» для подключения к блоку РБ-2 № 1 контрольного ГА-3 и БГМК-2 № 1;

Ш4 — 19-штырьковый ШР «Потребители» для подключения потребителей курса от основного ГА-3 (САУ-154-2 БДК-1) и для подключения к МГВ-1СК № 3;

Ш5 — 7-штырьковый ШР «Питание» для ввода питания постоянным током от «РК аккумуляторов» и переменным током от «РК 36В левой» для питания КМ-5 № 1 и БГМК-2 № 1;

Ш6 — 7-штырьковый ШР «Питание» для ввода питания постоянным током от «Панели АЗС правой» и переменным от «РК 36В правой» для питания контрольного ГА-3;

Ш7 — 7-штырьковый ШР «Питание» для ввода питания постоянным и переменным током основного ГА-3 от «РК аккумуляторов» и «РК 36 В левой» и для подвода питания на первичную обмотку трансформатора *Tpl* задатчика курса, размещенного в блоке;

Ш8 — 24-штырьковый ШР «Автопилот» для подключения УШ-3, БГМК-2 № 1 и БГМК-2 № 2 к основному и контрольному гироагрегатам и для подачи импульса тока в САУ;

Ш9 — в ТКС-П2 сер. 2 не задействован.

В блоке РБ-2 № 2 частично задействованы ШР: Ш4 — для ввода сигналов крена от МГВ-1 СК № 2; Ш3 — для вывода сигналов крена от МГВ и арретира на СП узла стабилизации контрольного ГА-3; Ш5 — для ввода двух фаз (1-й и 3-й) от «РК 36 В правой», для питания электрического арретира.

Расположенный в блоке РБ-2 № 1трансформатор *Tpl* 3К запитывается переменным напряжением 36 В, 400 Гц. Вторичная обмотка трансформатора состоит из двух половин со средней точ-

кой, замкнутой на корпус. В зависимости от положения переключателя *В3* пульта ПУ-11, сигнал напряжением около 1 В определенной фазы через контакты реле *Р4* снимается со вторичной обмотки трансформатора и подается на вход УШК. В результате двигатель-генератор *Ml* (ИЭ-1М) разворачивает статоры СД *М3* ГА-3 в ту или иную сторону.

Все реле РБ-2 № 1 делятся на восемь групп, выполняющие определенные функции:

1. Реле курсозадатчика *Р1* и *Р4* управляются от переключателя *В3* курсозадатчика на ПУ-11. Реле *Р4* коммутирует фазу управляющего сигнала с трансформатора *Tpl* на усилитель УШК в зависимости от стороны поворота переключателя *В3* (вправо-влево). Реле *Р1* срабатывает в любом положении переключателя *83* и подключает выход *Tpl* к выходу УШК по переменному току основного и контрольного гироагрегатов.

2. Реле коррекции *Р3, Р6* и *Р7* управляются от переключателя *84* «Коррекция» пульта ПУ-11. Контакты реле находятся в нормальном положении при установке переключателя *В4* в положение «Контр.» Реле магнитной коррекции гироагрегатов *Р3* коммутирует цепь статоров *СД* гироагрегатов, а также цепи управления и сигнализации от переключателей *В2* и *В3* пульта управления. Реле входных цепей коррекции гироагрегатов *Р6* и *Р7* дублируют друг друга и предназначены для коммутации входных цепей усилителей УШК основного и контрольного гироагрегатов по точному (в режиме МК и курсозадатчика) и по груботочному входу.

3. Реле режима астрокоррекции *Р8* и *Р9* управляются от переключателя *В2* пульта и срабатывают при включении режима АК. Реле *Р8* подключает двухканальные роторные обмотки *СД* астрокорректора или специального задатчика курса к входу усилителя УШК и разрывает цепь сигнализации МК на указателях. Реле *Р9* подключает статорные обмотки астрокорректора к статору СД гироагрегата, включенного в режим АК. В ТКС-П2 режим АК отсутствует и реле *Р8* и *Р9* не задействованы.

4. Реле режима магнитной коррекции *Р13* и *Р14* управляются от переключателя *В2* и срабатывают при включении режима МК. Реле *Р13* переключает статорные обмотки СП Ml КМ-5 № 1 с СД М4 канала ГМК БГМК-2 № 1 на *СД М3* гироагрегатов.

Реле *Р14* переключает обмотку ротора СП *Ml* КМ-5 № 1 с входа усилителя *У2* блока БГМК-2 № 1 на вход усилителя УШК гироагрегатов.

5. Реле потребителей *Р5* и *Р10* управляются от переключателя *85* «Потребители» и срабатывают при установке переключателя в положение «Контр.». Реле *Р5* коммутирует цепи статоров сельсинов гироагрегатов БДК-1 и потребителей САУ; реле *Р10* — цепи-фоторезистора системы контроля широтной коррекции и реле блокировки *Р16* и *Р19.*

6. Реле сигнализации *Р11* и *Р12* управляются от переключателя *В5* и срабатывают вместе с реле *Р5* и *Р10* при переключе

нии потребителей на контрольный гироагрегат. Реле *Р11* коммутирует цепь сигнализации режима МК на УШ-3 и переключает потребители ГМК на СД-повторитель *М3* блока БГМК-2 № 1. Реле *Р12* в ТКС-П2 не используется.

7. Реле электрического арретира *Р2* и *Р15* включены параллельно и срабатывают по сигналу исправности МГВ+27В, который подается с коммутаторов гиродатчиков КГ-7 системы САУ-154-2 через выключатель «Арретир ГА осн.» и «Арретир ГА контр.» В этом случае обмотки ПСТ-265-ШО-1 через замыкающие контакты реле *Р2, Р15* подключаются к статорным обмоткам СП *М2* гироагрегатов.

При отказе гировертикали и пропадании сигнала +27 В реле *Р2* и *Р15* обесточиваются и через размыкающие контакты к сельсинам *М2* крена подключается мост арретира, с которого подается сигнал нулевого крена. Подключить арретир можно указанным выключателем, установив его в положение «Арретир ГА». При этом цепь «КГ — Реле» будет разорвана. Электрический арретир представляет собой кольцевой делитель напряжения, состоящий из пяти резисторов *Rl—R5* и запитанный напряжением 36 В, 400 Гц. Три отвода от арретира через размыкающие контакты реле *Р2* и *Р15* подключаются к статорным обмоткам СП *М2* ГА-3.

8. Реле блокировки АП *Р16* и *Р19* срабатывают и подают в АП напряжение +27 В при большой скорости согласования *(Р16)* и при переключениях потребителей с одного гироагрегата на другой *(Р19).*

Скачкообразное или быстрое изменение сигнала курса, поступающего в АП, приводит к нарушению управления самолетом. Чтобы этого не допустить, при включении большой скорости согласования или при переключении потребителей с одного гироагрегата на другой в АП подается импульс +27 В. Под действием импульса тока поступление сигнала курса в САУ на время переключения прекращается.

Реле *Р16* срабатывает при включении большой скорости согласования от кнопки на ПУ-11 в режиме МК или от задатчика курса *В3* в режиме ГПК. Реле *Р19* срабатывает при переключений-потребителей с одного гироагрегата на другой и подает в автопилот импульс тока +27 В продолжительностью 6—16 мкс. Для формирования импульса тока обмотка реле *Р19* питается через две параллельные цепочки *R6—C1* и *R7—C2,* на одну из которых подается напряжение +27 В через контакты реле *Р10,* а другая обесточена.

Сопротивления резисторов *R6* и *R7,* шунтирующих конденсаторы, подобраны таким образом, что при заряженном конденсаторе цепочки, на которую подано напряжение, через обмотку реле течет ток меньше тока срабатывания реле *Р19.* Контакты реле *Р9* при этом разомкнуты и импульс тока в АП не подается.

При переключении потребителей напряжение +27 В через контакты *Р10* подается на ту цепочку, в которой конденсатор не заряжен. По цепи обмотки реле *Р19* пройдет большой ток заряда

конденсатора, и реле сработает. Через замыкающие контакты на автопилот будет подан импульс тока длительностью 6—16 мкс, равный времени заряда конденсатора. Когда ток заряда конденсатора *С2 (С1)* уменьшится до уровня отпускания реле *Р19,* подача импульса прекратится. За это время второй конденсатор *С1 (С2)* разрядится и схема будет подготовлена к очередному переключению.

В пульте ПУ-11 установлены четыре реле *Р1—Р4.* Через размыкающие контакты реле *Р1* напряжение +27 В на переключатель *В3* курсозадатчика подается только в режиме ГПК. Реле *Р4,* включенное параллельно реле *Р1,* срабатывает при установке переключателя режимов *В2* в положения «МК» и «АК» и замыкает цепи кнопки быстрого согласования гироагрегатов. В режиме ГПК реле *Р4* обесточено и своими контактами держит цепь кнопки быстрого согласования блока БГМК-2 замкнутой. Реле *Р2* и *Р3* срабатывает соответственно при отказах основного и контрольного гироагрегатов, замыкая цепи сигнальных ламп «Отказ О» и «Отказ К»- Реле *Р2* и *Р3* через свои размыкающие контакты и через блокировочные диоды *Д1* и *Д4* обеспечивают подачу сигнала +27 В исправной работы на систему автоматического управления (САУ). Сигнал +27 В в САУ поступает по трем линиям, выведенным на штырьки 5 (осн.), 6 (общ.) и 7 (контр.) 7-штырькового ШР пульта управления.

Со штырька *5* сигнал исправности +27 В поступает на магнитоэлектрическую систему бленкера «КС» ПНП-1 левого пилота, убирая его с поля зрения, со штырька 7 — на систему бленкера «КС» ЛНП-1 правого пилота, а со штырька 6 (общего) сигнал исправности ТКС поступает на блок встроенного контроля (БВК-10) и блок интегральной сигнализации (БИС-2) САУ-154-2.

При отказе основного ГА-3 срабатывает реле *Р2,* сигнал +27 В со штырька 5 снимается и в ПНП-1 левого пилота появится бленкер «КС», сигнализирующий об отказе. Но при этом напряжение +27 В, кроме лампы сигнализации «Отказ О», через диоды *Д2, Д3* поступает на клемму «Контр», переключателя *В5* «Потребители» и далее на реле *Р5, Р10, Р11, Р12* блока РБ-2 № 1 и в САУ для переключения потребителей с основного на контрольный.

Блокировочные диоды *Д2* и *Д3* служат для исключения срабатывания сигнализации отказа основного гироагрегата при ручном переключении потребителей переключателем *В5* с основного гироагрегата на контрольный.

При отказе контрольного ГА-3 загорается сигнальная лампа «Отказ К», срабатывает реле *Р3,* исчезает сигнал +27 В на штырьке *7,* появляется бленкер «КС» на ПНП-1 правого пилота. При отказе контрольного гироагрегата переключение потребителей не производится.

При одновременном отказе основного и контрольного гироагрегатов сигнал исправности исчезает на всех трех штырьках 5, 7 и 6. Поэтому, кроме поканальной сигнализации лампами на

ПУ-11 и бленкерами на ПНП-1, исчезновение сигнала исправности, поступающего в САУ (штырек 6), приводит к срабатыванию блока встроенного контроля БВК-10, который производит соответствующие переключения в САУ-154-2.

Одновременно с сигнализацией на ПУ-11 отказы гироагрегатов сигнализируются табло «Отказ ГА осн.», «.Отказ ГА контр.», установленными на средней приборной доске пилотов. Если лампы пульта ПУ-11 сигнализируют об отказе гироагрегатов в результате завалов гироузлов и дополнительной рамы, то табло, кроме того, сигнализируют и об отсутствии питания +27 В и. 36 В, 400 Гц, получая питание на лампы от резервного источника напряжения +27 В через СНП-1 № 1 и 2 (со штырька *1).*

Сигнальные лампы на ПУ-11 при отказах самоблокируются контактами реле *Р2* и *Р3.* Чтобы снять блокировку, необходимо кратковременно выключить выключатели «ТКС-П2 № 1» и «ТКС-П2 № 2».

Режим гирополукомпаса. Этот режим задается курсовой системе переключателем *В2* на пульте ПУ-11 установкой его в положение «ГПК». Переключатель *В5* «Потребители» устанавливается на «Осн.», переключатель *В4* «Коррекция» на «Осн.»

Реле *Р5,* управляемое от *В5,* обеспечивает связь *СД М3* основного ГА-3 с потребителями ОК- При установке переключателя *В4* «Коррекция» на «Осн.» срабатывают реле *Р3, Р6* и *Р7,* которые своими контактами подготавливают цепи коррекции основного ГА-3 от задатчика курса ПУ-11 и от КМ-5 № 1.

Ортодромический курс определяется корректируемым курсовым гироскопом в режиме ГПК и потребителям ОК передается с помощью сельсинных следящих систем первого варианта.

Статор *СД М3* основного ГА-3 (грубого) непосредственно соединен с статорами *СП М5* канала стрелки «К» УШ-3 и *СП Ml* БГМК-2 № 1 и через контакты реле *Р5* с СП блока связи БСН-7 САУ-154-2, образуя три параллельные одноканальные следящие системы: Статор *СД М3* по двухканальной следящей системе передает ОК на статор *СП Ml* и *М2* БДК-1.

Статор *СД М3* ГА-3 контр, в этом случае непосредственно соединен со статорами *СП М3* канала индекса УШ-3 и *СП МП* БГМК № 2, образуя одноканальные следящие системы. При переключении потребителей на ГА-3 контр. *(В5* в положении «Контр.») срабатывает реле *Р5,* которое переключает БДК-1 и БСН-7 на *СД М3* ГА-3 контр., остальные цепи остаются в прежнем состоянии. Текущий ОК на оба ПНП-1 постоянно поступает от *СД М3* повторителей своих БГМК-2 через переключатели «Курс ПНП».

Элементами схемы широтной коррекции являются: широтный многооборотный потенциометр *R1* пульта ПУ-11; балансировочные многооборотные потенциометры *R2* и *R3* пульта ПУ-11 соответственно основного и контрольного гироагрегатов; усилитель УПК гироагрегатов; двигатели-генераторы *Ml* (с редукторами) гироагрегатов, переключатель *В1* режимов широтной коррекции на

ПУ-11; стабилизатор напряжения постоянного тока ПУ. Перечисленные элементы образуют две параллельные системы широтной коррекции основного и контрольного гироагрегатов.

Широтный потенциометр *R1* и потенциометры *R2* и *R3* соединяются по мостовой схеме и питаются стабилизированным напряжением постоянного тока. Сигналы коррекции снимаются с подвижных контактов балансировочных потенциометров *R2* и *R3* и общего для обоих гироагрегатов широтного потенциометра *R1*.

Положение контактов балансировочных потенциометров устанавливается при регулировке гироагрегатов. Для этой цели их оси шлицами выведены на переднюю панель ПУ-11 и снабжены соответствующими надписями. Положение подвижного контакта широтного потенциометра устанавливается в пульте ПУ-11 вручную по шкале рукояткой «φ». С контактов широтного и балансировочного потенциометров сигнал коррекции подается на вход (по постоянному току) усилителя УШК соответствующего гироагрегата.

С выхода УШК сигнал поступает на двигатель-генератор *Ml*, который разворачивает статор *СД М3* со скоростью, равной алгебраической разности скоростей прецессии от разбаланса $\omega_{рб}$ и вертикальной составляющей земного вращения $\omega_в = \omega_з \sin\varphi$, т. е. со скоростью $\omega_{шк} = \omega_{рб} - \omega_з \sin\varphi$ (при движении против часовой стрелки угловые скорости положительные).

При установке переключателя *В2* в положение «МК» срабатывают реле в усилителе УПК, вход усилителя по постоянному току прерывается и широтная коррекция гироагрегата отключается.

В режиме ГПК переключателем *В3* «Задатчик курса» на ПУ-11 можно принудительно разворачивать на корректируемом гироагрегате статор *СД М3* и тем самым изменить показания ОК. Выбор корректируемого агрегата производится переключателем *В4* «Коррекция».

Рассмотрим случай коррекции основного ГА-3. Переключатель *В4* ставится на «Осн.», при этом реле *Р3, Р6, Р7* срабатывают.

При отклонении *В3* вправо в РБ-2 № 1 срабатывают реле *Р4* и *Р1*, а через контакты *Р3* подается +27 В на электромагнитную муфту *Эм* основного ГА-3. Через контакты реле *Р1* подается +27 В на реле *Р1* УШК основного ГА-3, которое переключает входную цепь УШК на вход по переменному току. Реле *Р4* и *Р1* подключают через контакты реле *Р6* и *Р7* вторичную обмотку трансформатора *Tpl*, с которой снимается входной сигнал требуемой фазы. В результате привод ИЭ-1М большой скоростью разворачивает статор *СП М3* основного ГА-3, и стрелка «К» УШ-3 показывает новое значение курса.

При отклонении *В3* влево срабатывает только *Р1* и сигнал на УШК поступает с трансформатора в противоположной фазе — курс меняется в другую сторону.

При Переключении *В4* на «Контр.» реле *Р3, Р6* и *Р7* обесточиваются и переключают цепи входного сигнала на УШК и цепь *Эм* на 1 ГА-3 контр. В остальном процесс проходит аналогично.

Начальная выставка гироагрегатов производится через 10—12 мин после включения питания курсовой системы одним из следующих способов: вручную переключателем *В3* «Задатчик курса» на ПУ-11, если возможно определить курс стоянки самолета; по ИД-3, если аэродром вылета находится в районе устойчивой работы ИД-3 и металлическая арматура бетонированного покрытия в месте стоянки самолета не оказывает на ИД-3 влияния.

Для начальной выставки ГА-3 переключателем *В3* с ПУ-11 необходимо: установить на БДК-1 поправку курса, равную 0°; определить курс стоянки самолета, используя теодолит или девиационный пеленгатор (при отсутствии теодолита и пеленгатора начальная выставка производится после установки самолета строго по оси ВПП перед взлетом; курс самолета в этом случае принимается равным истинному (магнитному) курсу ВПП); установить переключатель *В4* «Коррекция» в положение «Осн.», а переключатель *В2* в положение «ГПК»; установить переключатели «Курс ПНП» в положение «ГПК»; переключателем *В3* установить стрелку «К» УШ-3 на курс стоянки самолета и убедиться, что показания курса на ПНП-1 № 1 те же.

На этом выставка основного ГА-3 заканчивается.

Переключатель *В4* «Коррекция» переставляется в положение «Контр.», и переключателем *В3* на УШ-3 совмещается треугольный индекс со стрелкой «К». При этом отсчеты курсов на обоих ПНП-1 должны совпадать. На этом выставка контрольного ГА-3 заканчивается.

Для начальной выставки ГА-3 по ИД-3 необходимо:

на БДК-1 выставить поправку, равную 0°;

установить на КМ-5 № 1 магнитное склонение в точке выставки гироагрегата со своим знаком при выставке ГА-3 от истинного меридиана, или магнитное склонение, равное 0°, при выставке ГА-3 от магнитного меридиана, или, наконец, условное магнитное склонение, равное $\Delta_{м.у}$=— МПУо, где $МПУ_0$ — магнитный путевой угол главной ортодромии, от которой отсчитывается ОК;

установить на ПУ-11 переключатель *В5* «Потребители» на «Осн.»;

переключатель *В2* установить на «МК»;

переключатель *В4* «Коррекция» установить на «Осн.», нажать кнопку «Согласование» и держать ее, пока стрелка «К» УШ-3 не остановится;

переключатель *В4* поставить в положение «Контр.», нажать кнопку и держать ее пока индекс не совпадет со стрелкой «К». В зависимости от значения вводимого склонения в КМ-5 № 1 стрелка «К» и индекс в УШ-3 будут показывать в первом случае ИК, во втором — МК и в третьем — ОК;

переключатель режима *В2* поставить в положение «ГПК»;

на обоих КМ-5 установить $\Delta_м = 0°$ и, нажав кнопку «Согласование», согласовать ИКУ-1А правого пилота с ИД-3 № 1 и ИКУ-1А левого пилота с ИД-3 № 2.

Для формирования ГМК и выдачи его потребителям при работе ТКС в режиме ГПК в блоках БГМК-2 (см. рис. 8.7) имеется канал ГМК, в состав которого входят: СД ГМК *М4,* усилитель *У2* (УП-3Т), двигатель *М5* (ДИД-0.5ТА) с редуктором и электромагнитной муфтой ускоренного согласования *Эм;* реле *Р3,* срабатывающее (см. рис. 8.20) от ВК-90М, от выключателя «Коррекция БГМК» и по сигналу от САУ-154-2 отключающее магнитную коррекцию соответственно на виражах принудительно и по команде «Заход».

В режиме ГПК ротор *СД М4* с помощью следящей системы канала курса блока стабилизирован от гироагрегата, статор СД *М4* в БГМК-2 № 1 через контакты реле *Р13* РБ-2 № 1 соединен со статором СП *Ml* КМ-5 № 1, статор СД *М4* БГМК-2 № 2 непосредственно соединен со статором СП *Ml* КМ-5 № 2. При рассогласовании сельсинов сигнал усиливается в *У2* и поступает на двигатель *Мб.* Двигатель *М5* через редуктор разворачивает статор СД *М4* до согласованного положения. В этом положении СД *М4* выдает ГМК потребителям, параллельно подключенным к его статорной обмотке (ИКУ-1А, МСРП и ПНП-1).

При переключении основного ГА-3 на режим МК потребители ГМК в БГМК-2 № 1 переключаются с помощью реле *Р1* и *Р2* блока с СД *М4* на СД *М3.* В БГМК-2 № 2 таких переключений не предусмотрено, так как МК обоих гироагрегатов осуществляет только ИД-3 № **1** и КМ-5 № **1.**

Режим магнитной коррекции. Режим МК основного или контрольного гироагрегата устанавливается на несколько минут, необходимых для устранения накопившихся погрешностей в курсе, или для начальной выставки гироагрегата. Объясняется это тем, что при колебаниях чувствительного элемента ИД-3 на УШК поступают значительные знакопеременные сигналы, которые вызывают резкие реверсивные вращения двигателя ИЭ-1М, приводящие к его быстрому изнашиванию.

Магнитный курс самолета определяется ИД-3 и передается на КМ-5 с помощью следящей системы ИД—КМ. Элементами системы ИД—КМ являются: ИД-3; СП *М2* КМ-5; УКМ; двигатель *М3* (ДИД-0,5 ТА) с редуктором. Эта следящая система несколько отличается от обычных сельсинных систем тем, что в ней нет СД. Его роль выполняют сигнальные обмотки ИД-3. Система ИД—КМ работает так же, как и следящая система первого варианта.

Двигатель *М3,* согласовывая систему ИД—КМ, одновременно через ЛК вводит магнитный курс в СП *Ml* КМ-5, который через контакты реле *Р13 Р14 Р3* соединяется с СД *М4* канала ГМК блока БГМК-2 или с СД *М3* (грубым) корректируемого гироагрегата.

При" работе курсовой системы в режиме ГПК СП *Ml* КМ-5 соединяется с СД *М3* ГА-3. Если в КМ-5 № 1 вводится $\Delta_м=0°$, то коррекционный механизм выдает МК; если $\Delta_м$, снятое с карты, — ИК; и, наконец, если $\Delta_{м\,у}$ — ОК.

Гироагрегаты на режим магнитной коррекции переключают на ПУ-11 переключателями *В4* и *В2*. Переключение на режим МК начинается обычно с контрольного гироагрегата установкой переключателя *В4* в положение «Контр.».

При установке переключателя *В2* в положение «МК» срабатывают реле *Р13* и *Р14*, которые подключают статор СП *Ml* КМ-5 № 1 к СД (грубому) *М3* контрольного гироагрегата. Сигнал рассогласования с ротора СП *Ml* КМ-5 № 1 поступает на вход УШК (по переменному току и точному каналу), а затем на двигатель-генератор *Ml*, который поворачивает статор СД *М3* -контрольного гироагрегата до согласованного положения. Гиромагнитный курс в этом случае отсчитывается по индексу указателя УШ-3. Основной гироагрегат продолжает работать в режиме гирополукомпаса.

Для переключения на режим МК основного гироагрегата необходимо повернуть на ПУ-11 переключатель *В4* в положение «Осн.». Тогда реле коррекции *Р3*, *Р6*, *Р7* подключат СП *Ml* КМ-5 № 1 к СД *М3* основного гироагрегата. Произойдет аналогичное согласование, и гиромагнитный курс с основного гироагрегата поступит на стрелку «К» указателя УШ-3. Контрольный гироагрегат в этом случае будет работать в режиме ГПК, выдавая курс на индекс УШ-3.

Заканчивается процесс коррекции установкой *В2* на режим ГПК, а *В4* — на «Контр.». Затем нажатием кнопки согласовывают ИКУ-1А обоих каналов.

Система индикации текущего путевого угла. Текущий путевой угол (ПУ) индицируется на указателе УШ-3 стрелкой «ПУ». Текущий ПУ, равный сумме истинного курса и угла сноса, формируется в СД *М2* следящей системы ПУ указателя УШ-3, работающей по третьему варианту (см. рис. 4.6).

Сигнал угла сноса поступает с СД доплеровского измерителя скорости и сноса (ДИСС-013) на статор СП *М2*, который механически соединен с ротором СП *М5* канала курса и при согласовании последнего разворачивается на угол ОК. Поэтому двигатель *Ml* канала ПУ, согласовывая СП *М2* с СД ДИСС, разворачивает ротор СП *М2* на угол, равный сумме ОК и угла сноса (УС), т.е. на угол текущего путевого угла. Угол сноса равен разности отсчетов стрелок «ПУ» и «К» указателя УШ-3.

Система стабилизации гироагрегатов по крену. Ранее установлено, что карданные погрешности курсового гироскопа возникают тогда, когда ось наружной рамы накреняется вместе с самолетом вокруг оси, занимающей промежуточное положение между главной осью гироскопа и осью внутренней рамы. Поэтому, чтобы исключить условия, при которых появляются карданные погрешности, необходимо по сигналам от МГВ стабилизировать ось наружной рамы по вертикали независимо от фактического крена. Как и в рассмотренном ГА-1М КС-8, в ГА-3 карданов подвес помещен в подвижный корпус, который с помошью следящей систе-

мы, работающей от МГВ, стабилизируется по поперечному крену.

Датчиком углов крена *у* является СКТ-265Д, который через переходной усилительный блок УПБ-1 и сельсин-трансформатор ПСТ-265-ШО-1 соединен с СП *М2* ГА-3. Эти сельсины вместе с усилителем УВР и двигателем *М9* (ДИД-0,6ТА) образуют следящую систему первого варианта.

Двигатель *М9* при кренах самолета, согласовывая систему, разворачивает дополнительную раму (подвижный корпус) в сторону, противоположную крену, и тем самым удерживает азимутальную ось карданова подвеса в вертикальном положении.

Сигнал крена от МГВ поступает на гироагрегаты только в том случае, если на реле *Р2* и *Р15* блока БР-2 от КГ-7 подано напряжение готовности +27 В.

Если цепь разорвана выключателем «Стабилизация ГА по крену» или из-за неисправности МГВ-1СК нет сигнала готовности МГВ от коммутатора гиродатчиков КГ-7, то обесточенные реле *Р2, Р15* подключают своими контактами арретир, который выдает в систему стабилизации сигнал нулевого крена. В этом случае независимо от фактического крена гироузлы «скрепляются» с корпусами гироагрегатов и азимутальная ось (ось наружной рамы) располагается по нормальной оси самолета. Естественно, что в этом случае карданные погрешности не устраняются.

Система выключения коррекции на вираже. Для исключения погрешностей в курсе на виражах самолета отключаются: горизонтальная коррекция гироагрегатов и магнитная коррекция блоков БГМК-2 — при всех режимах работы курсовой системы; магнитная коррекция гироагрегатов —• при работе системы в режиме МК- Коррекции выключаются при помощи реле гироскопического выключателя коррекции ВК-90М.

Выключение ГК основного ГА-3 МК БГМК-2 № 1 производится замыкающими контактами ВК-90М № 1 и 3 контрольного ГА-3 и БГМК-2 № 1 — ВК-90М № 2.

При наличии угловой скорости реле выключателя ВК-90М срабатывают и напряжение сети +27 В через замкнувшиеся контакты подается на *Р1* ГКУ гироагрегата и *Р3* БГМК-2. Реле *Р1* отключает выходы ГКУ от двигателя горизонтальной коррекции, а *Р3* — выходы усилителей *У2* от двигателя *М5.*

Выключение МК корректируемого ГА-3 производится от размыкающих контактов исполнительных реле всех трех ВК-90М, соединенных последовательно.

В рабочем состоянии при режиме МК размыкающие контакты обеспечивают подачу напряжения +27 В из ПУ-11 через контакты *Р3* на *Р1—Р4* УШК, подключающие *СП Ml* КМ-5 № 1 **к** входу УШК по переменному току. На виражах контакты ВК-90М размыкаются и реле *Р1—Р4* УШК отключают КМ-5 от ГА-3, автоматически переключая его на режим ГПК-

Эксплуатация. Курсовая система ТКС-П2 сер. 2 является составной частью пилотажно-навигационного комплекса самолета и используется как информационная система о курсе полета самолета. Для управления самолетом по курсу пилоты пользуются показаниями ПНП-1, на которых индицируются ортодромический или гиромагнитный курсы. Совмещенная индикация гиромагнитного курса, курсовых углов и радиопеленгов радиомаяков и радиостанций осуществляется на ИКУ-1А. Через 10—12 мин после включения ТКС-П2 производится начальная выставка ГА. На маршруте по показаниям УШ-3 контролируют работу агрегатов.

Несмотря на широтную коррекцию и компенсацию уходов гироскопов от разбаланса остаются нескомпенсированные уходы, которые и приводят к накоплению погрешностей в курсе. Первый признак наличия таких уходов — увеличение расхождений в показаниях стрелки «К» и треугольного индекса на УШ-3. Если это расхождение превышает 2—3°, то необходимо вводить коррекцию в полете. Для этого надо знать действительные значения текущего ОК самолета в момент коррекции. В курсовой системе ТКС-П2, не имеющей астрокоррекции, существует единственный способ определения текущего значения ОК — это приведение гиромагнитного курса **к** ортодромическому путем введения в КМ-5 $\Delta_{м.у}$ в точке коррекции. Тогда $ОК = МК + \Delta_{м.у}$. Методика расчета $\Delta_{м.у}$ для двух случаев, когда $МПУ_0 = 0°$ и $МПУ_0 \neq 0°$, рассмотрена в подразд. 1.2.

Коррекцию гироагрегатов начинают с контрольного ГА-3. Для этого переключатель *В4* устанавливают на «Контр.», а рассчитанное склонение кремальерой вводят в КМ-5 № 1, отсчитывая его по шкале с помощью подвижного индекса. Переключателем *В2* устанавливают режим МК и нажимают кнопку «Согласование». Индекс на УШ-3 при этом показывает текущий ОК. Если расхождение стрелки превышает ±4°, то, переключив *В2* на ГПК, а *В4* — на «Осн.», задатчикомк курса *В3* совмещают стрелку «К» с индексом. Затем на КМ-5 № 1 устанавливают $\Delta_м = 0°$ и **с** помощью КБС согласовывают ИКУ-1А обоих каналов.

Техническое обслуживание. ТО производится в лабораториях АиРЭО АТБ с применением необходимого оборудования, контрольно-поверочной аппаратуры (КПА), исправного инструмента и с соблюдением правил техники безопасности.

Специалисты АиРЭО, допущенные к обслуживанию самолетного оборудования, должны знать конструкцию, особенности и правила эксплуатации применяемого стендового оборудования и КПА, регламенты ТО ТКС-П2 на эксплуатируемых самолетах и технологические указания по проведению регламентных работ и проверке агрегатов ТКС-П2 на соответствие НТП и другие руководящие документы МГА.

Средства транспортировки блоков ТКС должны исключать возможность их повреждения. На ШР должны быть установлены тех-

нологические заглушки, предохраняющие ШР от попадания посторонних предметов. Гироагрегаты необходимо переносить при полной остановке гиромоторов и в специальной таре.

При проверке на соответствие НТП и техническом обслуживании в лаборатории используются поверочные установки УП-ТКС-П и УПП-ТКС-П. Переносная поверочная установка УПП-ТКС-П используется также в процессе предварительной и предполетной подготовки ТКС-П2 на борту самолета без расстыковки агрегатов.

После проверки на соответствие НТП отдельных блоков ТКС проверяется на соответствие НТП комплект ТКС-П2.

Контролируемые параметры и их нормы

Работоспособность, определяемая по характеру изменения показаний курса в режимах:	
МК — при развороте ИД-3 вправо (влево) курс по стрелкам КМ-5 и ЭУС-7	увеличивается (уменьшается)
ГПК — при нажатии переключателя *ВЗ* ЗК вправо (влево) курс по стрелкам ЭУС-7	увеличивается (уменьшается)
Скорость согласования в режимах:	
МК;	
нормальная по часовой стрелке, '/мин	60
» против часовой стрелки,'/мин	40
большая в обе стороны, °/с, не менее	2
ГПК (при согласовании БГМК-2 с КМ-5):	
нормальная, °/мин, не менее	5
большая, °/с, не менее	2
Погрешность ГМК, °, не более, в режимах-	
ГПК (БГМК-2)	±2
МК (системы)	±1,5
Допустимый уход гироскопа за 15 мин на четырех курсах, ', не более	7,5
Погрешность арретирования, °, не более	3
Функционирование сигнализации отказов при создании завалов гироузлов от 40 до 60°	лампочки загораются
Потребляемые токи, А, не более	
постоянный:	
одним ГА-3 без обогрева	0,6
схемой без ГА-3	2
переменный в каждой фазе:	
одним ГА-3	1,2
схемой без ГА-3	1,5

Отклонение от нормы погрешности арретирования указывает на изменение сопротивлений резисторов арретира, необходимо заменить их исправными или заменить весь блок.

Уход гироскопа на одном курсе проверяется при установке на ПУ-11 широты 90° сев. и южн., а допустимое значение ухода рассчитывается по формуле

$$\omega_{ух} = 900(\sin\varphi_2 - \sin\varphi_1) \pm \Delta,$$

где φ_1 — широта места проверки; φ_2=90° сев, или южн.; Δ — допустимый уход ГА-3, равный 30' на широте балансировки (указывается в сводном паспорте ГА-3) и 48' на других широтах.

Проверка уходов гироскопов предваряется проверкой и регулировкой линейности ДШК в функции синуса широты. Для этой цели движки балансировочных потенциометров *R2* и *R3* (см. рис., 8.20) ставят в среднее положение, контролируя его омметром. Затем ручку широты устанавливают на 90° сев. и, вращая ось регулировочного реостата со стороны задней стенки ПУ-11, добиваются длительности времени десяти вспышек лампочки в секунду T_{10}, равной 66,2—67,1 с, что соответствует скорости вращения статора СД, равной 15±0,1°/ч, т. е. скорости вращения Земли вокруг своей оси.

Проверка выходных напряжений СН ПУ-11 с трансформатора ЗК *Tpl* и электрического арретира, расположенных в РБ-2 № $1_г$ дает возможность определить состояние данных источников напряжения.

Предварительная подготовка. Она производится при подготовке самолета к полету, может быть совмещена с регламентными работами и включает внешний осмотр агрегатов и проверку работы ТКС-П2 под током.

При внешнем осмотре проверяют правильность исходного положения переключателей на ПУ-11, крепление агрегатов и состояние крепежных деталей, целостность защитных стекол, кожухов и лакокрасочных покрытий, исправность монтажных проводок в местах, доступных осмотру.

Исходное положение переключателей на ПУ-11 следующее: *В2* — в положении «ГПК»; *В1* — «Ручн.»; *В4* «Коррекция» — «Осн»; *В5* «Потребители» — «Осн». На шкале пульта должна быть установлена широта места. Индексы на обоих КМ-5 должны стоять на отметке 0, самолетные переключатели на верхнем электрощитке пилотов «Стабилизация ГА по крену осн.» и «Стабилизация ГА по крену контр.» — в положении «Включено».

Проверка ТКС-П2 на самолете под током производится с помощью установки УПП-ТКС-П, которая по технологии может подключаться с помощью специальных жгутов к самолетным ШР «Настройка» и «Контроль БГМК-2». Штепсельные разъемы «Настройка» и «Контроль БГМК-2 № 1» расположены на РК ТКС-П2 № 2 в техотсеке в районе шпангоута № 14 по левому борту, а ШР «Контроль БГМК-2 № 2» на РК-ТКС-П2 № 2 — по правому борту.

При проверке УПП-ТКС-П подключается к ШР «Настройка». При этом контролируются следующие параметры.

1. Наличие и правильность чередования фаз переменного тока 36В, 400 Гц. Сигнальный диск бленкера на установке УПП-ТКС-П должен показывать белые секторы.

2. Большая скорость согласования системы по магнитному каналу. При проверке основного ГА-3 в режиме МК переключатели

пульта *В4* и *В5* остаются в положении «Осн.». Переключатель *82* первоначально устанавливается на «ГПК». На установке УПП-ТКС-П переключатель «1» «Отработка» ставят в положение «Вкл.», переключатель «3» — в положение «Грубо-точно», переключатель «4» («О—Выкл.—300») — в положение «Выкл.». Затем необходимо: включить режим МК и кнопкой «Согласование» согласовать ЭУС-7 с КМ-5 № 1 при $\Delta_м = 0°$; проверить согласование стрелки «К» УШ-3, ПНП-1 № 1 (в положении «ГПК») и ИКУ-1А № 2 с КМ-5 № 1; переключить основной ГА-3 на режим ГПК и на КМ-5 № 1 установить склонение $\Delta_м = +50°$ (—50°), потом переключить на режим МК, при нажатой кнопке «Согласование» определить по секундомеру время t_c прохождения стрелкой ЭУС-7 угла в 30° и рассчитать скорость согласования $\omega_c = 30/t_c$, которая должна быть не менее 2°/с. Аналогично проверяют канал контрольного ГА-3. Надо иметь в виду, что контрольный ГА корректируется также от КМ-5 № 1.

3. Работа широтной коррекции. Проверяется время десяти импульсов в режиме ГПК обоих ГА для широты 56° сев. (широты балансировки гироузлов). Длительность импульсов определяется по лампочке УПП-ТКС-П от одного момента ее погасания до следующего. Счет десяти импульсов необходимо производить в момент погасания, начиная с 0, а секундомер пускать при счете «0» и останавливать при счете «10». Для получения среднего значения *Тю* необходимо провести для обоих ГА две серии таких измерений по три отсчета в каждой: первую — через 10 мин после включения системы, вторую — в конце проверки. Разница средних значений *Т10* не должна превышать ±0,5 с. Абсолютное значение *Т10* должно находиться в пределах 60—100 с (в среднем 83 с).

4. Работоспособность каналов МК. Гироагрегаты последовательно переключаются на режим МК. После установления режима МК на ПУ-11 нажимают кнопку «Согласование» и по УШ-3 контролируют индикацию ГМК самолета. Показания ГМК стрелкой «К» и индексом УШ-3 должны совпадать с показанием КК стрелкой КМ-5 № 1 с точностью до девиационных и инструментальных погрешностей (1—2°). Затем на ПУ-11 устанавливают режим «ГПК» и проверяют работоспособность канала «ИД-3 № 1 —КМ-5 № 1». Для этого переключатель «4» поверочной установки поочередно устанавливают в положение «0» и «300» и снимают показания КМ-5. Они должны быть равны (0±7)° и (300±7)°. При установке переключателя «4» в положение «Выкл.» показания КМ-5 должны быть равны магнитному курсу самолета в месте проверки. Проверка канала «ИД-3 № 2 — КМ-5 № 2» совмещается с проверкой БГМК-2 № 2 (см. ниже).

5. Работа блока БГМК-2. Для проверки БГМК-2 № 1 установку УПП-ТКС-П подключают к самолетному ШР «Контроль БГМК-2 № 1». На пульте ПУ-11 устанавливают переключатели *В2* на режим «ГПК», *В5* «Потребители» — на «Осн». Переключатель «3» установки должен находиться в положении «Грубо». На

электрощитке переключатель «Коррекция БГМК № 1» должен быть установлен в положение «Включено», а переключатель «Курс ПНП-1 № 1» — в положение «ГМК».

На КМ-5 № 1 кремальерой выставляют магнитное склонение $\Delta_м = 0°$. Затем нажимают на ПУ-11 кнопку «Согласование» и проверяют согласование с КМ-5 № 1 ЭУС-7 и указателей ГМК — ИКУ-1А правого пилота и ПНП-1 левого пилота. При нажатой кнопке необходимо повернуть индекс магнитного склонения КМ-5 в обе стороны на несколько градусов. При повороте индекса по часовой стрелке (ввод отрицательного склонения) показания указателей ГМК должны уменьшаться, а при повороте индекса против часовой стрелки (ввод положительного склонения) — увеличиваться.

Для проверки скорости согласования канала ГМК на КМ-5 устанавливают $\Delta_м = 0°$ и согласовывают указатели. Затем поворачивают индекс склонения КМ-5 на 50—60° и при нажатой кнопке «Согласование» с помощью секундомера определяют время прохождения стрелкой ЭУС-7 угла в 30°. Рассчитанная скорость согласования должна быть не менее 3°/с.

Для проверки блока БГМК-2 № 2 установку УПП-ТКС-П подключают к ШР «Контроль БГМК-2 № 2». В остальном все действия те же, что и при проверке БГМК-2 № 1, за исключением того, что при этом также проверяется работа канала «ИД-3 № 2 — КМ-5 № 2». Для этого поочередно устанавливают переключатель «4» УПП-ТКС-П на «0» и «300» и отсчет производят по стрелке КМ-5 № 2.

Предполетная подготовка. Она заключается в проведении внешнего осмотра отдельных блоков системы и проверки системы под током. Предполетную проверку курсовой системы необходимо закончить либо за 5—8 мин до начала полета, когда гиромоторы ГА-3 еще не успеют остановиться, либо за 40—50 мин, когда гиромоторы не вращаются. В противном случае гироскопы ГА при повторном включении не успеют выйти из завала, что может привести к загоранию лампочек сигнализации на ПУ-11 и на табло и к увеличению времени готовности в режиме ГПК. В первые 10—20 мин уходы гироскопов в азимуте будут выше нормы, так как кинетический момент гироскопа при негоризонтальной оси меньше номинального.

В таких случаях для снятия блокировки сигнализации необходимо выключателями «ТКС-П2 № 1» и «ТКС-П2 № 2» выключить питание и снова включить. При проведении внешнего осмотра необходимо: убедиться в отсутствии внешних повреждений, проверить надежность крепления блоков, надежность и правильность подсоединения ШР; убедиться, что переключатели на электрощитке «Стабилизация ГА по крену осн.» и «Стабилизация ГА по крену и контр.», «Коррекция БГМК № 1» «Коррекция БГМК № 2» находятся в положении «Включено».

Пои проверке ТКС-П2 под током необходимо выключателями <ТКС-П2 № 1» и «ТКС-П2 № 2» включить питание СТУ, САУ

и «Курс МП». Затем, нажав кнопки «Арретир» на ПУ-46 САУ-154-2, ускоренно привести МГВ-1СК в рабочее состояние. На пульте ПУ-11 должны быть выставлены режим «ГПК», «Потребители» на «Осн.» и широта места.

Переключая *В4* «Коррекция» поочередно на «Контр.» и «Осн.», в режиме МК произвести начальную выставку гироагрегатов, а потом установить режим ГПК. Переключение коррекции с одного-гироагрегата на другой надо производить не ранее чем через 30 с после отпускания кнопки «Согласование». Показания установленного ГМК на всех указателях должны быть одинаковыми.

Убедиться, что на БДК-1 поправка курса установлена равной нулю. Сигнализация должна указывать на исправную работу системы: сигнальные лампочки на ПУ-11 и табло отказов на средней приборной доске не должны гореть, бленкер «КС» на ПНП-1 должен быть убран, на УШ-3 должна гореть лампочка «ГПК» или «МК», правильно указывая режим того канала, к которому подключены потребители.

Послеполетная подготовка. Она заключается в устранении замечаний и дефектов, выявленных в полете. Поиск и устранение неисправностей должны основываться на глубоком знании электрической и монтажной схемы курсовой системы, на понимании физических процессов, происходящих в блоках системы, а также на учете условий эксплуатации курсовых систем на данных типах самолетов. Все замечания по работе системы должны тщательно анализироваться проверками в наземных условиях и по ним должны быть приняты меры. Если наблюдались завышенные уходы, то производят дополнительные регулировки. В этих случаях очень полезным будет стрелочный индикатор ухода [3], который подключается к самолетному ШР «Настройка». С его помощью в считанные секунды можно определить наличие ухода гироскопа и при необходимости скомпенсировать его балансировочными потенциометрами. В некоторых случаях необходимо произвести исследование неисправных агрегатов в лаборатории для выявления скрытых дефектов.

Регламентные работы по ТКС-П2 выполняются в плановом порядке при проведении регламентных работ на данном самолете. При этом руководствуются «Методическими указаниями по выполнению регламентных работ на самолетах Ту-154» по приборному оборудованию и другими руководящими документами.

Перечень выполняемых регламентных работ рассмотрен в подразд. 4 4. Одним из видов регламентных работ является проверка стабильности девиации, которая выполняется по методике проведения девиационных работ. На больших самолетах девиационные работы должны выполняться на специальном девиационном кругу. На самолетостроительных заводах установочная девиация определяется при снятом с ИД-3 девиационном приборе, а при регламентных работах девиационный прибор не снимается. Если при определении полукруговой девиации значение девиаций на

курсах 0, 90, 180 и 270° не превышают 1 по абсолютному значению, то девиацию не устраняют, а девиационный прибор можно снять с ИД-3.

В ТКС-П2 компасные курсы при определении установочной и полукруговой девиации определяются по КМ-5 № 1 и 2, а списание четвертной девиации и инструментальных погрешностей в обоих каналах ТКС-П2 сер. 2 производится по ЭУС-7 двух установок УПП-ТКС-П, подключаемых к разъемам «Контроль БГМК-2 № 1» и «Контроль БГМК-2 № 2».

Если имеется в распоряжении только одна установка, то на каждом курсе после списания девиации на основном канале установку подключают к другому ШР и списывают девиацию на этом курсе на запасном канале. И так на всех 24 курсах. Следует еще раз напомнить, что ход регулировочного винта ЛК имеет разрешающую способность не более 5°, после чего наступает механическое разрушение лекала.

После списания четвертной девиации проверяют точность индикации ГМК на всех указателях самолета для 12 курсов. Развороты необходимо производить в режиме ГПК, а отсчеты ГМК в режиме МК. Погрешность для УШ-3 не должна превышать ±1,5°, а для ПНП-1 и ИКУ-1А — ±2°. При замене на самолете ИД-3 или КМ-5 необходимо произвести повторное устранение девиации.

Анализ неисправностей. Рассмотрим основные возможные неисправности ТКС-П2, их проявления и причины возникновения. Укажем в общих чертах на способы устранения неисправностей, имея в виду, однако, что детализация способов устранения причин, вызвавших все возможные отказы, определяется конкретным анализом электрической схемы и конструкции агрегатов.

1. При включении системы под ток загорается на ПУ-11 и на табло сигнализация «Отказ».

Причина: включение ТКС под ток произведено ранее 40 мин после того, как она была обесточена, поэтому гироскопы легли на ограничители.

Устранение: переключатели «Арретир ГА» поставить в положение «Включено», выключить и снова включить питание системы. Включить и арретировать МГВ, после чего выключить «Арретир ГА».

2. При включении системы под ток показания стрелки «К» или индекса УШ-3 и показания ОК на ПНП-1 неустойчивы, имеют колебательный характер, изменяются в пределах шкалы.

Причины: нет одной фазы питания на ГА-3 или заклинило гиромотор, в результате чего ротор СД *М2* гироагрегата не стабилизирован.

Устранение: проверить наличие фаз на штырьках разъема ГА. Если питание подается, а неисправность не устраняется, заменить ГА.

3. При работе ТКС-П2 на одном или на нескольких указателях устанавливается отсчет, не соответствующий курсу самолета,

который при поворотах не меняется, а на двух противоположных курсах скачком изменяется на 180°.

Причины: обрыв или потеря контакта в одном из трех проводов, соединяющих статорные обмотки датчиков и приемников курса. Значения установившихся отсчетов зависят от места обрыва:

а) если обрыв произошел в следящей системе ИД—КМ, то на КМ-5, ИКУ-1А и ПНП-1 («ГМК») в зависимости от оборвавшейся фазы устанавливаются отсчеты курсов: либо 60° с перебросом на курсах 150 или 330° на отсчет 240°; либо 0° с перебросом на курсах 90 или 270° на отсчет 180°; либо 120° с перебросом на курсах 30 или 210° на отсчет 300°. При этом индикация ОК на УШ-3 и ПНП-1 («ГПК») правильная;

б) если обрыв произошел в цели статорных обмоток СД *М4* канала ГМК блока БГМК-2 до распределительной коробки (РК). ТКС-П2, то указанные в п. «а» проявления наблюдаются только на соответствующих ИКУ-1А и ПНП-1 («ГМК»). На КМ-5 отсчет КК правильный. Если обрыв после РК, то эти проявления наблюдаются либо на ИКУ-1А, либо на ПНП-1 («ГМК») в зависимости от локализации обрыва. Имитацию разворота самолета в этом случае можно выполнить вращением кремальеры КМ-5;

в) если обрыв в цепи СД *М3* канала курса БГМК-2, то описанные в п. «а» проявления отказа наблюдаются только на ПНП-1 («ГПК»);

г) если обрыв в цепи СД *М3* гироагрегата, то такие проявления наблюдаются на указателе УШ-3 (стрелка «К» или индекс) и на ПНП-1 («ГПК»). Этот отказ проявляется и на индикации ГМК на ИКУ-1А и ПНП-1 («ГМК»): при развороте самолета показания ГМК на ИКУ-1А и ПНП-1 («ГМК») изменяются не со скоростью разворота, а со скоростью нормального согласования и скачком на тех же курсах, на которых происходит скачок показаний на УШ-3.

Устранение: восстановление целостности цепи. Специалистам АиРЭО рекомендуется в лаборатории при проверке комплекта ТКС-П2 проимитировать обрывы цепей статорных обмоток в разных местах схемы и составить таблицу отсчетов курсов на указателях и значений курсов, при которых отсчеты скачком изменяются на 180°.

4. От «Задатчика курса» на ПУ-11 и в режиме МК нет согласования. В режиме ГПК уходы 10—15°/ч против часовой стрелки.

•Причины: а) нет напряжения + 27В на ГА-3; б) отказ УШК; в) отказ интегрирующего привода *Ml*.

Устранение: проверить цепь подачи +27В на штырек 28 ШР. При наличии питания ГА снять и проверить сопротивление изоляции между штырьком 5 ввода сигнала ШК и корпусом ГА (штырек 4). Если оно 100—1000 Ом, то заменить ГА-3, если в пределах 1000—5000 Ом — заменить усилители УШК и УВР.

5. Согласование в режимах МК и курсозадатчика нормальное. Уход в режиме ГПК 10—15°/ч.

Причины: отказ ДШК в ПУ-11 или заниженная изоляция цепи ввода сигнала ШК в гироагрегат через штырьки 5 и 19 ШР ГА-3, если отказ наблюдается на обоих ГА; отказ преобразователя УШК, в результате чего сигнал ШК постоянного тока не усиливается, если отказ на одном ГА.

Устранение: проверить ДШК в ПУ-11 и устранить его неисправности. Отсоединить гироагрегаты и замерить мегомметром на 100В сопротивление изоляции между штырьками 5 и 19 ШР ГА и корпусом самолета. Сопротивление должно быть не менее 20 МОм. Сопротивление между этими штырьками и корпусом ГА, замеренное тестером, должно быть не менее 500 кОм. Если сопротивления заниженные, то принимают меры к повышению изоляции. При отказе УШК заменить ГА.

6. Согласование происходит нормально от курсозадатчика ПУ-11 и отсутствует при режиме МК.

Причины: нарушение контактирования в цепи реле *Р1* УШК в переключателе режимов *В2* ПУ-11 или в выключателях коррекции ВК-90М № 1, 2 и 3.

Устранение: отсоединить Ш1 ПУ-11 и Ш2 РБ-2 № 1 и тестером проверить целостность цепи между штырьками 10 Ш1 и 26 Ш2. Если обнаружится обрыв, то определить его место, прозвонив все три ВК-90М через штырьки *8* и 9 разъемов. Обрыв устранить. Убедиться в целостности цепи между гнездами 10 и 4 Ш1 ПУ-11. Обнаруженные обрывы цепей устранить. *

7. Система работает нормально, но не функционирует от курсозадатчика ПУ-11.

Причина: не поступает питание на первичную обмотку трансформатора *Tpl* в РБ-2 № 1.

Устранение: отсоединить Ш7 «Питание» РБ-2 № 1 и через гнезда 6 и 7 проверить тестером целостность первичной обмотки трансформатора. Затем отсоединить Ш8 «Питание» и прозвонить цепи между штырьками 15 Ш8 и 6 Ш7, 16 Ш8 и 7 Ш7. Нарушенную цепь восстановить. Проверить наличие питания на гнездах 15 и 16Ш8 РБ-2№ 1.

8. Нет большой скорости на одном или двух ГА.

Причина: нарушена цепь электромагнитных муфт гироагрегатов.

Устранение: проверить цепь от штырька 17 ШР ГА-3. Обрыв устранить. При обрыве обмотки *ЭМ* заменить ГА-3.

9. Уход ГА завышен, работоспособность его в системе нормальна. После 1—2 ч работы загорается лампа отказа.

Причина: отказ горизонтальной коррекции данного гироагрегата.

Устранение: с помощью установки УП-ТКС-П в лаборатории проверить работу усилителя ГКУ путем определения выходного (10—40 В) и входного (до 150 мВ) сигналов. Входной сигнал определяется с помощью осциллографа. При нормальном входном сигнале без резких скачков заменить ГКУ, при ненормальном заменить ГА-3.

ТЕХНОЛОГИЯ ВЫПОЛНЕНИЯ ДЕВИАЦИОННЫХ РАБОТ

Девиационные работы выполняются одновременно на всех компасах и курсовых системах самолета. До начала девиационных работ подготавливают компасы и курсовые системы, для чего снимают пломбы с девиационных приборов и обеспечивают доступ к валикам «С—Ю» и «В—З», приготовляют немагнитную отвертку. На коррекционных механизмах устанавливают лекальные корректоры в нейтральное положение. Для этого включают КС в режим МК и, вращая постоянный магнит возле ИД, устанавливают стрелку КМ на отсчеты 0, 15, ... 345°. При нажатии КБС вращают регулировочный винт, находящийся против стрелки КМ, до тех пор, пока отсчет на указателях курса у штурмана не станет равным отсчету, установленному по стрелке КМ. Когда это равенство будет достигнуто на всех 24 курсах, профильная лента *2* (см. рис. 5.4) будет параллельна "шкале корректора, без выпуклостей и впадин. После такой подготовки лекального корректора отсчеты компасного курса при девиационных работах можно производить при нажатой КБС по указателю штурмана. На самолете включают питание на все агрегаты, которые могут влиять на показания компасов и курсовых систем.

Самолет можно устанавливать на заданный магнитный курс следующими способами:

lj пеленгованием отвесов, опущенных в носовой и хвостовой части фюзеляжа в плоскости симметрии с помощью буссоли или теодолита;

2) при помощи девиационного пеленгатора;

3) по указателям курса ГПК или КС в режиме ГПК;

4) по разметкам на девиационной площадке.

При первом способе пеленгуют створ отвесов каждый раз при установке самолета на новый курс.

При втором способе определяют МК только для курса стоянки самолета, а затем рассчитывают курсовые углы на ориентиры по формуле КУ=МП—МК.

Допустим, что магнитные пеленги на ориентир *А:* $МП_А$=295°, а на ориентир *Б:* $МП_Б$ =36° (см рис. 2.8). Тогда в нашем примере при МК—63° курсовой угол на ориентир *А:* КУА=295—63 = 232°, а на ориентир *Б:* $КУ_Б$ = = 36—63 = 333°.

В дальнейшем девиационный пеленгатор устанавливают на самолет с помощью струбцины в таком месте, откуда удобно пеленговать ориентиры. Диск в горизонтальное положение выставляют по уровню и зажимают стопорный винт шарового шарнира.

Ослабляют стопорные винты алидады и устанавливают ее на рассчитанный курсовой угол одного из ориентиров, например на КУА = 232°. В этом положении фиксируют алидаду стопорными винтами.

Ослабляют стопорный винт *10* диска (см. рис. 2 9) и разворачивают весь диск с лимбом так, чтобы ориентир (в нашем примере *А)* оказался на нити предметного диоптра 7. В этом положении стопорят диск *2* винтом *10.* При этом линия 0—180° лимба будет параллельна продольной оси самолета.

Ослабляют стопорный винт *9* подвижного индекса «МК» *1* и устанавливают его на отсчет курса стоянки (в нашем примере на МК=63°), затем стопорят индекс и в течение всего времени работы оставляют его в этом положении.

Ослабляют стопорный винт *10* лимба, поворачивают его и подводят под индекс *«МК» 1* отсчет задаваемого магнитного курса. При этом плоскость визирования развернется относительно ориентира на угол доворота.

Разворачивая самолет и наблюдая через диоптры, ориентир приводят на визир и тем самым устанавливают самолет на заданный м'агнитный курс. Поворотом лимба подводят под индекс «МК» новое значение курса и операцию повторяют.

Следует иметь в виду, что алидада *4* все время остается на отсчете курсового угла стоянки (в нашем примере на отсчете 232°). Если при разворотах самолета один из ориентиров закрылся частями фюзеляжа, можно переклю-

читься на визирование второго ориентира. Для этого достаточно установить алидаду на отсчет рассчитанного курсового угла второго ориентира (в нашем примере на отсчет 333°). В остальном все действия повторяются.

Третий способ может быть использован на самолетах, имеющих ГПК-52 или КС (в режиме ГПК). Как и при первом способе, необходимо определить магнитный курс стоянки самолета. В систему широтной коррекции ГПК-52 или КС вводят широту места стоянки, а задатчиком курса выставляют на указателе курса магнитный курс стоянки. Разворот самолета на заданный магнитный курс осуществляют по указателю курса ГПК-52 или КС.

При этом способе рекомендуется проверять точность установки самолета на заданный магнитный курс периодическим пеленгованием отвесов и вводить задатчиком курса необходимую корректуру в показания курса на указателях. При переходе от одного курса на другой надо стремиться как можно точнее выдержать угол поворота, который всегда равен разности между новым и старым курсом. Тогда даже некоторый уход гироскопа ГПК за время между поворотами не скажется на точности установки самолета на новый курс, если первый курс был точным.

Четвертый способ очень удобен для небольших самолетов и вертолетов, которые легко можно перемещать на площадке. На площадке можно разметить линии через 15° на все 24 значения магнитных курсов и по этим линиям ориентировать самолеты. Выставление самолета на линии рекомендуется контролировать по двум разнесенным отвесам, закрепленным в продольной плоскости самолета.

Первая операция девиационных работ — это определение и компенсация установочной погрешности компаса КИ-13 и индукционного датчика КС, которая равна круговой девиации $\Delta_{к(А)}$ от силы $A\lambda H$. Для этого необходимо:

1. Установить самолет на МК=0° и записать отсчеты компасных курсов по КИ-13 (ККки) и по указателю штурмана КС (ККкс) рассчитать девиации по формуле $\Delta_к$ =МК—КК.

2. Последовательно установить самолет на МК 90, 180 и 270° и на каждом курсе определить девиации. Установочную погрешность определить по формуле

$$\Delta_{уст} = \Delta_{к(А)} = (\Delta_{к0} + \Delta_{к90} + \Delta_{к180} + \Delta_{к270})/4.$$

3. Для исключения из показаний компасов круговой девиации кронштейн с компасом КИ-13 и индукционные датчики развернуть на угол $\Delta_{уст}$ вправо, если он со знаком «+», и влево, если со знаком «—».

Например:

МК°,	$КК^{\circ}_{КИ}$,	$\Delta^{\circ}_{к(КИ)}$,	$КК^{\circ}_{КС}$,	$\Delta^{\circ}_{к(КС)}$,
0	8	—8	358	+2
90	95	—5	83	+7
180	180	0	174	+6
270	281	—11	265	+5

Отсюда $\Delta_{уст} = \frac{-24°}{4} = -6°$; $\Delta_{уст} = \frac{+20°}{4} = +5°$.

4. Ослабить левый винт крепления кронштейна КИ-13, развернуть кронштейн с компасом по шкале планки кронштейна влево на 6°, после чего его закрепить.

5 На ИД ослабить три винта в секторных пазах его основания и, пользуясь шкалами у пазов, развернуть корпус ИД на 5° вправо.

Вторая операция — компенсация полукруговой девиации от сил $B\lambda H$ и $C\lambda H$ постоянными магнитами девиационного прибора. Для этого необходимо:

1. Установить самолет на МК=0° и немагнитной отверткой вращать валик «С—Ю», добиваясь отсчетов курса на КИ-13 и указателе штурмана КК= = 0°.

2. Установить самолет на МК=90° и так же, как и на курсе 0°, только вращая валик «В—З», довести девиацию до нуля, добиваясь отсчетов КК=90°.

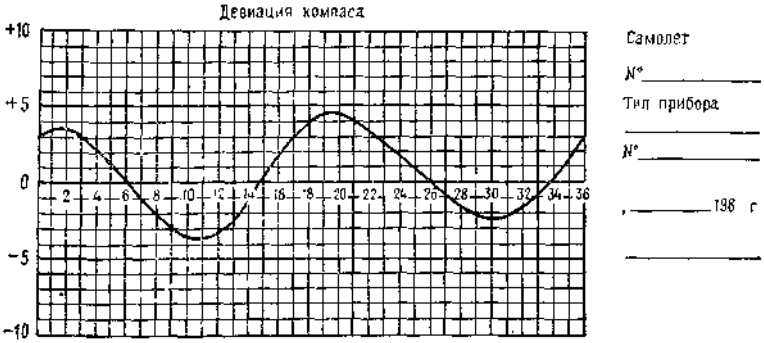


Рис. П.1. Образец графика остаточной девиации компаса

3. На М.К=180° произвести отсчеты KKR_H И КККС И рассчитать девиацию $\Delta_{к180}=180°-КК$. Затем делить девиацию пополам и валиком «С—Ю» установить отсчеты компасных курсов $КК=180°-\Delta_{к180}/2$.

4. На МК=270° произвести аналогичные действия: определить $\Delta=270°-$ —КК и валиком «В—З» установить отсчет $КК = 270° - \Delta_{к270}/2$.

Например:	МК°,	$КК^{\circ}_{КИ}$,	$\Delta^{\circ}_{к\,(КИ)}$,	$КК^{\circ}_{КС}$,	$\Delta^{\circ}_{к\,(КС)}$,
	0	0	0	0	0
	90	90	0	90	0
	180	176	+4	182	—2
Валиком «С-Ю»		178	+2	181	—1
	270	274	—4	268	+2
Валиком «В-З»		272	—2	269	+1

На этом процесс компенсации полукруговой девиации заканчивается. Если установочная погрешность невелика, что чаще всего и бывает, то первую операцию можно исключить и установочную погрешность определить при выполнении второй операции по формуле

$$\Delta_{уст}=(\Delta_{к180}+\Delta_{к270})/4, \text{ так как } \Delta_{к0}=\Delta_{к90}=0°.$$

Третья операция — определение остаточной девиации компаса КИ-13 и списание четвертных девиаций и инструментальных погрешностей лекальным корректором в курсовых системах.

Для этого самолет установить на курсы 0, 15, ... 345° и на каждом курсе при нажатой КБС вращать винты лекального корректора, добиваясь отсчетов на указателе штурмана, равных значению установленного магнитного курса.

В этом случае для КИ-13 определяют девиацию на курсах 0, 45, 90, 135, 180, 225, 270, 315° и строят график (рис. П.1).

Аналогичные графики поправок строят и для указателей курса КС, если их показания расходятся с показаниями указателя штурмана.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационные приборы и измерительные системы/Под ред. В. Г. Воробьева. М.: Транспорт, 1981, 392 с.

2. Богданченко Н. М., Волошин Г. Ю., Белых В. С. Курсовые системы и навигационные автоматы самолетов гражданской авиации. М.: Транспорт, 1971. 268 с.

3. Богданченко Н. М. Курсовые системы и навигационные вычислители самолетов гражданской авиации. М.: Транспорт, 1978. 272 с.

4. Бондарчук И. Е., Харин В. И. Авиационное и радиоэлектронное оборудование самолета Ан-24. М.: Транспорт, 1979. 304 с.

5. Бондарчук И. Е., Харин В. И. Авиационное и радиоэлектронное оборудование самолета Як-40. М.: Транспорт, 1976. 288 с.

6. Емец Н. А. Приборное оборудование самолета Як-40 и его летная эксплуатация. М.: Машиностроение, 1977. 64 с.

7. Козарук В. В. Комплекс бортового оборудования самолета Ту-154 и его эксплуатация. М.: Машиностроение, 1975. 336 с.

8. Козлов Б., Ушаков И. Справочник по расчету надежности. М.: Советское радио, 1975. 472 с.

Э. Марков Г. В., Острогскцй Л. А. Справочник пилота и штурмана гражданской авиации. М.: Транспорт, 1971. 328 с.

10. Ривкин С. С. Теория гироскопических устройств. Ч. 1. Л.: Судпром, 1962. 507 с.

11. Селезнев В. П. Навигационные устройства. М.: Машиностроение, 1974. 600 с.

12. Федосеева Г. А. Приборы и навигационно-пилотажное оборудование самолета Ту-134А. М.: Машиностроение, 1978. 151 с.

13. Харин В. И. Приборное оборудование самолета Ан-24 и его летная эксплуатация. М.: Машиностроение. 1977. 104 с.

ОГЛАВЛЕНИЕ