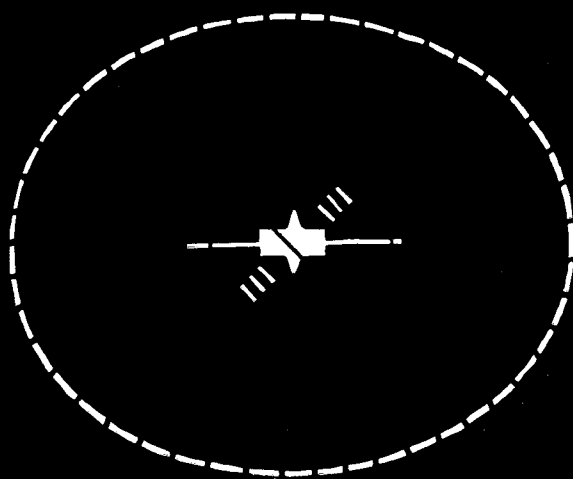


Аппаратура  
измерения  
курса и вертикали  
на воздушных судах  
гражданской  
авиации



# Аппаратура измерения курса и вертикали на воздушных судах гражданской авиации

Под общей редакцией П.А. Иванова



Москва  
«Машиностроение»  
1989

Авторы:

Ю.А. Акиндеев, В.Г. Воробьев, А.А. Карчевский,  
В.С. Магнусов, Б.В. Селезнев, И.С. Шихер

**Аппаратура измерения курса и вертикали на воздушных судах гражданской авиации / Ю.А. Акиндеев, В.Г. Воробьев, А.А. Карчевский и др.; Под общ. ред. П.А. Иванова. М.: Машиностроение, 1989. — 344 с. ил.**

ISBN 5-217-00691-9

Излагаются принципы действия, технические характеристики и общие сведения по эксплуатации аппаратуры измерения курса и вертикали, применяемой на воздушных судах гражданской авиации.

Книга предназначена для инженерно-технического и летного состава гражданской авиации. Она может быть также полезна слушателям учебных заведений гражданской авиации и специалистам отраслей промышленности, занимающимся вопросами измерения курса и вертикали на воздушных судах.

3206040000 — 409

А — без обьявл.  
038 (01) — 89

ББК 39.56

Выпущено по заказу издательства "Воздушный транспорт"

ISBN 5-217-00691-9

© Издательство "Воздушный транспорт", 1989

## СОКРАЩЕНИЯ И ОБОЗНАЧЕНИЯ

|                                                       |                                            |
|-------------------------------------------------------|--------------------------------------------|
| А — азимут;                                           | КУР — курсовой угол радиостанции;          |
| АГ — авиаторизонт;                                    | ЛЗП — линия заданного пути;                |
| АК — астрокompас;                                     | МВС — место нахождения ВС;                 |
| АРК — автоматический радиокompас;                     | МК — магнитный компас;                     |
| ВПП — взлетно-посадочная полоса;                      | МНР — магнитный пеленг радиостанции;       |
| ВС — воздушное судно;                                 | НВС — навигационно-вычислительная система; |
| ВСК — встроенная система контроля;                    | ПВИ — пульт ввода и индикации данных;      |
| ВСУ — вспомогательная силовая установка;              | ПКП — прибор командно-пилотажный;          |
| ГА — гражданская авиация;                             | ПНП — прибор навигационный планшетный;     |
| ГМК — гиromагнитный компас;                           | ППМ — промежуточный пункт маршрута;        |
| ГПК — гиromолотукомпас;                               | ПРС — привольная радиостанция;             |
| Д — дальность;                                        | ПУ — пульт управления;                     |
| ДИСС — доплеровский измеритель скорости и угла сноса; | РД — рулевая дорожка;                      |
| ДМЕ — радиодальномер;                                 | РДС — радиолокационная станция;            |
| ЗК — задатчик курса, заданный курс;                   | РМИ — радиомагнитный индикатор;            |
| ЗПУ — заданный путевой угол;                          | РЛЗ — руководство по летной эксплуатации;  |
| ИД — индукционный датчик;                             | РСБН — радиосистема ближней навигации;     |
| ИКВ — инерциальная курсовертикаль;                    | РЭ — руководство по эксплуатации;          |
| ИНС — инерциальная навигационная система;             | САУ — система автоматического управления;  |
| ИС — инерциальная система;                            | СКТ — синусно-косинусный трансформатор;    |
| КВ — курсовертикаль;                                  |                                            |
| КМ — коррекционный механизм;                          |                                            |
| КПА — контрольно-проверочная аппаратура;              |                                            |
| КС — курсовая система;                                |                                            |

СТУ — система траекторного управления;  
 СФК — система формирования курса;  
 УВД — управление воздушным движением;  
 УС — угол сноса;  
 ЦВМ — цифровая вычислительная машина;  
 ЧЭ — чувствительный элемент;  
 VOR — всенаправленный азимутальный радиомаяк;  
 $\beta$  — сходимость меридианов;  
 $\gamma$  — угол крена;  
 $\delta$  — девиация;  
 $\Delta ЗПУ$  — отклонение курса ВС от заданного путевого угла;

$\Delta M$  — магнитное склонение;  
 $\vartheta$  — угол тангажа;  
 $\lambda$  — долгота места;  
 $\varphi$  — широта места;  
 $\psi$  — курс;  
 $\psi_r$  — гироскопический курс;  
 $\psi_{ГМК}$  — гиромагнитный курс;  
 $\psi_{ГПК}$  — гироскопический курс;  
 $\psi_{ИК}$  — истинный курс;  
 $\psi_{МК}$  — магнитный курс;  
 $\psi_{пр}$  — приведенный курс;  
 $\Omega_3$  — угловая скорость вращения Земли;  
 $\omega_{др}$  — дрейф гироскопа;  
 $V_n$  — путевая скорость;  
 $Z, ХТК$  — боковое отклонение.

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Гражданская авиация эксплуатирует широкий класс воздушных судов (ВС) — от самолетов, совершающих трансконтинентские рейсы, до самолетов и вертолетов, выполняющих различные работы в интересах народного хозяйства. В зависимости от назначения ВС и условий его эксплуатации на борту устанавливается различное оборудование, но обязательной составной частью бортового оборудования на любом ВС является аппаратура, измеряющая параметры углового положения ВС — курс, крен, тангаж. Аппаратура измерения курса и вертикали функционирует на борту ВС от его взлета до посадки. В соответствии с нормативными требованиями (П1) для обеспечения безопасности полетов на борту ВС должна устанавливаться высоконадежная, резервированная аппаратура измерения курса и вертикали, обеспечивающая измерение параметров во всех условиях эксплуатации, в том числе при отказе основной системы электроснабжения ВС. Снижение потенциального минимума ВС, повышение экономичности ВС и уровня их автоматизации при обеспечении безопасности полетов предъявляют соответствующие требования к бортовой аппаратуре, в том числе к аппаратуре измерения курса и вертикали, что приводит к новым разработкам, к смене поколений аппаратуры.

В связи с тем, что смена поколений бортовой аппаратуры происходит чаще, чем смена ВС в эксплуатации, в ГА эксплуатируются различные типы аппаратуры измерения курса и вертикали разного типа, отличающиеся принципами действия, структурой, элементной базой, режимами работы и особенностями эксплуатации. Из этого вытекает специфическое требование к подготовке эксплуатирующего персонала: он должен знать не только аппаратуру, применяемую на конкретном типе ВС, но и аппаратуру в целом.

Настоящая книга содержит сведения, которые, по мнению авторов, помогут повысить уровень технической эксплуатации аппаратуры измерения курса и вертикали на ВС ГА, облегчат освоение новой техники.

Книга является коллективным трудом группы авторов и рассчитана на подготовленный инженерно-технический и летный состав ГА. Она может быть также полезна специалистам, работающим в области использования средств измерения курса и вертикали.



# 1. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ ИЗМЕРЕНИЯ КУРСА И ВЕРТИКАЛИ

## 1.1. СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ КУРСА

### 1.1.1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ

Курсом ВС называется угол в горизонтальной плоскости между продольной осью ВС и линией отсчета в принятой системе координат. Курс отсчитывается от направления линии отсчета к продольной оси ВС по часовой стрелке и в авиации измеряется в угловых градусах в пределах от 0 до 360° (встречающиеся в литературе измерения курса в румбах означают 1/32 окружности горизонта). В ГА за линию отсчета принимаются истинный, магнитный или условный (относительно начального участка трассы) меридианы. Соответственно различают истинный, магнитный и приведенный курс ВС (рис. 1.1). Кроме того, в технической литературе и эксплуатационных документах, используемых в ГА, встречаются определения курса, связанные с его аппаратным измерением. К ним относятся:

гироскопический курс  $\psi_r$  — угол между продольной осью гироскопического прибора и направлением не корректируемых в азимут курсового гироскопа или гироскопической платформы;

гироскопический курс  $\psi_{ГПК}$  — значение гироскопического курса, откорректированное на величину вертикальной составляющей угловой скорости вращения Земли\*;

гироманитный курс  $\psi_{ГМК}$  — гироскопический (гироскопический) курс, корректируемый относительно направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли.

Под системой измерения курса понимается вся совокупность технических средств, предназначенных для измерения и индикации курса на борту ВС. На ВС ГА используются:

магнитный компас (МК) — аппаратура, измеряющая магнитный курс ВС относительно горизонтальной составляющей вектора магнитного поля Земли;

гироманитный компас (ГМК) — аппаратура, измеряющая гироманитный курс;

гироскопический компас (ГПК) — аппаратура, определяющая приведенный или гироскопический курс;

\* В технической литературе в силу исторических причин, связанных с внедрением на ВС гироскопических приборов, термин "гироскопический курс" иногда используется как навигационный термин для определения местоположения ВС в принятой системе координат.

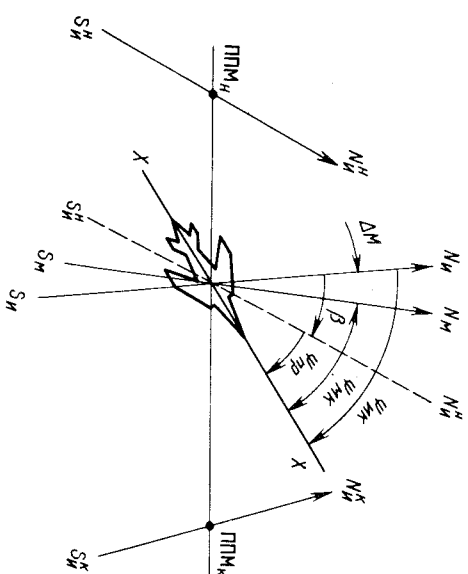


Рис. 1.1. Истинный, магнитный и приведенный курс:  $ПМН$  —  $ПМК$  — начальный и конечный  $ПМ$  участка трассы;  $ПМН$  —  $ПМК$  — участок трассы по линии навигационного расстояния;  $N$ ,  $S$  и  $N_M$ ,  $S_M$  — истинный и магнитный меридианы;  $N_i$ ,  $S_i$  и  $N_{iM}$ ,  $S_{iM}$  — истинный меридиан начального и конечного  $ПМ$ ;  $xx$  — продольная ось

курсная система (КС) — аппаратура, определяющая значение приведенного и гироманитного курса;

инерциальная курсовертикаль (ИКВ) — аппаратура, определяющая значение гироскопического курса, а также углы крена и тангажа относительно невозмущаемой гироскопической платформы;

инерциальная система (ИС) — аппаратура, определяющая местоположение ВС методом двойного интегрирования составляющих действующего на него ускорения; система выдает значения истинного, гироскопического (или гироскопического) курса, углы крена и тангажа, а также, в зависимости от исполнения, магнитный курс (расчетное значение);

система формирования курса (СФК) — аппаратура, определяющая значения приведенного и гироманитного курсов при работе совместно с ГПК, ИКВ или ИС.

В зависимости от назначения ВС и требуемых навигационно-пилотажных характеристик на борту ВС устанавливаются соответствующая аппаратура измерения курса и вертикали. ВС ГА совершают полеты по воздушным трассам, представляющих участки ортодромии, с использованием различных методов навигации: численные пути по курсу и скорости, определение местоположения по радиотехническим и инерциальным навигационным системам. Состав и типы аппаратуры, например измерения курса, на ВС весьма различны. Так для ВС, эксплуатируемых по правилам визуальных полетов (ВПВ) может оказаться достаточной установка МК; на ВС, эксплуатируемых по правилам полетов по приборам (ППП), устанавливаются ГМК или КС; на ВС, осуществляющих навигацию по маршру-

там значительной протяженности, используются КС повышенной точности, ИКВ или ИС.

Наиболее широко на эксплуатируемых ВС ГА применяются курсовые системы. Приведенный курс, измеряемой КС, поступает в навигационный вычислитель для формирования расчетной линии пути. КС включает функциональные устройства, позволяющие экипажу выполнять действия по формированию приведенного курса: начальному выставку, ввод широтной поправки, контроль и коррекцию курса с тем, чтобы обеспечить точность, необходимую для выдерживания заданной линии пути. Хотя курсовые системы основаны на общем принципе работы — сочетании данных от чувствительного элемента, измеряющего магнитный курс, и данных курсового гироскопа — их структурные схемы весьма различны по принципам формирования корректирующих сигналов, вследствие чего различны способы их эксплуатации. На рис. 1.2 показаны структурные схемы некоторых применяемых на ВС ГА курсовых систем.

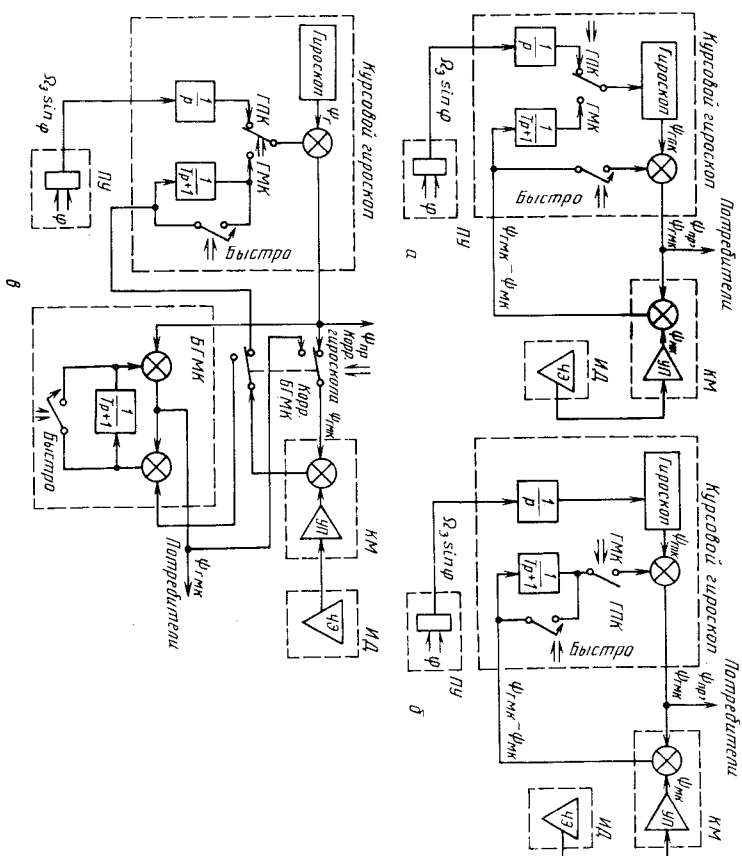


Рис. 1.2. Структурные схемы курсовых систем:

а — типа ГМК; б — типа КС; в — типа ТКС; БГМК — блок гиromагнитного курса; ИД — индукционный датчик; КМ — коррекционный механизм; УП — усилитель преобразователя; ЧЗ — чувствительный элемент

Внутренние на борту ВС ГА навигационных ЦВМ позволило вычисление расчетной линии пути выполнять на основе первичной курсовой информации — гироскопического курса. Это обеспечивает повышение точности учета таких функций, как ввод широтной поправки и контроль курса. Для обеспечения необходимой надежности на борту ВС применяются также системы формирования курса, которые выполняют функции измерения приведенного и гиromагнитного курса.

Характерной особенностью систем измерения курса (как и систем измерения вертикали) на ВС ГА является наличие независимых трактов измеряемых параметров. На рис. 1.3, а показан тракт измерения курса, включающий элементы системы электроснабжения, гироскопический датчик, устройство формирования приведенного (гиromагнитного) курса, индикатор, схему контроля тракта.

Резервирование тракта позволяет достигнуть требуемых показателей надежности измерения информации на борту ВС, обеспечить которые на современных ВС одноканальными системами измерения практически невозможно. Если вероятность отказа тракта равна  $\theta_r$ , то при резервировании тракта в  $n$  раз вероятность отказа параметра составит  $\theta_r^n$ . Резервирование

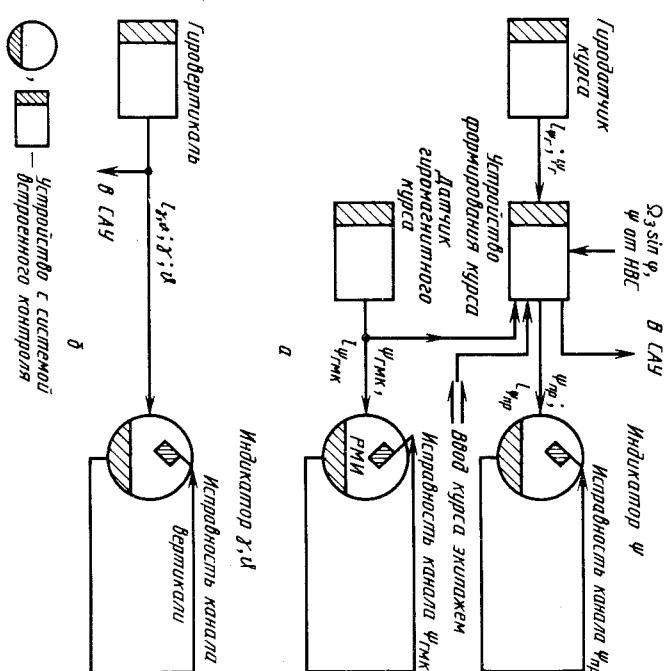


Рис. 1.3. Типовые тракты измерения курса и вертикали:

а — канал курса; б — канал вертикали

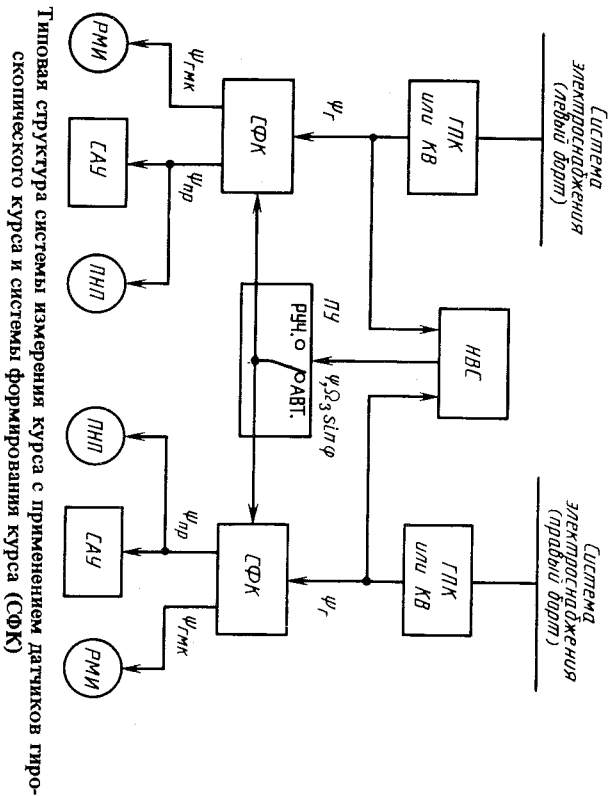


Рис. 1.4. Типовая структура системы измерения курса с применением датчиков гироскопического курса и системы формирования курса (СФК)

позволяет также уменьшить вероятность неконтролируемого отката. На рис. 1.4 показана типовая структурная схема системы измерения курса с использованием СФК и датчиков гироскопического курса.

## 1.1.2. МАГНИТНЫЙ И ИНДУКЦИОННЫЙ ДАТЧИКИ МАГНИТНОГО КУРСА

На ВС ГА в качестве датчиков, измеряющих магнитный курс, применяются магнитный компас с непосредственным отсчетом, используемый как автономный резервный прибор, и индукционный датчик (ИД), сигнал с которого пропорционален величине угла между осью ИД и горизонтальной составляющей магнитного поля Земли.

Магнитный компас представляет собой магнитную стрелку, подвешенную горизонтально. Силы взаимодействия между магнитной стрелкой и магнитным полем Земли весьма малы и в поллярных широтах не могут преодолеть сил трения в опорах. Конструктивно удается обеспечить требуемую чувствительность магнитного компаса при напряженности магнитного поля Земли  $H_3$  не менее 0,1 эрстед. Использование в ИД индукционного принципа измерения позволяет создать надежную и долговечную конструкцию, устойчиво работающую при  $H_3 = 0,06$  Э. Чувствительный элемент ИД включает два или три магнитных зонда, расположенных на общей горизонтальной платформе под углом соответственно 90 или 60° относительно друг друга.

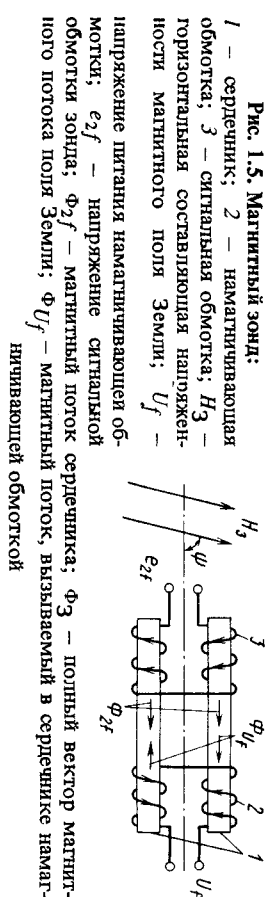


Рис. 1.5. Магнитный зонд:

1 - сердечник; 2 - намагничивающая обмотка; 3 - сигнальная обмотка;  $H_3$  - горизонтальная составляющая напряженности магнитного поля Земли;  $U_f$  - напряжение питания намагничивающей обмотки;  $e_2f$  - напряжение сигнальной обмотки зонда;  $e_3f$  - магнитный поток сердечника;  $\Phi_2f$  - полный вектор магнитного потока поля Земли;  $\Phi_{Uf}$  - магнитный поток, вызываемый в сердечнике намагничивающей обмоткой

Магнитный зонд (рис. 1.5) состоит из двух идентичных пермаллоевых сердечников 1, расположенных параллельно друг другу. На каждый из сердечников навиты намагничивающая 2 и сигнальная 3 обмотки. Намагничивающие обмотки обеих сердечников соединены встречно, сигнальные - последовательно. На намагничивающие обмотки подается переменное напряжение с частотой  $f$  такой величины, чтобы при отсутствии внешнего магнитного поля магнитные потоки, создаваемые намагничивающими обмотками, не насыщали сердечники и были синусоидальными. Такие потоки, будучи направлены встречно, компенсируются, и напряжение на сигнальной обмотке равно нулю. Аналогичная картина наблюдается, если зонд поместить в магнитное поле Земли строго перпендикулярно продольной оси зонда. Насыщение сердечников внешним магнитным полем не наступает, намагничивающие потоки также компенсируются, и на сигнальной обмотке напряжение равно нулю (рис. 1.6, а).

Если зонд поместить к магнитному полю Земли под некоторым углом  $\theta$  (не равным 90°), то сердечники окажутся насыщенными, появится несинусоидальный суммарный поток и ЭДС в сигнальной обмотке не будет равна нулю; появится сигнал с частотой  $2f$ , амплитуда и фаза которого зависят от угла между направлением сердечников зонда и горизонтальной составляющей магнитного поля Земли (рис. 1.6, б).

Чувствительность такого элемента тем выше, чем больше отношение  $B_{нас}/H_{нас}$ . Поэтому сердечники зонда изготавливаются из пермаллой - материала, насыщающегося при весьма малых значениях напряженности магнитного поля.

Таким образом, погрешность определения направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли зондом обусловлена в основном неидентичностью стержней, а чувствительность - качеством магнитопровода.

Нелинейный характер явлений, происходящих в зонде, не позволяет непосредственно использовать его сигналы для измерения магнитного курса. Применяются различные способы включения зонда для определения направления магнитного поля Земли.

В системе магнитной коррекции курсовых систем применяется способ дистанционной передачи. При применении сельсинных элементов сигнальные обмотки трех зондов соединяются в звезду и электрически связываются

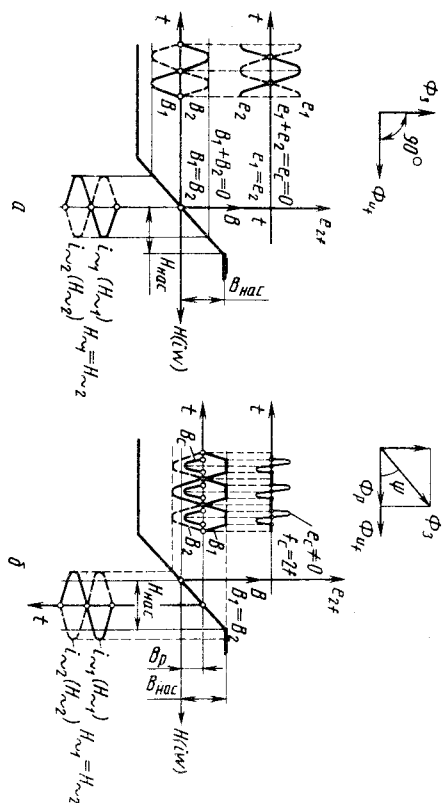


Рис. 1.6. Формирование рабочего сигнала в магнитном зонде:

*a* — при отсутствии внешнего магнитного поля; *б* — при наличии внешнего магнитного поля, неперпендикулярного зонду;  $\Phi U_f$  — вектор магнитного потока от действия напряжения питания  $U_f$ ;  $\Phi_r$  — вектор рабочего потока;  $f$  — частота напряжения питания;  $w_1, w_2$  — сигнальные обмотки зонда;  $e_c$  — напряжение (ЭДС), снимаемое с сигнальной обмотки;  $B_{\text{нас}}$  — максимальная индукция стержня зонда;  $B_1, B_2$  — магнитная индукция в сердечниках зонда;  $B_c$  — результирующее значение магнитной индукции зонда;  $e_1$  и  $e_2$  — напряжение сигнальных обмоток;  $N_1$  и  $N_2$  — величины намагничивающих сил от действия токов  $i_1$  и  $i_2$  в сердечниках;  $N_{\text{нас}}$  — линейный участок изменения магнитной индукции при изменении намагничивающей силы

ся со статорной обмоткой сельсин-трансформатора, расположенного в приемном механизме. Напряжение, снимаемое с обмотки ротора сельсина, подается на вход усилителя, называемого усилителем первого канала, и далее на управляющую обмотку серводвигателя, который с помощью редуктора обрабатывает ротор в положение, соответствующее нулевой ЭДС. Таким образом, повороту индукционного чувствительного элемента ИД на какой-либо угол относительно магнитного меридиана Земли будет соответствовать поворот на такой же угол сельсина-трансформатора приемного механизма.

При отклонении чувствительного элемента от плоскости горизонта (при крене ВС) на чувствительный элемент будет действовать вертикальная составляющая магнитного поля Земли, и показания прибора будут искажены. Чтобы избежать этого, чувствительный элемент ИД размещается на платформе, представляющей собой матрик, подвешенный на кардановом подвесе. Карданов подвес позволяет сохранить горизонтальное положение чувствительного элемента при наклонах корпуса датчика в любую сторону на  $10 \dots 20^\circ$ . Для демпфирования колебаний платформа размещается в герметичной камере, заполняемой демпфирующей жидкостью. Для поддержания постоянного давления жидкости в корпусе датчика при изменении температуры окружающей среды в конструкции предусмотрена компенсационная камера.

### 1.1.3. ГИРОСКОП НАПРАВЛЕНИЯ

В курсовых системах и гироскопических компасах в качестве курсового гироскопического устройства применяется гироскоп направления (курсовой гироскоп), представляющий собой астагический гироскоп с тремя степенями свободы в кардановом подвесе с дополнительными устройствами, обеспечивающими положение вектора кинетического момента гироскопа в плоскости горизонта, — так называемой системой горизонтальной коррекции.

Вектор кинетического момента гироскопа направления сохраняет неизменным азимутальное положение независимо от движения корпуса ВС. Погрешность сохранения направления зависит от качества прибора и определяется величиной прецессии гироскопа в азимутальной плоскости вследствие возмущающих моментов — его дрейфом:

$$\omega_{\text{др}} = \frac{M_x}{H},$$

где  $\omega_{\text{др}}$  — дрейф гироскопа;  $M_x$  — суммарное значение возмущающих моментов по оси прецессии;  $H$  — кинетический момент гироскопа.

При  $\omega_{\text{др}} < 4^\circ/\text{ч}$  гироскоп направления устойчиво регистрирует вертикальную составляющую угловой скорости вращения Земли  $\Omega_{3v}$  (рис. 1.7), которая в зависимости от широты места равна

$$\Omega_{3v} = \Omega_3 \sin \varphi,$$

где  $\Omega_3 = 15^\circ/\text{ч}$  — угловая скорость вращения Земли.

Гироскопы направления с  $\omega_{\text{др}} 4^\circ/\text{ч}$  считаются прецизионными. В таких гироскопах применяется компенсация вертикальной составляющей угловой скорости вращения Земли — так называемая система широтной коррекции. Гироскопы с широтной коррекцией получили название гироскоп-компасы и используются для обеспечения вождения ВС по ортодромии, т. е. по кратчайшему расстоянию между двумя пунктами на земной поверхности.

Погрешность ГПК зависит от точности ввода широты места. При наличии на борту ВС ЦВМ учет широтной поправки для навигации выполняется в бортовом навигационном устройстве. Как правило, система широтной коррекции ГПК выполняет также функцию компенсации постоянной составляющей дрейфа гироскопа. При выпуске с завода-изготовителя системой компенсации устанавливается среднее значение внешних воздействий по оси прецессии, а в процессе эксплуатации — их медленное дополнительное изменение. Точность гироскопа направления определяется тем, насколько в его конструкции удалось достигнуть постоянства среднего значения момента трения по оси прецессии. Однако и для приборов высокого класса в процессе эксплуатации величина среднего момента трения все же меняется, вследствие чего требуется компенсация этого изменения. Период,

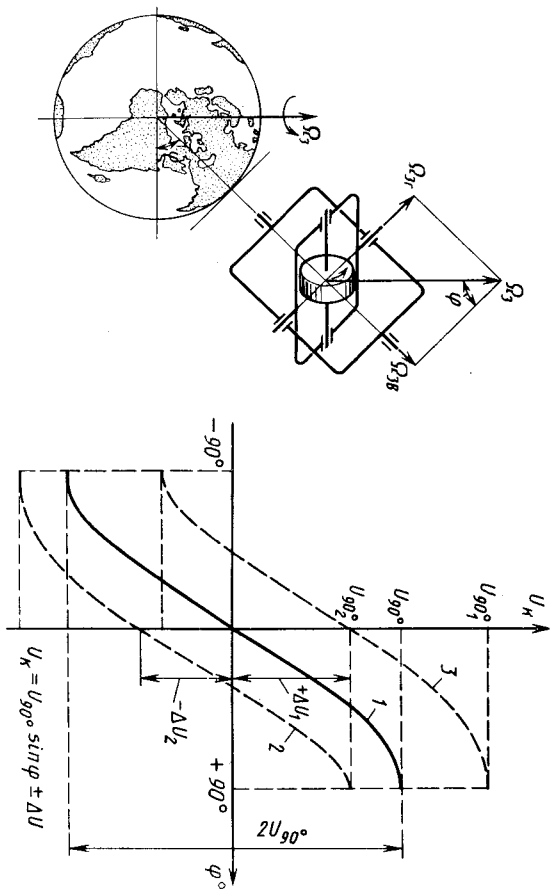


Рис. 1.7. Составляющие угловой скорости вращения Земли:  
 $\Omega_{zv}$  — вертикальная составляющая;  $\Omega_{zr}$  — горизонтальная составляющая

Рис. 1.8. Сигнал широтной коррекции, формируемый пультом управления:  
 1 — напряжение, пропорциональное  $\sin \varphi$ ; 2 — сигнал широтной коррекции при отрицательном ( $-\Delta U_2$ ) разбалансе гироскопа; 3 — сигнал широтной коррекции при положительном ( $+\Delta U_1$ ) разбалансе гироскопа;  $\Delta U$  — напряжение, пропорциональное величине разбаланса гироскопа;  $U_\kappa$  — напряжение на выходе пульта управления;  $2U_{90^\circ}$  — напряжение питания широтного потенциометра;  $U_{90^\circ}$ ,  $U_{90^\circ}$  — максимальные напряжения с потенциометрического моста при положительном и отрицательном разбалансе гироскопов

через который выполняется регулировка, устанавливая в часах работы прибора в полете.

На рис. 1.8 приведена типичная характеристика сигнала широтной коррекции, формируемого пультом управления курсовой системы. На рис. 1.9 показана одна из схем системы широтной коррекции. Эта схема так называемого интегрирующего привода постоянного тока. Выход этой системы — угол поворота вала двигателя интегрирующего привода — пропорционален интегралу от входной величины (опорного напряжения  $U_\kappa$ ). Точность работы такой системы при достаточном коэффициенте усиления усилителя цепиком зависит от линейности и стабильности характеристики тахогенератора. Независимость работы интегрирующего привода от колебаний напряжений обеспечивается питанием моста потенциометров от стабилизатора. Выходной вал привода через редуктор вращает измерительный эле-

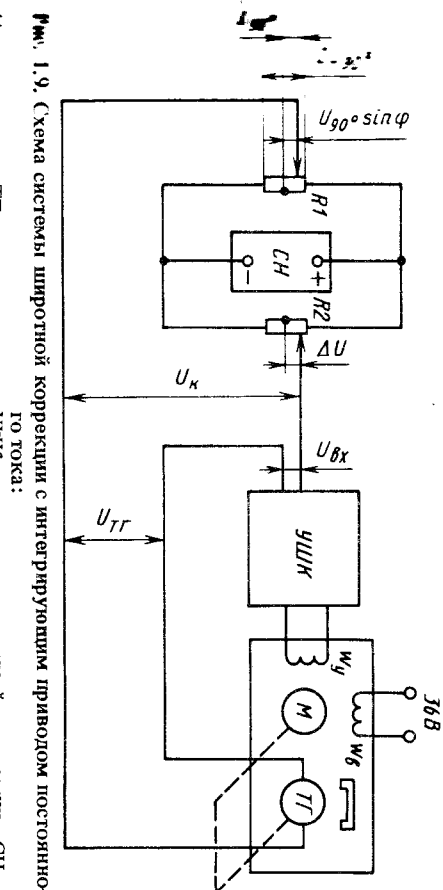


Рис. 1.9. Схема системы широтной коррекции с интегрирующим приводом постоянного тока:  
 М — двигатель; ТГ — тахогенератор; УШК — усилитель широтной коррекции; СН — тахоиндикатор напряжения;  $R1$  — потенциометр широтной коррекции;  $R2$  — потенциометр балансировочный;  $2U_{90^\circ}$  — сигнал питания широтного потенциометра;  $U_{\text{ТГ}}$  — напряжение с тахогенератора;  $U_{\text{вх}}$  — входное напряжение усилителя;  $U_\kappa$  — напряжение на выходе моста;  $\Delta U$  — балансировочный сигнал;  $U_{\text{в}}$  — обмотка возбуждения двигателя;  $w_y$  — управляющая обмотка двигателя

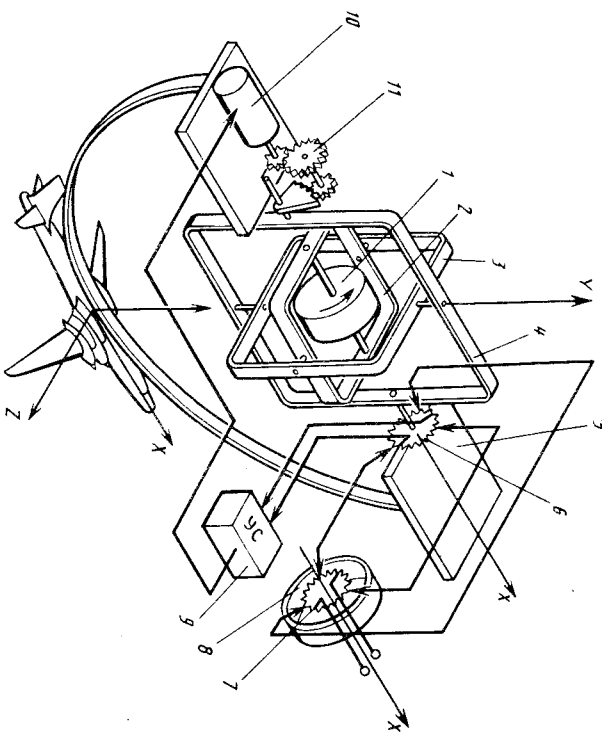


Рис. 1.10. Стабилизация гироскопа направления по сигналам гираверткали:  
 1 — мотор гироскопа; 2 — внутренний рама гироскопа; 3 — внешняя рама гироскопа; 4 — доплнительная рама; 5 — корпус прибора; 6 и 7 — элементы дистанционной связи гироскопа с гираверткали; 8 — корпус гираверткали; 9 — усилитель; 10 — отрабатывающий двигатель; 11 — зубчатый редуктор; X, Y, Z — оси ВС

мент гироскопа в сторону, противоположную вращению Земли, с угловой скоростью

$$\omega_K = 15 \sin \varphi \pm \omega_H,$$

где  $\omega_H$  — постоянная составляющая дрейфа,  $^{\circ}/ч$ .

Три степени свободы гироскопа направления обеспечиваются с помощью кардана подвеса. Такому гироскопу при наклоне основания по крену или тангажу присущи кинематические (кардановы) погрешности, которые исчезают после устранения наклона основания. Кроме того, при наклоне основания и одновременном развороте возникают также дополнительные прецессионные погрешности, которые после разворота остаются. Для устранения этих погрешностей применяют стабилизацию курсового гироскопа по сигналам гировертикали (рис. 1.10).

#### 1.1.4. ГИРОСКОП НАПРАВЛЕНИЯ И ИНДУКЦИОННЫЙ ДАТЧИК В КУРСОВОЙ СИСТЕМЕ

На ВС ГА широко применяются курсовые системы, которые являются датчиками гироматнитного и приведенного измеренного гироскопом курса.

Для полетов по маршруту методом счисления используется приведенный курс.

Для полетов по радиотехническим средствам навигации используется гироматнитный или, с учетом склонения, истинный курс. Гироматнитный курс используется при взаимодействии экипажа с УВД и для контроля на борту самолета приведенного курса.

Принцип формирования гироматнитного курса основан на взаимодействии гироскопа направления и прибора, измеряющего направление горизонтальной составляющей магнитного поля Земли — индукционного датчика. Указанное сочетание используется для получения стабильных показаний магнитного (гироматнитного) курса. Гироскоп является элементом, обеспечивающим мгновенное, устойчивое измерение курса, отфильтрованного от высокочастотных помех чувствительного элемента индукционного датчика электромагнитическим или гироскопическим фильтром, который одновременно корректирует медленно нарастающую погрешность гироскопа. Это позволяет в условиях полета обеспечить точность измерения магнитного курса, примерно соответствующую статической точности чувствительного элемента.

Применяемые структурные схемы взаимодействия гироскопа — чувствительный элемент показаны на рис. 1.2. Схемы различны. Используются коррекция курса через моментный датчик на оси прецессии (рис. 1.2, а) гироскопа, так и путем разворота датчика дистанционной передачи на его измерительной оси (рис. 1.2, б, в), предусматриваются две скорости коррекции: ускоренная для первоначального согласования ( $2 \dots 20^{\circ}/с$ ) и нор-

рис. 1.11. Начальная выставка курса: МПЧ<sub>0</sub> — магнитный путьовой угол ортодромии, отсчитанный от меридиана  $\lambda''$ ; МПЧ<sub>0</sub><sup>н</sup> — начальный магнитный путьовой угол ортодромии, отсчитанный от магнитного меридиана  $\lambda'$ ;  $\lambda'$  и  $\lambda''$  — долготы магнитных меридианов

мальная ( $1 \dots 5^{\circ}/мин$ ), которая обеспечивает сглаживание высокочастотных колебаний значений магнитного курса.

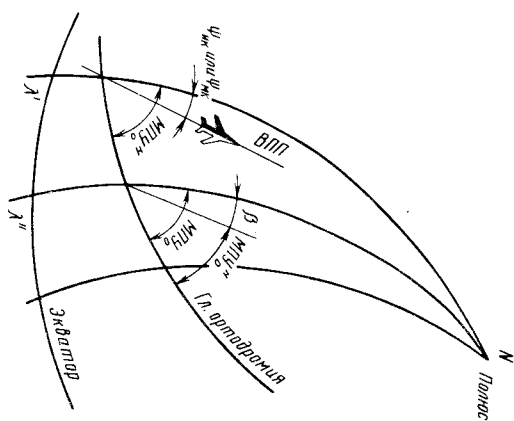
Сигнал гироматнитного курса в курсовых системах формируется либо непосредственно в курсовом гироскопе, либо в специальных блоках (блок гироматнитного курса), позволяющих использовать курсовой гироскоп одновременно для формирования приведенного и гироматнитного курса. Применение БГМК особенно целесообразно в системах с резервированием точного гироскопического курса, который используется для обеспечения автономной навигации на маршруте.

Особенность курсовых систем заключается в том, что формируемый на выходе системы курс непосредственно используется для счисления в индранной системе координат. Для этого должна быть выполнена начальная выставка гироскопического курса (рис. 1.11). Эта операция обеспечивает приведение гироскопического курса к меридиану места выставки через путьовой угол ортодромии.

В ГА начальную выставку гироскопического курса выполняют от начального истинного или магнитного меридиана места выставки. Тогда при движении по маршруту должен выдерживаться курс (при отсутствии сноса), численно равный ИПЧ<sub>0</sub> (МПЧ<sub>0</sub>). В этом случае приведенный курс  $\psi_{пр}$  отличается от истинного курса  $\psi_{ик}$  самолета на угол  $\beta$ . Сравнение измеренной в полете разности  $\psi_{пр}$  и  $\psi_{ик}$  с расчетной величиной  $\beta$  позволяет контролировать точность гироскопического курса.

Выставку курса в курсовой системе осуществляют, используя следующие режимы коррекции:

магнитной коррекции, осуществляемой по сигналам индукционного магнитного датчика ИД через коррекционный механизм КМ, в который может быть введена поправка на магнитное склонение. Точность магнитной коррекции  $1^{\circ}$  при условии, что магнитная девиация тщательно устранена; астрокоррекции, если установлена на борту ВС астросистема. Точность выставки курса зависит от точности работы датчика астрокурса; режим "курсоадаптика". Этот режим обеспечивает возможность принципиальной выставки заданного курса на агрегате.



## 1.1.5. ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ КУРСА

Как указывалось выше, выходными параметрами в системах измерения курса являются: курс, измеряемый гироскопом (гироскопический или приведенный), и гироматный курс.

Погрешность курса, измеряемого гироскопом, складывается из погрешности начальной выставки; дрейфа гироскопа; кардановой погрешности; выраженной начальной и погрешности коррекции.

Погрешность начальной выставки зависит от точности метода определения начального курса на земле.

На аэродромах ГА используются методы определения начального курса по магнитному курсу и по известному курсу ВПП или РД. Если взлет выполняется с грунтовых аэродромов, то основным методом является выставка по магнитному курсу. Если взлет выполняется с железобетонных ВПП, то используется выставка курса по ВПП или РД, так как магнитный курс из-за влияния ферромагнитных масс покрытия ВПП измеряется со значительными погрешностями. Погрешность начальной выставки является наиболее существенной составляющей погрешности гироскопического курса, ее величина при эксплуатации ВС ГА составляет 1 ... 2'. Дрейф гироскопа также является существенной составляющей погрешности измерения гироскопического курса. Дрейф представляет собой упловую скорость, с которой гироскоп изменяет свое первоначальное положение и является основным техническим параметром, определяющим качество гироскопа на протяжении. Величина дрейфа в азимуте зависит от стабильности положения центра тяжести гироскопа, качества его подвески по оси прецессии в кардановом подвесе, точности работы широтной коррекции и точности ввода широты места и указывается в паспорте на прибор. Статистическая обработка результатов измерений многих типов гироскопов показала, что в полете дрейф гироскопа имеет постоянную и случайные составляющие:

$$\omega_{др} = \omega_n + \omega_c.$$

Как правило,  $\omega_n > \omega_c$ , поэтому, если в полете удается определить и учесть  $\omega_n$ , то точность измерения курса может быть повышена. Но от полета к полету величина  $\omega_n$  меняется и, будучи определена в одном полете, она не может быть использована в другом.

Выраженная погрешность так же, как и дрейф, представляет собой упловую скорость. Эта погрешность возникает при наклоне основания прибора и одновременном изменении курса, т. е. при эволюциях самолета, вследствие проекции моментов, действующих по измерительной (вертикальной) оси гироскопа — момента трения, момента от системы горизонтальной коррекции — на прецессионную ось гироскопа. Выраженная погрешность может составлять значительную величину. Для ее уменьшения отключают горизонтальную коррекцию на развороте, уменьшают момент трения на вертикальной оси гироскопа или используют схемы его компенсации.

В общем случае погрешность измерения приведенного курса можно вычислить как

$$\sigma_{\psi} = \sqrt{\psi_n^2 + (\omega_{др} t)^2 + (\omega_a t_a)^2},$$

где  $\psi_n$  — погрешность начальной выставки;  $\omega_{др}$  — дрейф гироскопа (паспортная величина),  $\omega_a$  — выраженная погрешность (паспортная величина);  $t_a$  — суммарное время выража;  $t$  — время полета.

Из приведенного выражения следует, что в начале полета погрешность измерения численных координат определяется погрешностью начальной выставки курса; при длительном полете начинает влиять дрейф, погрешность гироскопического курса нарастает линейно, следовательно, боковая ошибка счисления координат будет нарастать по квадратичному закону, и частота коррекции численных координат по мере продолжения полета будет возрастать. Для ограничения погрешности измерения курса применяется его коррекция в полете.

На ВС ГА основным методом коррекции является ввод вычисленного значения поправки курса по известной величине бокового уклонения на определенном отрезке пути (рис. 1.12):

$$\Delta\psi = \arctg \frac{\Delta Z}{S},$$

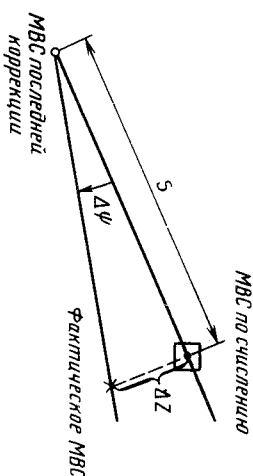
где  $\Delta\psi$  — поправка курса в градусах;  $\Delta Z$  — боковое уклонение;  $S$  — расстояние от последней точки коррекции местоположения ВС.

Если счисление координат выполняется с применением доплеровского измерителя угла сноса и путевой скорости, величина  $\Delta\psi$  практически характеризует погрешность курса. Если счисление выполняется по воздушной скорости, величина  $\Delta\psi$  представляет собой сумму ошибки курса и ошибки угла сноса. Величина  $\Delta\psi$  вводится в режиме курсозадатчика через инерционные устройства ввода поправки или непосредственно в ЦВМ.

Коррекция курса по магнитному датчику применяется при грубых ошибках гироскопического курса, так как погрешность измерения магнитного курса в эксплуатации зависит от качества и срока проведения деинициальных работ и составляет 2 ... 5°. При тщательно выполненной деинициальной работе, при соответствующей методике коррекции и точном вводе поправки на магнитное склонение и на схожимость меридианов погрешность коррекции гироскопического курса в средних широтах характеризуется величиной 1°.

Рис. 1.12. Определение поправки курса:

$\Delta\psi$  — поправка курса;  $S$  — пройденный путь;  $\Delta Z$  — погрешность бокового уклонения





### 1.1.6. МАГНИТНАЯ ДЕВИАЦИЯ И ЕЕ КОМПЕНСАЦИЯ

На чувствительный элемент магнитного компаса, установленного на ВС, действуют горизонтальные составляющие магнитного поля Земли и собственного магнитного поля ВС, что вызывает угловое отклонение вектора магнитного поля Земли от магнитного меридиана, называемое девиацией. Векторная диаграмма девиации показана на рис. 1.13. Девиация  $\delta$  равна углу между вектором горизонтальной составляющей магнитного поля Земли  $H_m$  и результирующим вектором  $H_r$ , представляющим собой сумму векторов горизонтальной составляющей магнитного поля Земли  $H_m$  и горизонтальной составляющей магнитного поля ВС  $H_{BC}$ .

Направление, определяемое вектором  $H_m$ , принято называть магнитным меридианом, направлением, совпадающее с вектором  $H_p$  — компасным меридианом. Курс ВС, измеренный бортовым устройством, называют компасным курсом  $\psi_{KK}$ .

Магнитная девиация определяется как разность между магнитным курсом ВС, измеренным эталонным методом, и компасным курсом

$$\delta = \psi_{MK} - \psi_{KK}.$$

Магнитное поле ВС в основном обусловлено ферромагнитными массами ВС, которые по магнитным свойствам можно условно разделить на "мягкое" и "твердое" железо. Мягкое железо намагничивается пропорционально напряженности внешнего магнитного поля, твердое — сохраняет полученную намагниченность в течение длительного времени аналогично постоянному магниту.

Как следует из рис. 1.13, при развороте ВС по курсу на  $360^\circ$  вектор магнитного поля ВС также изменяет свое направление на  $360^\circ$ , и величина его девиации изменяется. При этом девиация от твердого железа дважды изменяет знак и называется полукруговой, а девиация от мягкого железа изменяет знак с двойной частотой и называется четвертной. В целом связь между девиацией и курсом нелинейна, но с достаточной для практики точностью девиацию можно выразить через постоянную и гармонические составляющие:

$$\delta = A + B \sin \psi_{MK} + C \cos \psi_{MK} + D \sin 2\psi_{MK} + E \cos 2\psi_{MK}.$$

Данное уравнение положено в основу схем компенсации девиации магнитного компаса от ферромагнитных масс. Коэффициенты уравнения получили название:

$A$  — установочная ошибка (так как на практике при компенсации этой величины устраняют также геометрическую погрешность привязки чувствительного элемента к продольной оси ВС);

$B, C$  — коэффициенты полукруговой девиации (определяемой твердым железом);

$D, E$  — коэффициенты четвертой девиации (определяемой мягким железом).

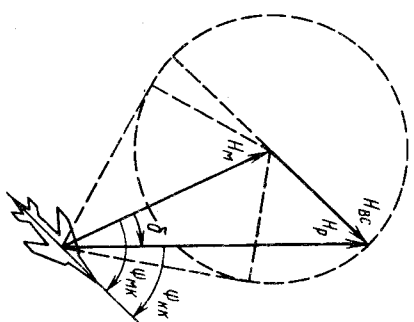


Рис. 1.13. Векторная диаграмма девиации

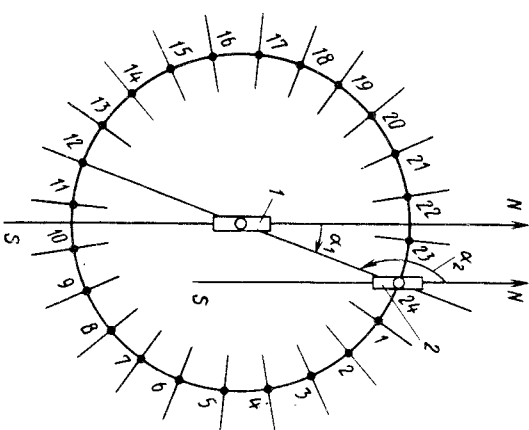


Рис. 1.14. Схема исследования девиационной площадки при помощи двух теодолитов: 1 — центральный теодолит; 2 — переносной теодолит;  $\alpha_1$  — магнитный пеленг контрольной точки;  $\alpha_2$  — обратный магнитный пеленг контрольной точки; 1... 24 — контрольные точки на девиационном круге

Устройства для компенсации коэффициентов девиации проектируются и соответствуют с физической природой составляющих девиации. Для компенсации полукруговой девиации в зоне чувствительного элемента создается искусственное постоянное (независимое от широты) магнитное поле. Компенсация установочной ошибки и четвертной девиации осуществляется вводом поправки в значение измеренного магнитным компасом курса. Конструкции компенсирующих устройств различны и приведены при описании конкретных систем.

Процесс компенсации магнитной девиации называется девиационными работами.

Девиационные работы выполняются на специальном девиационном кругу с радиусом 50 м, по возможности удаленном от внешних ферромагнитных масс. Покрывные площади круга не должны содержать ферромагнитных материалов. Водило должно выполняться из немагнитных материалов. Типац, осуществляющий разворот ВС, и источники аэродвигательного питания должны находиться в толке, наиболее удаленной от ИД. На ВС, оборудованных вспомогательной силовой установкой, применение источников аэродвигательного питания не рекомендуется.

Неравномерность направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли на рабочей площади девиационного круга не должна превышать  $0,25^\circ$ . Это исследование выполняют, например, при помощи двух теодолитов (рис. 1.14), снабженных буссолью, на высоте 1,5... 2 м



от поверхности Земли в 24 точках по изложенной ниже методике. Погрешность, измеренная на высоте теодолита, пересчитывается в погрешность на высоте штатного расположения ИД по формуле

$$h_{ИД} = h_T \sqrt{\frac{\Delta D_T}{\Delta D}},$$

где  $h_{ИД}$  — высота расположения ИД, м;  $h_T$  — высота нахождения буссоли теодолита при исследовании точек на площадке, м;  $\Delta D_T$  — изменения магнитного склонения в зоне площадки;  $\Delta D$  — допустимое изменение магнитного склонения на площадке в зоне перемещения ИД.

Центральный теодолит по буссоли ориентируют на магнитный Север, и азимутальный лимб устанавливают на ноль. Переносный теодолит поочередно устанавливают на каждую из 24 контрольных точек, и в каждой из них ориентируют на магнитный Север по своей буссоли. Лимб азимута этой буссоли устанавливают на ноль. После установив нулей лимбов буссоли теодолитов арретируют. Теодолиты разворачивают на линию взаимного визирования и определяют углы  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$ . Разность  $180^\circ - (\alpha_1 + \alpha_2)$ , пересчитанная для высоты расположения индукционного датчика конкретного ВС, есть неравномерность направления горизонтальной составляющей поля Земли.

Компасный курс следует определять по прибору с наибольшей разрезающей способностью, например из состава контрольно-проверочной аппаратуры (КПА).

Магнитный курс следует определить пеленгованием ВС с помощью теодолита, установленного на борту или вне его.

На практике хорошо зарекомендовал себя способ определения магнитного курса по показаниям бортового гироскопа, ориентированного по магнитному курсу ВС, определенному первоначально пеленгованием. Чтобы контролировать ошибки от дрейфа гироскопа, пеленгование ВС производят дважды, до и после определения  $\psi_{МК}$  на контролируемых курсах. При наличии дрейфа гироскопа вычисляют и учитывают поправку для каждого значения измеренного курса.

Для практических целей определение коэффициентов девиации выполняют по значениям вычисленных величин девиации на восьми курсах, крайних  $45^\circ$ . Тогда коэффициенты девиации вычисляют по формулам

$$A = \frac{\delta_0 + \delta_{45} + \delta_{90} + \delta_{135} + \delta_{180} + \delta_{225} + \delta_{270} + \delta_{315}}{8};$$

$$B = \frac{\delta_{90} - \delta_{270}}{2};$$

$$C = \frac{\delta_0 - \delta_{180}}{2};$$

$$D = \frac{\delta_{45} - \delta_{135} + \delta_{225} - \delta_{315}}{4};$$

$$E = \frac{\delta_0 - \delta_{90} + \delta_{180} - \delta_{270}}{4}.$$

Компенсацию коэффициентов девиации выполняют в соответствии с руководством по эксплуатации системы.

На практике, в целях сокращения трудоемкости девиационных работ, иногда полуокружковую девиацию не компенсируют, а списывают совместно с четвертной девиацией, используя весь диапазон регулировочного механизма компенсации четвертной девиации. Этого делать нельзя, так как вектор магнитного поля ВС остается не скомпенсированным (см. рис. 1.13) и вследствие этого с изменением широты места изменяется величина вектора  $H_m$ ; следовательно, девиация на курсе будут меняться.

В северных широтах величины векторов  $H_n$  и  $H_{ВС}$  мало отличаются, и девиация может достигать десятков градусов.

Следует помнить, что тщательное выполнение девиационных работ гарантирует высокую точность измерения магнитного курса.

### 1.1.7. РЕЗЕРВИРОВАНИЕ И КОНТРОЛЬ

Для обеспечения требуемых показателей надежности и контролеспособности каналов измерения курса и вертикали применяются резервирование. Если  $Q_i$  — вероятность отказа одного канала, то вероятность отказа резервированной системы составит

$$Q_p = Q_i^n,$$

где  $n$  — показатель полного резервирования системы.

Пусть имеется канал с наработкой на отказ  $T_0$ . Вероятность его отказа  $Q_i$  за время полета  $t$  равна

$$Q_i = 1 - e^{-\frac{t}{T_0}}.$$

При  $T_0 = 500$  ч и  $t = 5$  ч величина  $Q_i = 10^{-2}$  для одного канала, при многократном резервировании  $Q_p = 10^{-4}$ , при трехкратном  $Q_p = 10^{-6}$  и т. д.

Аналогично обстоит дело с обеспечением глубинного контроля, т. е. с нерезкостью вовремя обнаружить отказ. Наиболее удобным в эксплуатации следует считать наличие встроенного контроля. Глубина встроенного контроля канала равна

$$K_K = \frac{\sum \lambda_0}{\sum \lambda_0 + \sum \lambda_{н0}} = \frac{\sum \lambda_0}{\sum \lambda_K},$$

где в числителе частота отказа охваченных контролем элементов, а в знаменателе — частота отказа всех элементов канала (формула приведена

без учета надежности работы элементов схемы встроенного контроля). Тогда вероятность необнаруженного отказа канала равна

$$Q'_1 = (1 - K_K) \sum \lambda_K = \frac{1}{T_0} (1 - K_K).$$

Если канал характеризуется глубиной встроенного контроля  $K_K = 0,8$  и  $T_0 = 500$  ч, то  $Q'_1 = 4 \cdot 10^{-4}$ . Для уменьшения этой величины требуется увеличить либо надежность системы, либо глубину встроенного контроля. Если канал резервирован, то вероятность необнаруженного отказа (при наличии контроля расхождений параметров) оценивается по формуле

$$Q'_p \approx (Q'_1)^n,$$

где  $n$  — показатель резервирования канала.

Сказанное иллюстрирует важность резервирования каналов измерения курса и вертикали. Резервирование позволяет при технических доступных показателях надежности и глубины встроенного контроля бортовой аппаратуры обеспечить безопасную эксплуатацию ВС путем обязательного сравнения на борту ВС (автоматически или экипажем) информации о вертикали и курсе, выдаваемых независимыми каналами.

#### 1.1.8. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ СИСТЕМ ИЗМЕРЕНИЯ КУРСА

На ВС ГА устанавливается различная аппаратура измерения курса, каждая из которой имеет свои особенности эксплуатации.

**Магнитный компас.** В качестве резервного указателя безопасного курса на ВС устанавливается магнитный компас, например типа КИ-13, с непосредственным отсчетом показаний. Компас независим от системы электрооборудования ВС, прост в эксплуатации, однако его показания достоверны только в прямолинейном установившемся полете.

**Гиromагнитный компас и гироскопоукомпас.** При наличии на борту ВС гиromагнитного компаса, например типа гиросинхронизированного компаса ГИК-1, необходимо выполнять начальное согласование на земле и в полете (после длительных разворотов и других эволюций ВС).

Использование на борту ВС гироскопоукомпаса связано с начальной установкой курса на земле и затем с его периодической коррекцией в полете.

**Курсовая система.** На многих типах ВС ГА установлена курсовая система (КС), обеспечивающая измерение приведенного (гироскопического) или гиromагнитного курса и выдачу его на приборы и другим потребителям. Помимо индикаторов курса, входящих непосредственно в комплект курсовой системы, текущее значение курса выдается для индикации на комбинированные приборы других навигационно-пилотажных систем. Для выполнения полета по заданному маршруту при курсо-допиров-

ском счислении необходима высокая точность выдачи текущего (приведенного) курса курсовой системой. В связи с этим важное значение приобретает начальная выставка курса. От того, с какой точностью выполнена выставка гироскопического курса, зависит и точность счисления текущих координат места самолета навигационным вычислителем.

При наличии резервирования оба гиросетевых КС выставляются для работы в режиме гироскопоукомпаса относительно одной и той же системы отсчета курса. Это облегчает наблюдение за правильностью выдерживания курса гиросетевыми путем сличения показаний соответствующих приборов и при отказе одного гиросетевых обеспечивает резервирование курса перекрестием его потребителей на второй гиросетевых.

На маршруте необходимо с пульты управления курсовой системы периодически вводить значение географической широты места (при выполнении полета в экваториальных и средних широтах установка широты места должна быть в пределах  $0,5^\circ$ , а начиная с широт выше  $70^\circ$  в пределах  $1 \dots 2^\circ$ ) и выполнять контроль курса, выдерживаемого в режиме ГПК.

Вследствие ошибок при выставке курса и накапливающихся уходов гироскопа гиросетевых в полете необходимо периодически контролировать правильность выдачи курса гироскопом и при необходимости выполнять коррекцию этого курса. Следует помнить, что на дрейф гироскопа оказывает влияние выполнение самолетом разворотов, полет с набором высоты или снижением.

Коррекцию гироскопического курса выполняют в горизонтальном прямолинейном полете с установившейся скоростью и лишь в том случае, если величина дрейфа гироскопа сравнима с точностью работы устройства, используемого для коррекции курса.

В зависимости от района и условий полета, а также от состава навигационной аппаратуры можно выполнять: коррекцию курса по БДК-1; магнитную коррекцию гиросетевых; коррекцию гиросетевых в режиме выставки курсозадатчиком на пульты управления курсовой системы.

При заходе на посадку экипаж по показаниям курсовых и навигационно-пилотажных приборов контролирует правильность выхода в створ ВПП и движение в зоне посадочного радиомаяка согласно инструкции по выполнению захода на посадку.

В процессе полета важно своевременно обнаружить отказ основных приборов КС: гиросетевых, индукционного датчика, коррекционного механизма, указателя, блока гиromагнитного курса.

При завышенном дрейфе гиросетевых может наблюдаться расхождение показаний приборов, получающих гироскопический курс от различных гиросетевых, или расхождение приведенного курса с показаниями курса от гиromагнитного компаса. При отказе гиросетевых показания курса неустойчивы. В некоторых системах при этом на пульты управления курсовой системы загорается сигнальная лампа.

При отказе ИД или КМ показания магнитного курса на КМ и гиromаг-

без учета надежности работы элементов схемы встроенного контроля). Тогда вероятность необнаруженного отказа канала равна

$$Q'_1 = (1 - K_K) \sum \lambda_K = \frac{1}{T_0} (1 - K_K).$$

Если канал характеризуется глубиной встроенного контроля  $K_K = 0,8$  и  $T_0 = 500$  ч, то  $Q'_1 = 4 \cdot 10^{-4}$ . Для уменьшения этой величины требуется увеличить либо надежность системы, либо глубину встроенного контроля. Если канал резервирован, то вероятность необнаруженного отказа (при наличии контроля расхождений параметров) оценивается по формуле

$$Q'_p \approx (Q'_1)^n,$$

где  $n$  — показатель резервирования канала.

Сказанное иллюстрирует важность резервирования каналов измерения курса и вертикали. Резервирование позволяет при технических доступных показателях надежности и глубины встроенного контроля бортовой аппаратуры обеспечить безопасную эксплуатацию ВС путем обязательного сравнения на борту ВС (автоматически или экипажем) информации о вертикали и курсе, выдаваемых независимыми каналами.

#### 1.1.8. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ СИСТЕМ ИЗМЕРЕНИЯ КУРСА

На ВС ГА устанавливается различная аппаратура измерения курса, каждая из которой имеет свои особенности эксплуатации.

**Магнитный компас.** В качестве резервного указателя безопасного курса на ВС устанавливается магнитный компас, например типа КИ-13, с непосредственным отсчетом показаний. Компас независим от системы электрооборудования ВС, прост в эксплуатации, однако его показания достоверны только в прямолинейном установившемся полете.

**Гиromагнитный компас и гироскопоукомпас.** При наличии на борту ВС гиromагнитного компаса, например типа гиросинхронизированного компаса ГИК-1, необходимо выполнять начальное согласование на земле и в полете (после длительных разворотов и других эволюций ВС).

Использование на борту ВС гироскопоукомпаса связано с начальной установкой курса на земле и затем с его периодической коррекцией в полете.

**Курсовая система.** На многих типах ВС ГА установлена курсовая система (КС), обеспечивающая измерение приведенного (гироскопического) или гиromагнитного курса и выдачу его на приборы и другим потребителям. Помимо индикаторов курса, входящих непосредственно в комплект курсовой системы, текущее значение курса выдается для индикации на комбинированные приборы других навигационно-пилотажных систем. Для выполнения полета по заданному маршруту при курсо-допиров-

ском счислении необходима высокая точность выдачи текущего (приведенного) курса курсовой системой. В связи с этим важное значение приобретает начальная выставка курса. От того, с какой точностью выполнена выставка гироскопического курса, зависит и точность счисления текущих координат места самолета навигационным вычислителем.

При наличии резервирования оба гиросетевых КС выступают для работы в режиме гироскопоукомпаса относительно одной и той же системы отсчета курса. Это облегчает наблюдение за правильностью выдерживания курса гиросетевыми путем сличения показаний соответствующих приборов и при отказе одного гиросетевых обеспечивает резервирование курса перекрестием его потребителей на второй гиросетевых.

На маршруте необходимо с пульты управления курсовой системы периодически вводить значение географической широты места (при выполнении полета в экваториальных и средних широтах установка широты места должна быть в пределах  $0,5^\circ$ , а начиная с широт выше  $70^\circ$  в пределах  $1 \dots 2^\circ$ ) и выполнять контроль курса, выдерживаемого в режиме ГПК.

Вследствие ошибок при выставке курса и накапливающихся уходов гироскопа гиросетевых в полете необходимо периодически контролировать правильность выдачи курса гироскопом и при необходимости выполнять коррекцию этого курса. Следует помнить, что на дрейф гироскопа оказывает влияние выполнение самолетом разворотов, полет с набором высоты или снижением.

Коррекцию гироскопического курса выполняют в горизонтальном прямолинейном полете с установившейся скоростью и лишь в том случае, если величина дрейфа гироскопа сравнима с точностью работы устройства, используемого для коррекции курса.

В зависимости от района и условий полета, а также от состава навигационной аппаратуры можно выполнять: коррекцию курса по БДК-1; магнитную коррекцию гиросетевых; коррекцию гиросетевых в режиме выставки курсозадатчиком на пульты управления курсовой системы.

При заходе на посадку экипаж по показаниям курсовых и навигационно-пилотажных приборов контролирует правильность выхода в створ ВПП и движение в зоне посадочного радиомаяка согласно инструкции по выполнению захода на посадку.

В процессе полета важно своевременно обнаружить отказ основных приборов КС: гиросетевых, индукционного датчика, коррекционного механизма, указателя, блока гиromагнитного курса.

При завышенном дрейфе гиросетевых может наблюдаться расхождение показаний приборов, получающих гироскопический курс от различных гиросетевых, или расхождение приведенного курса с показаниями курса от гиromагнитного компаса. При отказе гиросетевых показания курса неустойчивы. В некоторых системах при этом на пульты управления курсовой системы загорается сигнальная лампа.

При отказе ИД или КМ показания магнитного курса на КМ и гиromаг-

нитного курса в прямолинейном полете неустойчивы и неправильны (имеется в виду, что полет выполняется в районе устойчивой работы ИД).

При отказе блока гиromатнитного курса, выполняющего датчиком гиromатнитного курса КС, в прямолинейном полете будут наблюдаться показания курса на приборах, индицирующих гиromатнитный курс, отличные от показаний магнитного курса на КМ. При этом ускоренного согласования курса с КМ не происходит. Внедрение ЦВМ на борту ВС ГА на самолетах Ил-86, Як-42 во многом упростило работу экипажа с системами измерения курса. Функции формирования на борту ВС курса для решения навигационных задач, такие, как ввод начальных данных о курсе, ввод широтной поправки, учет схожести меридианов и магнитного склонения при формировании курса, его контроль методом сравнения, выполняются вычислительной машиной. Основная задача экипажа — контроль и корректировка курса по погрешности бокового уклонения при навигации курсо-доплеровским методом счисления и контроль курса ВС по данным инерциальных систем (ИС) при применении их на борту.

При использовании курсо-доплеровского счисления контроль целесообразно выполнять в ППМ, где вычислительной машиной вырабатывается, в зависимости от участка маршрута, истинный или магнитный курс и выполняется коррекция приведенного курса, выдаваемого на системы индикации и управления.

Контроль курса ИС, измеряющих истинный курс, выполняется по устройствам, измеряющим на борту ВС гиromатнитный курс самолета. При этом используется поправка на магнитное отклонение в любой точке.

При движении по маршруту следует учитывать, что заданный траектория представляет собой отрезок ортодромии между соседними ППМ, поэтому значение истинного или магнитного курса (заданного или текущего) будет постоянно меняться, а значение приведенного курса (заданного и текущего путевого угла) на участке траектории будет оставаться постоянным.

Основным методом коррекции курса остается метод определения поправок при коррекции счисленных координат. Следует отметить, что ведутся работы по автоматизации этой операции.

### 1.1.9. ТОЧНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КУРСА И МЕТОДЫ НАВИГАЦИИ ВС ГА

Требуемая точность определения курса на борту ВС зависит от того, какой способ навигации используется экипажем.

Если навигация осуществляется по заданному курсу (как правило на небольшие расстояния), то точность выдерживания заданной траектории определяется в основном погрешностью учета угла сноса, которая составляет при наличии метеопрогноза, несколько градусов. В связи с этим погрешность измерения курса в  $1,5 \dots 3^\circ$  для данного метода навигации следу-

ет считать достаточной и для измерения курса может применяться гиromатнитный компас.

Полет на привязную радиостанцию осуществляется, как правило, по заданному пелену на радиомаяк. В этом случае погрешность выдерживания заданного пеленга будет зависеть от точности измерения магнитного (или истинного курса) и точности измерения курсового угла на радиостанции. Очевидно, что угловые величины погрешности измерения курса и направления на радиостанцию должны быть примерно одинаковыми и, следовательно, при существующих на борту ВС ГА типах АРК, может применяться гиromатнитный компас.

Автономная навигация на маршруте выполняется, используя курсо-доплеровское или инерциальное счисление. В обоих методах ошибка в курсе приводит к погрешности определения местоположения, а используемый гироскопический курс курсового гироскопа или гироскопформы ориентируется в исходном положении относительно выбранной для навигации сетки координат, т. е. выполняется начальная выставка.

При применении ИС начальная выставка является операцией, выполняемой системой автоматически, а определяемый ею курс на маршруте практические не требует корректировки.

Погрешность курсовых устройств курсо-доплеровских навигационных систем на один-два порядка превышает погрешности гироскопов инерциальной системы. Курсовые системы не имеют автоматической начальной выставки и нуждаются в коррекции курса на маршруте.

Требование к точности начальной выставки курса зависит от допустимой погрешности бокового уклонения в точке первой коррекции координат. Так, если точка первой коррекции намечена на удалении 100 км от ВПП, то при ширине коридора  $\pm 4$  км погрешность начальной выставки курса (дрейфом гироскопа на этом участке пренебрегаем) не должна превышать величины  $\arctg \frac{4}{100} \approx 2^\circ$ . Обычно точка первой коррекции координат намечается на более значительном удалении от ВПП и погрешность выставки курса в  $1^\circ$  можно считать практически достаточной в эксплуатационных условиях.

В маршрутном полете на погрешность счисления местоположения влияет как погрешность начальной выставки курса, так и дрейф гироскопа. Пренебрегая погрешностью измерения угла сноса и полагая, что на некотором участке пути значение путевой скорости и дрейф гироскопа остаются постоянными, нужно записать следующее соотношение:

$$\Delta Z = \Delta \psi_n S + \frac{1}{2} \omega_{др} S^2,$$

где  $\Delta Z$  — погрешность бокового уклонения;  $\Delta \psi_n$  — погрешность начальной выставки курса;  $S$  — длина участка маршрута;  $\omega_{др}$  — дрейф гироскопа;  $t$  — время пролета участка маршрута.

Из этого соотношения следует, что погрешность бокового уклонения

будет одинаковой как от погрешности начальной выставки курса  $1^\circ$ , так и от дрейфа гироскопа  $2^\circ/ч$ . Чем меньше дрейф гироскопа, тем весомее влияние погрешности начальной выставки и тем точнее следует выполнить коррекцию курса. Практически, при дрейфе гироскопа менее  $0,5^\circ/ч$  погрешность измерения курса определяется точностью его выставки или коррекции.

## 1.1.10. ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИСТЕМ ИЗМЕРЕНИЯ КУРСА НА ЭТАПЕ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЕЙ И РУЛЕНИЯ

При нормальных внешних условиях устойчивая работа гироскопов курсовых систем наступает через 10 ... 15 мин после включения питания. На точность работы гироскопов на этом этапе оказывают влияние колебания напряжения источника питания, включение напряжения питания на холодные гироскопы (без предварительного обогрева), колебания ВС под влиянием внешних воздействий и др.

Рекомендуется определить предварительно дрейф гироскопов на земле. Для этого необходимо отсчитать изменение показаний указателей курса типа УЦ, КУЦ или других указателей за 20 ... 30 мин в режиме работы "ГПК". Если на стоянке известен точный курс ВС, то по его значению следует предварительно выставить курсовую систему. Согласование и выставка курсовой системы по данным магнитного канала являются менее точными, вследствие различных искажений, вносимых в определение магнитного курса на перроне или в процессе обслуживания самолета на стоянке. Наиболее точным измерителем курса на борту ВС является инерциальная система. На ВС, где инерциальная система используется автономно, выставку курса целесообразно производить по данным ИНС. В зависимости от вида гироскопизирования курс ИНС определяется с точностью 30 ... 40' за 2/3 общего времени выставки, поэтому можно предварительно курсовую систему согласовывать по курсу, вычисленному ИНС. После полной выставки ИНС необходимо скорректировать курсовую систему по более точному курсу.

Можно произвести выставку и согласование курсовой системы с помощью датчика курса или через ЦВМ в процессе руления по магистральной рулежной дорожке, курс которой известен, или по ВПП. В момент согласования с помощью датчика курса или ЦВМ большое значение имеет качество руления с точным выдерживанием ВС заданного направления РД или ВПП. ВС должно точно выдерживать направление осевой линии в течение 1,5 ... 2,0 мин. Если выставка курсовой системы производилась по данным ИНС, то в процессе руления только уточняется или запоминается разность курса РД или ВПП с текущим курсом самолета.

Подправка курса может быть определена в процессе разбега в диапазоне скоростей до 100 ... 200 км/ч. На самолете Ил-86 подправка курса определяется и запоминается автоматически. При определении подправки курса по

ВПП необходимо учитывать, что при взлете с боковым ветром величина подправки в момент отрыва может в 2 ... 3 раза превышать истинное значение. Ручной ввод подправки курса лучше производить в установленном режиме полета, а при значенных подправки до  $\pm 0,5^\circ$  следует вообще воздержаться от коррекции.

## 1.2. ИЗМЕРИТЕЛИ ВЕРТИКАЛИ

### 1.2.1. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ

Определение положения ВС относительно горизонта (углов крена и тангажа) непосредственно связано с управлением ВС, его безопасностью. На ВС ГА установлены резервированные тракты измерения углов крена и тангажа — авиаторизонты или дистанционные авиаторизонты, показания которых сравниваются аппаратурным устройством, а также визуально экипажем. Техническое состояние трактов измерения вертикали и аппаратурного контроля должно соответствовать заданным требованиям, и отклонения от них не должны допускаться.

Под авиаторизонтом понимается техническое устройство, конструктивно объединяющее гироскопическую измерительную часть и элементы индикации пространственного положения ВС относительно горизонта.

Дистанционный авиаторизонт представляет собой сочетание гироскопического измерителя вертикали и дистанционного индикатора, в качестве которого, как правило, применяется командно-пилотажный прибор. Неотъемлемой составной частью авиаторизонта или дистанционного авиаторизонта являются система встроенного контроля и индикация отказа тракта измерения вертикали. В авиаторизонтах, как правило, используется вид индикации "с самолета на землю".

В качестве гироскопического измерителя вертикали на ВС ГА используются гиравертикали, инерциальные курсовертикали (ИКВ) и инерциальные системы (ИС). К гиравертикалям относятся гироскопические устройства, определяющие и дистанционно выдающие потребителям сигналы крена и тангажа. ИКВ и ИС кроме сигналов крена и тангажа выдают также сигналы о курсе и другие навигационные параметры.

По принципу работы гиравертикали и авиаторизонты подвержены влиянию динамики движения ВС, показания же инерционных систем и инерциальных курсовертикалей практически не зависят от динамики движения ВС.

На ВС ГА используются, как правило, две системы вертикали — основная и резервная. Основная система включена в контуры как ручного, так и автоматического управления ВС. Эта система имеет двойное или тройное резервирование в зависимости от степени автоматизации управления ВС. Резервная система представляет собой автономный тракт измерения вертикали (авиаторизонт или дистанционный авиаторизонт), который обеспечивает только контур ручного управления ВС и служит датчиком информа-

или об угловом положении ВС в экстремальных ситуациях — отказах основного тракта измерения вертикали или основной системы электропитания.

В отношении систем измерения вертикали особенно тщательно выполняются правило "отсутствие общих точек", согласно которому ни одно событие (отказ аппаратуры, ошибочное или непроизвольное действие экипажа) не должно приводить к отказу более чем одного тракта измерения. Не менее важной задачей, чем измерение параметров углового положения ВС, является контроль достоверности измеряемой информации. Высокоточная надежность в процессе длительной эксплуатации вызывает реакцию полного доверия экипажа к показаниям основных индикаторов вертикали, вследствие чего неконтролируемый отказ, проявляемый как расхождение показаний основных индикаторов между собой или с резервным авиаторизонтом, может быть не замечен или будет обнаружен слишком поздно. Поэтому для ВС ГА обязательна эффективная сигнализация о расхождении показаний трактов измерения вертикали. При этом следует иметь в виду, что применяются два независимых порога контроля расхождения показаний авиаторизонтов и гироскопиков, используемых в

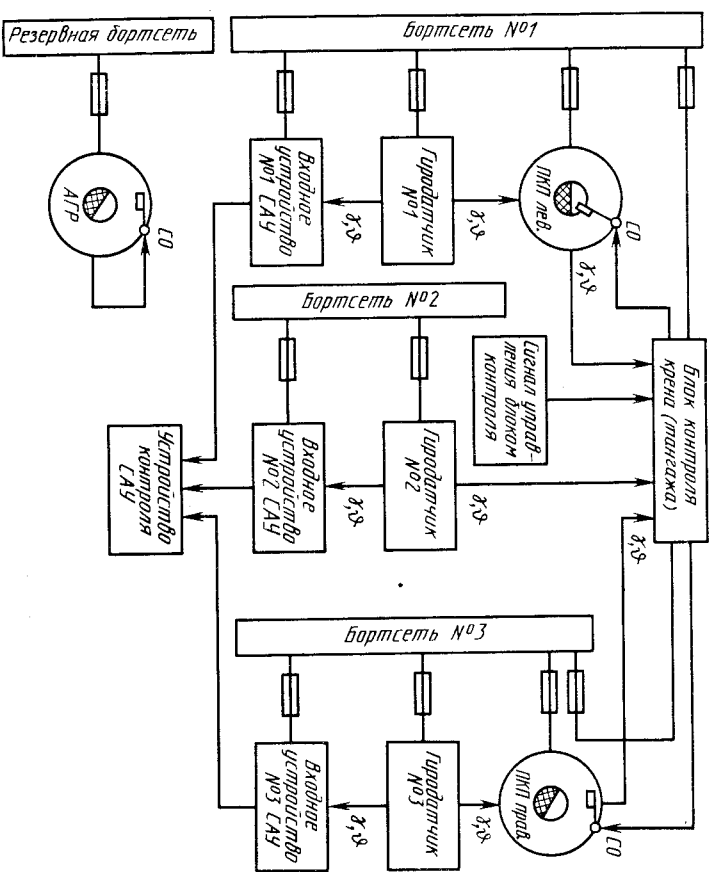


Рис. 1.15. Типовая структурная схема измерения и контроля углов крена и тангажа: АГР — авиаторизонт резервный; ПКП — прибор командный пилотажный; СО — сигналizer отказа (бленкер "АГ")

контурах ручного и автоматического управления ВС. Величина порога для контура ручного управления ВС составляет 5 ... 12° и обеспечивается системой контроля на уровне индикаторов, а для контура автоматического управления — 1 ... 3° и выполняется на уровне гироскопиков.

Типовая структурная схема измерения и контроля углов крена и тангажа ВС ГА показана на рис. 1.15. В зависимости от применяемой аппаратуры и типа ВС конкретная схема выполняется с некоторыми изменениями: применяются включение устройства контроля только на уровне гироскопиков, используется переключение ПКП на гироскопик № 2, используются питание двух гироскопиков от одной бортовой и т. п. Но во всех случаях используются сигналы встроенного контроля и сигнализированное расхождение показаний гироскопиков основной системы измерения вертикали, что дает возможность экипажу разобратся в обстановке и принять правильное решение.

## 1.2.2. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ГИРОВЕРТИКАЛЕЙ И АВИАТОРИЗОНТОВ

Гировертикали и авиаторизонты используют для измерения положения ВС относительно плоскости горизонта астагический гироскоп с вертикальным направлением оси его ротора и с коррекцией по физическому маятнику. Для удержания оси гироскопа в направлении истинной вертикали независимо от положения ВС и времени его полета используются карданов повес и система управления коррекцией по физическому маятнику.

На рис. 1.16, а показана принципиальная схема гироскопической стабилизации. Оси ВС, X, Y, Z на рисунке совпадают с измерительными осями гироскопа X, Y, Z, и сигналы крена и тангажа с датчиков углов равны нулю. При наклоне ВС с датчиков крена и тангажа будут поступать сигналы, характеризующие его положение относительно измерительных осей гироскопа. Положение измерительных осей гироскопа относительно физической вертикали контролируется и корректируется системой горизонтальной коррекции, состоящей из чувствительных элементов — физических маятников и мотор-корректоров.

Сочетание вертикального гироскопа с физическим маятником позволяет получить прибор, мгновенно измеряющий положение ВС относительно физической вертикали.

Выбор основных параметров прибора — кинетического момента гироскопа, моментов по оси прецессии, чувствительности маятников и величин корректирующих моментов позволяет обеспечить необходимо для безопасного управления ВС точность измерения углов крена и тангажа. Рассмотренная схема поясняет принцип работы гировертикали, но практически не применяется ввиду собственных ей недостатков. Так моменты подвеса гироскопа по осям X, Y, которые в данной схеме являются чувствительными и измерительными осями гироскопа, остаточные моменты



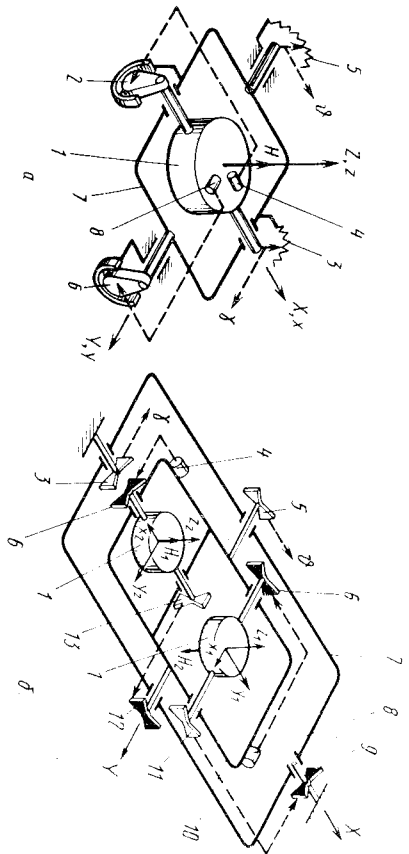


Рис. 1.16. Принципиальные схемы гиравертикалей:

а — схема гироскопической стабилизации; б — схема силовой гироскопической стабилизации; 1 — гироскоп с внутренней рамой; 2 — мотор-корректор по оси тангажа; 3 — датчик угла крена; 4 — магнитик-корректор по оси тангажа; 5 — датчик угла тангажа; 6 — мотор-корректор по оси крена; 7 — внешняя рама карданова подвеса; 8 — магнитик-корректор по оси крена; 9 — мотор разгрузки по каналу крена; 10 — внутренняя рама карданова подвеса; 11 — датчик угла разгрузки по каналу крена; 12 — мотор разгрузки по каналу тангажа; 13 — датчик угла разгрузки по каналу тангажа;  $H, H_1, H_2$  — вектор кинетического момента гироскопа

моторов-корректоров и датчиков углов воспринимаются непосредственно гироскопом, компенсируются его гироскопическим моментом и, следовательно, сопровождаются прецессией, т. е. его отклонением от первоначального положения. При применении схемы гироскопической стабилизации указанные моменты должны быть минимальны как по оси  $x$ , так и  $y$ , что усложняет конструкцию прибора и делает его менее надежным. Другой недостаток заключается в зависимости устойчивости прибора от угла тангажа. Гироскопический момент определяется соотношением

$$M_r = \omega_n H \cos \vartheta,$$

т. е. даже при отсутствии вредных моментов (в идеальном гироскопе) при угле тангажа  $90^\circ$  главная ось гироскопа и ось рамки складываются, скорость прецессии становится бесконечно большой, гироскоп теряет устойчивость. Особенностью гироскопа в кардановом подвесе является также наличие геометрических (кардановых) погрешностей измерения, например, крена при наличии тангажа.

На рис. 1.16, б показана принципиальная схема так называемой силовой гироскопической стабилизации. В этой схеме одна ось ( $x_1, x_2$ ) является осью чувствительности гироскопов, другая ось ( $y_1, y_2$ ) является измерительной и остаточные моменты по измерительной оси определяются качением системы разгрузки. Качество подвеса по оси чувствительности ( $x_1, x_2$ ) определяет собственный дрейф гироскопов. Эта схема, как и

схема, показанная на рис. 1.16, а, не обладает свойством невыбываемости и не свободна от кардановых погрешностей.

В гиравертикалях, обладающих свойством невыбываемости и свободных от кардановых погрешностей, применяется дополнителная стелющаяся рама, обеспечивающая перпендикулярность между измерительной и главной осями гироскопа.

### 1.2.3. ПОГРЕШНОСТИ ГИРАВЕРТИКАЛЕЙ И АВИАГОРИЗОНТОВ

На погрешность гиравертикалей (авиаторизонтов) оказывают влияние условия полета. При равномерном горизонтальном полете погрешность гиравертикали на ВС ГА практически равна ее паспортной погрешности (измеренной при испытании на качающемся основании) и определяется в основном кинетическим моментом гироскопа и чувствительностью системы горизонтальной коррекции по сигналам физического магнетика.

Для применяемых в ГА гиравертикалей чувствительность системы горизонтальной коррекции составляет  $15 \dots 30$ . С учетом дистанционной передачи погрешность измерения вертикали на борту ВС ГА в рассматриваемых условиях не превышает  $1^\circ$ . В эту величину входят и методические погрешности измерения вертикали, вызванные отклонением физического магнетика от истинной вертикали при движении ВС по ортодромии (вследствие влияния кориолисова ускорения) или локсодромии (вследствие изменения сходности меридианов).

При действии ускорений (в прямолинейном полете или развороте ВС) физический магнетик устанавливается по кажущейся вертикали (рис. 1.17). При достаточно длительном действии ускорения  $a$  погрешность гиравертикали за счет горизонтальной коррекции может достигнуть величины  $\theta$ . Эта величина особенно велика при развороте ВС, поэтому для всех гиравертикалей предусматривается отклонение коррекции при развороте ВС. Однако устройство отклонения коррекции имеет определенную задержку в работе, и коррекция успевает вывести гироскоп из положения истинной вертикали. После отклонения коррекции гироскоп "запоминает" положение истинной вертикали и сохраняет его с погрешностью, определяемой в основном его собственным дрейфом.

Величина собственного дрейфа гироскопа гиравертикалей достаточно велика более  $10^\circ/4$ , поэтому при оценке погрешности измерения вертикали на развороте влияние угловой скорости вращения Земли (горизонтальной составляющей) и движение ВС относительно Земли можно не учитывать.

Таким образом, учет паспортных данных гиравертикали — скорости коррекции и дрейфа гироскопов — позволяет оценить достоверность показаний гиравертикали при всех

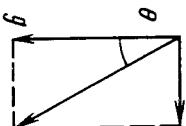


Рис. 1.17. Кажущаяся вертикаль физического магнетика

условиях полета. При этом следует иметь в виду, что, с одной стороны, дрейф гироскопа и скорость коррекции резервной гиравертикали (ави горизонт) значительно превышают соответствующие величины основных гиравертикалей, вследствие чего в неустановившемся режиме полета может наблюдаться разность в показанных резервного и основных авиаторизонтов. С другой стороны, из-за определяющего влияния горизонтальной коррекции на погрешность гиравертикали показания односторонних авиаторизонтов при их резервировании в процессе эволюции ВС могут мало отличаться.

### 1.3. ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ АППАРАТУРЫ ИЗМЕРЕНИЯ КУРСА И ВЕРТИКАЛИ

Каждый вид аппаратуры измерения курса и вертикали представляется собой в общем случае сложную, восстанавливаемую при эксплуатации функциональную систему, состоящую из совокупности взаимосвязанных часто резервированных, конструктивно-съемных блоков (аппаратов). Блоки, как правило, состоят из взаимосвязанных конструктивно-съемных резервированных модулей.

Характерными элементами этой аппаратуры являются:

гироскопы, подшипники которых работают в условиях вакуума большой частотой вращения ( $\sim 20000$  об/мин) и при высокой температуре контактные соединения с малыми контактными усилиями и высокой плотностью тока;

следящие системы с сервоприводами, имеющими высокую частоту вращения;

малогабаритные усилительные устройства с форсированными режимами работы радиоэлементов.

Указанные условия работы элементов приводят к их износу, что является основанием для эксплуатации систем по ресурсу. Однако структурная надежность систем измерения курса на таких ВС гражданской авиации, как Ту-154, Ил-62, Ил-86, Як-42 такова, что их полный отказ оценивается как событие невероятное, что позволяет перекодировать, после выполнения необходимых исследований, к принципам эксплуатации по состоянию. По своим особенностям аппаратура измерения курса кроме проверки работоспособности, связанной с обеспечением функционирования, требует при техническом обслуживании регулировочных работ по компенсации дрейфа гироскопов и магнитной девиации самолета. Порядок и технология выполнения технического обслуживания излагаются в соответствующем разделе руководства по эксплуатации на конкретные системы. Техническое обслуживание выполняется в основном без снятия оборудования борта ВС. Регламентное обслуживание и проверка оборудования производится его на борту (для замены отказавшего) выполняются с применением контрольно-проверочной аппаратуры.

#### 1.3.1. СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ И РЕМОНТА АППАРАТУРЫ ИЗМЕРЕНИЯ КУРСА И ВЕРТИКАЛИ И НАПРАВЛЕНИЯ ЕЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ

Под эксплуатацией аппаратуры понимается стадия ее жизненного цикла от момента поступления в эксплуатационное авиационное предприятие до списания. Эксплуатация осуществляется в организационной системе технической эксплуатации и ремонта, представляющей собой совокупность объектов технической эксплуатации и ремонта (аппаратуры в целом и ее отдельных блоков), операторов (летного и инженерно-технического состава) и средств технической эксплуатации и ремонта, взаимодействующих по определенным программам.

Эффективность системы технической эксплуатации и ремонта определяется при ее функционировании, т. е. в процессе технической эксплуатации и ремонта, который образуется последовательной во времени сменой различных состояний эксплуатации (использование по назначению в полете, различные виды и формы технического обслуживания и ремонта, транспортирование, хранение и ожидание поступления в каждое из выделенных состояний).

Система технической эксплуатации и ремонта разделяется на систему технической эксплуатации, обслуживаемую в эксплуатационном авиационном предприятии, и систему заводского ремонта. Однако процесс технической эксплуатации аппаратуры в эксплуатационном авиационном предприятии рассматривается во взаимодействии с процессом ее ремонта на авиационно-ремонтном заводе ГА или на заводе-изготовителе.

Система технической эксплуатации аппаратуры включает в свою очередь систему летно-технической эксплуатации и систему технического обслуживания и текущего ремонта на авиационно-технической базе (АТБ). Взаимодействие этих систем определяется общей целью и наличием единого объекта технической эксплуатации. Объект технической эксплуатации в процессе полета выступает как объект летно-технической эксплуатации, а после посадки воздушного судна становится объектом технического обслуживания и текущего ремонта. Операторами системы технической эксплуатации в полете является летный, а на земле — инженерно-технический состав.

В совокупность средств технической эксплуатации и ремонта входят средства контроля и восстановления технического состояния аппаратуры. При полетном контроле применяются бортовые средства контроля. Контроль технического состояния аппаратуры при наземном техническом обслуживании осуществляется как с использованием бортовых средств контроля, функционирующих в специальных режимах, так и наземных средств контроля. Восстановление технического состояния аппаратуры проводится специальными устройствами, позволяющими осуществлять демонтаж и монтаж блоков на борту, регулировку блоков и замену конструктивно-съемных модулей в них в лаборатории АТБ или на заводе, а также другие виды восстановительных работ.



Программы технической эксплуатации и ремонта аппаратуры представляют собой системы правил, норм и количественных характеристик видов производственной деятельности, отраженных в эксплуатационно-технологической документации и реализуемых в целях обеспечения и пользования аппаратуры по назначению, его технического обслуживания и ремонта. В их состав входит две взаимосвязанные программы: программа летно-технической эксплуатации и комплексная программа технического обслуживания и ремонта.

Программа летно-технической эксплуатации аппаратуры излагается в руководстве по летной эксплуатации ВС и включает:

порядок управления функциональными режимами аппаратуры в полете по заданной траектории;

методы контроля технического состояния аппаратуры в полете;

инструкции экипажу по действиям при отказах функциональных режимов аппаратуры в полете.

Комплексная программа технического обслуживания и ремонта аппаратуры включает:

конструктивно-эксплуатационные свойства аппаратуры;

характеристики методов, видов и режимов технического обслуживания и ремонта;

характеристики методов и средств контроля технического состояния контролируемые параметры и нормативные значения принятых при наков технического состояния аппаратуры в целом и ее отдельных блоков;

показатели эффективности;

порядок корректировки и развития программы.

Следует отметить, что в настоящее время программы технического обслуживания и ремонта аппаратуры промышленностью не разрабатываются, а требования на них со стороны ГА не формируются. Необходимо, чтобы разработка таких программ началась на начальной стадии проектирования аппаратуры одновременно с проработкой вопросов ее надежности и эксплуатационной технологичности.

Система технической эксплуатации и ремонта аппаратуры измерения курса и верткали по своему содержанию относится к классу сложных эргатических систем, при функционировании которых необходимо учитывать ряд эргономических факторов, проявляющихся в процессе трудовой деятельности операторов. Важнейшими эргономическими факторами, оказывающими существенное влияние на качество функционирования систем технической эксплуатации и ремонта, являются профессиональная подготовка операторов и психофизиологические свойства операторов, условия взаимодействия операторов при выполнении функциональных обязанностей; приспособленность аппаратуры к использованию по назначению, техническому обслуживанию и ремонту, соответствие средств контроля и восстановления психофизиологическим и функциональным особенностям и возможностям операторов, соответствие эксплуатационно-технологической до-

кументации требованиям по восприятию ее содержания и использованию в заданных условиях эксплуатации, свойства внешней среды.

Выполнение эргономических требований в системе летно-технической эксплуатации аппаратуры обеспечивается за счет:

обучения летного состава;

выбора наиболее оптимальных режимов функционирования аппаратуры при полете по заданной траектории;

создания средств отображения информации и пультов наилучшим образом приспособленных к управлению полетом и контролю технического состояния аппаратуры в полете;

полного учета в руководстве по летной эксплуатации вопросов взаимодействия членов экипажа с аппаратурой при исправной работе и отказах функциональных режимов;

создания пилотской кабины с учетом биомеханических и антропометрических особенностей человека.

Выполнение эргономических требований в системе технического обслуживания и ремонта аппаратуры обеспечивается за счет:

обучения инженерно-технического состава;

создания аппаратуры с высокой эксплуатационной технологичностью;

создания средств контроля и восстановления соответствующих психофизиологическим и функциональным особенностям и возможностям операторов;

полного и целенаправленного информационного обеспечения всех сторон трудовой деятельности операторов;

полного учета психофизиологических особенностей восприятия при составлении программы технического обслуживания и ремонта;

организации рабочих мест с учетом физиолого-гигиенических свойств внешней среды, обеспечивающих безопасность для здоровья и надежность работы операторов.

Специфической особенностью системы эксплуатации аппаратуры является существенная зависимость качества ее функционирования от влияния внешних воздействий на блоки аппаратуры.

В процессе эксплуатации блоки подвергнутся постоянному воздействию многих факторов, по-разному влияющих на их техническое состояние. Эти факторы разделяются на конструктивно-производственные, определяющие начальные качество блока, и эксплуатационные, определяющие изменение технического состояния блока в процессе эксплуатации.

Собственно техническое состояние аппаратуры определяется как совокупность подверженных изменению в процессе эксплуатации свойств ее блоков, которые характеризуются в фиксированный момент времени признаками, установленными технической документацией на эти блоки. Многообразие и стохастический характер воздействия эксплуатационных факторов на блоки аппаратуры приводят к тому, что при одной и той же проработке или продолжительности эксплуатации блоки имеют различное

фактическое техническое состояние, что оказывает существенное влияние на такое важное свойство аппаратуры, как надежность.

Главной целью системы технической эксплуатации аппаратуры является обеспечение безопасности, регулярности и экономичности полетов путем поддержания требуемой надежности аппаратуры.

В процессе эксплуатации аппаратуры как сложной восстанавливаемой системы протекают три взаимосвязанных подпроцесса: изменение технического состояния блоков под воздействием эксплуатационных факторов; наблюдение за изменением технического состояния блоков; восстановление технического состояния аппаратуры. Взаимодействие между этими подпроцессами устанавливается с помощью методов технической эксплуатации блоков аппаратуры.

В соответствии с главной целью системы технической эксплуатации понятие "метод технической эксплуатации" терминологически определяется как совокупность мер, принимаемых в процессе эксплуатации с целью поддержания требуемых значений показателей надежности объектов эксплуатации. По совокупности устанавливаемых для каждого блока методов технической эксплуатации определяется перечень основных работ по техническому обслуживанию аппаратуры, отражаемых в комплексной программе технического обслуживания и ремонта.

Содержание методов технической эксплуатации и их классификация вытекают из рассмотрения основного эксплуатационно-технологического свойства аппаратуры, состоящего в том, что в процессе эксплуатации работоспособность и исправность аппаратуры обеспечиваются заменой ее блоков на фиксированных посадочных местах. Замена блоков осуществляется при наземном техническом обслуживании аппаратуры в случае отказа блока в полете (аварийная замена) или в ходе профилактических работ по поддержанию требуемых показателей надежности аппаратуры (профилактическая замена). Профилактическая замена может проводиться после выработки блоком заданного ресурса или при достижении блоком предельного состояния, выявляемого средствами контроля при техническом обслуживании. Необходимо иметь в виду, что отказ блока может произойти и до выработки ресурса. В этом случае, если отказ блока выявляется средствами контроля работоспособности, то проводится аварийная замена блока. Учитывая, что контроль предельного состояния блока осуществляется дискретно, отказ блока может произойти в промежутках между моментами дискретного контроля. В данном случае также проводится аварийная замена блока.

В современной и перспективной аппаратуре измерения курса и верткали предусмотрены средства контроля, позволяющие выявить непосредственно или косвенно отказавший в полете блок. Если средства контроля выявляют отказавший блок непосредственно в полете, он отключается и локализуется в схеме аппаратуры таким образом, что не оказывает влияния на функционирование аппаратуры в возможных после отказа блока режимах. Если средства контроля не позволяют выявить отказавший блок

непосредственно в полете, но дают косвенную информацию о его возможном отказе, поиск отказавшего блока осуществляется при последующем техническом обслуживании с помощью бортовых средств контроля или специальной внешней аппаратуры, доставляемой на борт.

Принимая в качестве признака классификации правило замены блока в процессе технической эксплуатации, выделим следующие методы технической эксплуатации блока:

- 1) с заменой блока после отказа в полете (метод ТЭО);
- 2) с заменой блока после выработки ресурса или отказа в полете (метод ТЭРО);
- 3) с заменой блока при достижении предельного состояния или после отказа в полете (метод ТЭПО).

Наиболее распространенный в настоящее время метод ТЭРО основывается на профилактических заменах блоков через установленные промежутки времени независимо от их фактического технического состояния. Однако для многих блоков аппаратуры измерения курса и верткали времем безотказной работы является случайной величиной, распределенной на значительном интервале. Поэтому, с одной стороны, возможны отказы блоков до истечения установленных ресурсов, а с другой стороны, с летательных аппаратов снимают блоки в работоспособном состоянии. Это оказывает отрицательное влияние на безопасность полетов, увеличивает объем демонтажно-монтажных работ и количество запасных блоков на складе.

В современных условиях все более актуальным становится внедрение методов ТЭО и ТЭПО, относящихся к методам технической эксплуатации по состоянию. Это позволяет сократить материальные и трудовые затраты на обслуживание аппаратуры при сохранении высокого уровня безопасности и регулярности полетов.

Основная цель применения методов технической эксплуатации по состоянию заключается в максимальном использовании оборудования по назначению при безусловном выполнении требований по безопасности и регулярности полетов и минимальных затратах на эксплуатацию.

При использовании метода ТЭО безопасность и регулярность полетов обеспечивается резервированием блоков, позволяющим сохранить работоспособность аппаратуры при отказе отдельных блоков, а при использовании метода ТЭПО — обнаружением и устранением неисправностей на ранних стадиях их развития до наступления отказов.

При техническом обслуживании аппаратуры измерения курса и верткали виды работ по поддержанию исправности или только работоспособности блоков планируются в соответствии со следующими возможными стратегиями технического обслуживания (ГОСТ 24212-80):

- 1) стратегией технического обслуживания по наработке (стратегия Т(Н));
- 2) стратегией технического обслуживания по состоянию (стратегия Т(К)).

Под стратегией технического обслуживания понимается система пра-

вид управления техническим состоянием блоков в процессе технического обслуживания.

Стратегия ТОН предусматривает елиные для всего парка однотипных блоков перечень и периодичность выполнения операций технического обслуживания, в том числе замены, независимо от фактической потребности в них каждого блока в момент начала обслуживания. Эту стратегию целесообразно применять для блоков, имеющих тенденцию к существенному росту интенсивности отказов после определенной наработки, при значительном разбросе значений наработок до отказа (преимущественно для блоков, отказы которых влияют на безопасность полетов). Ее можно применять также как вынужденную меру при невозможности использования стратегии ТОО из-за отсутствия методов или средств диагностирования или экономической целесообразности.

Стратегия ТОО предусматривает назначение перечня и периодичности операций технического обслуживания, в том числе замены блока, по результатам контроля технического состояния каждого блока. Контроль может быть непрерывным (в полете) или периодическим (при выполнении оперативных и периодических форм технического обслуживания). Периодичность контроля может устанавливаться единой для парка блоков или начинаться для каждого блока по результатам прогнозирования его технического состояния.

Операции технического обслуживания или текущего ремонта назначаются при обнаружении предельного или неработоспособного состояния блока. Соответственно различают две стратегии ТОО: с контролем параметров (ТОО КП) и с контролем уровня надежности (ТОО КУН).

При применении стратегии ТОО КП в эксплуатационной документации устанавливается предельное значение параметра, определяющего техническое состояние блока. При достижении этого значения параметр блока считается неисправным и требующим проведения операций технического обслуживания или текущего ремонта. Эта стратегия применяется для блоков, обладающих достаточной контролепригодностью, отказы которых влияют на безопасность и регулярность полетов, а значения наработок до отказа имеют существенный разброс. Она позволяет обеспечить безопасность полетов за счет раннего, до наступления отказа, обнаружения дефектов и повысить экономическую эффективность эксплуатации путем максимально возможного использования работоспособности каждого блока.

При применении стратегии ТОО КУН каждый блок используется по назначению до отказа, после чего проводятся операции текущего ремонта. Операции технического обслуживания по поддержанию надежности назначаются по результатам контроля уровня надежности парка блоков, в том числе с использованием статистических методов контроля и управления качеством продукции. Эта стратегия применяется для блоков, отказы которых непосредственно не влияют на безопасность полетов, а значения наработок до отказа имеют существенный разброс. Она обеспечивает выс-

шую экономическую эффективность эксплуатации за счет полного использования работоспособности каждого блока.

Стратегии технического обслуживания однозначно связаны с методами технической эксплуатации блоков. Каждому методу технической эксплуатации соответствует определенная стратегия технического обслуживания. Если для блока принят метод ТЭО, то для его технического обслуживания назначается стратегия ТОО КУН, при методе ТЭРО назначается стратегия ТОН, а при методе ТЭПО — стратегия ТОО КП. Методологические подходы и выбору рациональных методов технической эксплуатации и стратегий технического обслуживания, вопросы стратегии ТОО и подготовки для этой цели эксплуатационных предприятий изложены в [7].

Восстановление технического состояния блоков производится при текущем или заводском ремонте.

Ремонтом называется комплекс работ для поддержания и восстановления исправности или работоспособности блоков.

При текущем ремонте в лаборатории АТБ восстановление технического состояния блоков, ремонт которых возможен в условиях АТБ, осуществляется заменой конструктивно-сменных модулей. Поиск модулей, подлежащих замене в отказавшем блоке, проводится "ручным" или автоматизированными средствами контроля.

Более сложные виды восстановительных работ на блоках проводятся на авиаремонтном заводе или заводе-изготовителе. При этом различают ремонт по наработке и ремонт по техническому состоянию (ГОСТ 24212-80).

При ремонте по наработке проводится полная или почти полная разборка блока, дефектация каждого модуля, восстановление или замена поврежденных модулей. Объем основных работ (разработка, дефектация, замена модулей) устанавливается единым для всех однотипных блоков. Преимущество этого метода ремонта — восстановление блока до уровня, близкого к изготовлению, и простота планирования, а недостатки — выполнение большого объема работ на блоках, которые по своему фактическому состоянию на данный момент ремонта не требуют, появление дефектов, вызванных разборкой и сборкой блоков, а также приработочных потерь модульных отказов модулей.

При ремонте по техническому состоянию перечень работ определяется по результатам контроля технического состояния блоков в момент начала ремонта, а также по данным о надежности этого блока и однотипных блоков.

Ремонт по техническому состоянию является наиболее прогрессивным методом ремонта и активно внедряется на авиазаводах ГА [7].

Разработка и внедрение ремонта по техническому состоянию для конкретных блоков аппаратуры измерения курса и вертикали включает следующие этапы: классификацию блоков по методам ремонта; организационно-технологический процесс; выбор параметров, определяющих техническое состояние конкретных блоков и разработку режимов диагностирова-

нии; оценку экономической целесообразности внедрения метода и эксплуатационную его проверку.

Подготовка авиаремонтного завода ГА к ремонту по техническому состоянию предусматривает решение следующих основных вопросов: организацию системы сбора, обработки и передачи информации о надежности, техническом состоянии блоков и затратах на ремонт по состоянию; разработку руководящей, нормативно-технической, технологической и производственно-контрольной документации; организацию работы служб надежности и технологических служб в части статистического учета оценки технического состояния; техническое оснащение цехов и лабораторий средствами диагностики; планирование производственно-хозяйственной деятельности предприятия в условиях ремонта по техническому состоянию; обучение личного состава.

Очевидно, что использование методов технической эксплуатации по состоянию предъявляет особые требования к подпроцессу наблюдения за изменением технического состояния аппаратуры, которое осуществляется с применением средств контроля, позволяющих:

- определить вид технического состояния (работоспособное, предельное, неработоспособное и др.);
- осуществить поиск места отказа;
- воспроизвести техническое состояние по записям значений параметров в предшествующий период эксплуатации;
- спрогнозировать техническое состояние на предстоящий интервал времени.

Основными средствами контроля аппаратуры измерения курса и вертикали являются в настоящее время встроенные средства контроля и контрольно-проверочная аппаратура.

Встроенные средства контроля осуществляют контроль работоспособности аппаратуры в полете, послеполетную и предполетную проверку на основе информации о внезанных отказах. Контрольно-проверочная аппаратура применяется при проверке функционирования недемонтированных аппаратуры и блоков, снятых с борта летательного аппарата по тем или иным причинам (регламент, отказ, подозрение экипажа и т. д.).

Современные средства бортового контроля реализованы по принципу автономизации средств по функциональным системам. Они позволяют получить высокий уровень безопасности полетов путем своевременного обнаружения и локализации внезанных отказов, однако они не обеспечивают современных требований по контролю недемонтированной аппаратуры при техническом обслуживании. Основным их недостатком является низкая глубина поиска отказавших блоков при послеполетном и предполетном контроле.

Наметилась тенденция к централизации бортового контроля. При этом расширяется сеть устройств встроенного контроля, а функции логической обработки информации по отказам осуществляются централизованной бортовой автоматизированной системой контроля с помощью ЭВМ. Прин-

цип бортового контроля состоит в определении работоспособности аппаратуры с точностью до конструктивно-съемного блока.

Следует отметить, что, если встроенные средства контроля, являющиеся составной частью аппаратуры, совершенствуются вместе с ней, то контрольно-проверочная аппаратура по принципу действия остается в течение длительного времени практически неизменной. Современная контрольно-проверочная аппаратура представляет собой совокупность узкоспециализированных стенов большой номенклатуры, оснащенных измерительными приборами и коммутационными устройствами с ручным управлением. Специализированные стенов, как правило, разрабатываются под конкретную аппаратуру и не могут использоваться для проверки других видов аппаратуры. При проверке сложных блоков число элементарных операций (включений, переключений, измерений, сравнений простейших арифметических вычислений, выключений и т. д.) достигает нескольких десятков, а время проверки до 2 ... 3 ч. При этом значительно расходуется ресурс аппаратуры. Для эксплуатации стенов требуется большое число специалистов с достаточно высокой квалификацией.

Невысокая точность измерительных приборов и существующие субъективные ошибки операторов, связанные с большим числом элементарных операций, выполняемых при проверках, обуславливают низкую достоверность контроля, что снижает уровень безопасности полета. Ручной режим управления стенодами существенно снижает производительность труда и усложняет документирование результатов контроля. Перечисленные недостатки в значительной степени устраняются при замене "ручных" автоматизированных средствами контроля.

Переход к автоматизированным средствам контроля может быть осуществлен двумя путями: 1) созданием специально разработанных средств контроля по видам оборудования на базе специализированных средств программной и 2) созданием автоматизированных систем контроля на базе управляющих ЭВМ. Первый путь целесообразно применять при построении систем контроля оборудования в условиях серийного производства. Второй путь наиболее рационален и перспективен для эксплуатации подразделений ГА, поскольку он обеспечивает минимизацию специальной контрольно-измерительной и вычислительной аппаратуры, организовано параллельного контроля блоков за счет развитой системы приоритетных прерываний, улучшение условий обслуживания за счет гибкости программного обеспечения, реализацию режима диалога между оператором и объектом контроля.

Автоматизированная система контроля демонтированных блоков (рис. 1.18) строится по централизованному принципу, при котором ЭВМ располагается в центральной вычислительной лаборатории (ЦВЛ) и взаимодействует через устройства обмена информацией с автоматизированными рабочими местами (АРМ), расположенными на специализированных по типам блоков участках. В качестве основного устройства управления процессом контроля и обработки информации выбирается ЭВМ, работаю-

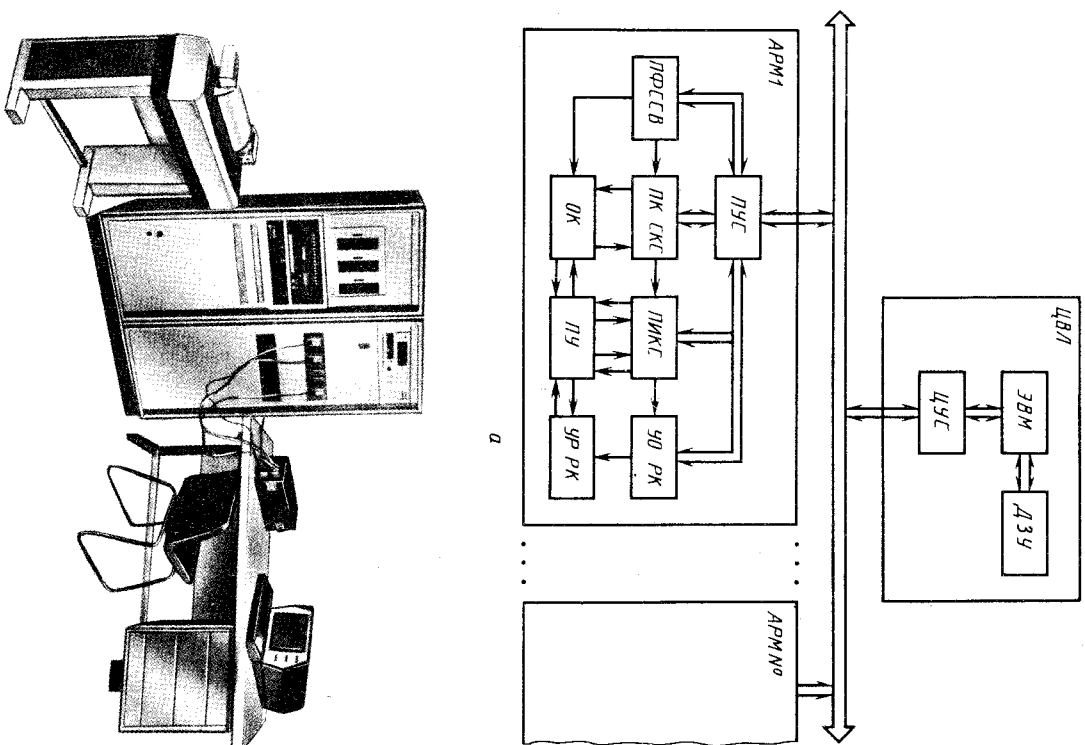


Рис. 1.18. Наземная автоматизированная система контроля демонтированных блоков (НАСК):  
а — структурная схема; б — внешний вид

ция в режиме коллективного пользования с распределением времени по запросам автоматизированных рабочих мест. В этом случае все автоматизированные рабочие места могут одновременно взаимодействовать с ЭВМ, причем результирующее время ожидания процессора компенсируется относительно медленным вводом и выводом информации. При отсутствии запросов ЭВМ работает по программам самоконтроля и проверки оборудования автоматизированных рабочих мест. Долговременное запоминающее устройство (ДЗУ) содержит программы контроля блоков, а также данные о результатах контроля, необходимые в процессе эксплуатации. Обмен информацией между центральной ЭВМ и автоматизированными рабочими местами контроля оборудования на специализированных участках осуществляется по линии связи и обеспечивается взаимодействием центрального и периферийных устройств согласования. Устройства согласования и линия связи образуют канал передачи информации. Через центральное устройство согласования (ПУС) из ЭВМ к автоматизированным рабочим местам передается управляющая информация и информация о результатах обработки контролируемых сигналов (результатирующая информация). От автоматизированных рабочих мест через периферийные устройства согласования (ПУС) к ЦВМ передается информация об измеренных значениях контролируемых сигналов (измерительная информация). Все автоматизированные рабочие места для проверки объектов контроля (ОК) имеют типовую структуру, включающую подсистему формирования стимулирующих сигналов и воздействий (ПФ ССВ), подсистему коммуникации стимулирующих и контролируемых сигналов (ПК СКС), подсистему измерения контролируемых сигналов (ПИКС), устройства отображения результатов контроля (УО РК), устройства регистрации результатов контроля (УР РК) и пульт управления (ПУ).

Важнейшим условием совершенствования системы технической эксплуатации и ремонта аппаратуры измерения курса и вертикали является наличие эффективной системы сбора, обработки и анализа информации о техническом состоянии и надежности аппаратуры. Существующая система информационного обеспечения обладает рядом недостатков, среди которых наиболее важными являются следующие: низкая достоверность информации о показателях надежности блоков; недостаточный объем информации о надежности; отсутствие сведений об изменении технического состояния блоков по наработке; неполный объем информации об экономических показателях работ по обеспечению надежности; низкая степень автоматизации процессов сбора, обработки и анализа информации.

Совершенствование системы сбора, обработки и анализа информации о техническом состоянии аппаратуры должно осуществляться в рамках создания и внедрения автоматизированной системы информационного обеспечения процесса технической эксплуатации авиационного и радиоэлектронного оборудования, что является одной из первоочередных задач практической деятельности эксплуатационных подразделений ГА.

## Совершенствование и усложнение аппаратуры измерения курса и вер-

тикаши, увеличение номенклатуры, внедрение методов технической эксплуатации по состоянию предъявляет повышенные требования к уровню организации управления запасами блоков аппаратуры. Даже при использовании методов технической эксплуатации по ресурсу, когда сроки замены изделий четко определены, имеются большие экономические потери из-за простоев самолетов, вызванных отсутствием блоков в обменном фонде, и из-за приобретения блоков сверх требуемого их количества. Для снижения экономических потерь такого вида в процессе эксплуатации аппаратуры с использованием методов технической эксплуатации по состоянию становится необходимым создание и внедрение в эксплуатацию подразделений автоматизированных систем управления запасами блоков.

Рассмотренные проблемы совершенствования систем технической эксплуатации и ремонта являются в настоящее время наиболее актуальными. Частично они решены в теоретических работах и используются в практической деятельности эксплуатационных подразделений ГА. Решение проблемы в целом требует дальнейшего развития научных исследований в разработке организационно-технических мероприятий по внедрению их результатов на практике.

## 2. АППАРАТУРА ИЗМЕРЕНИЯ КУРСА

### 2.1. ГИРОИНДУКЦИОННЫЙ КОМПАС ГИК-1

#### 2.1.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Гироиндукционный компас ГИК-1 предназначен для измерения и индикации гиромангнитного или истинного курса и углов разворота ВС, а при совместной работе с автоматическим радиокомпасом типа АРК-5 — манитного пеленга и курсового угла радиостанции, необходимых для выполнения полета по маршруту и захода на посадку по системе ОСП.

Компас ГИК-1 представляет собой централизованное устройство, объединяющее курсовой гироскоп Г-3М с индукционным датчиком магнитного курса типа ИД в качестве корректора, что обеспечивает стабильные показания гиромангнитного курса, отфильтрованные от высокочастотных помех индукционного датчика. Курсовой гироскоп Г-3М компаса имеет дрейф до  $0,3^\circ/\text{мин}$ , и только благодаря непрерывной корректировке гироскопического курса индукционным датчиком обеспечивается необходимая точность гиромангнитного курса. При действии ускорений (на выражах) индукционному датчику курса свойственны большие погрешности, поэтому во время выража коррекция от индукционного датчика отключается выключателем коррекции ВК-53РБ или ВК-90; разворот выполняется по "запомненному" гироскопическому курсу.

В зависимости от типа и назначения ВС в комплект компаса ГИК-1 могут входить 14 блоков (рис. 2.1), при этом четыре блока — индукцион-

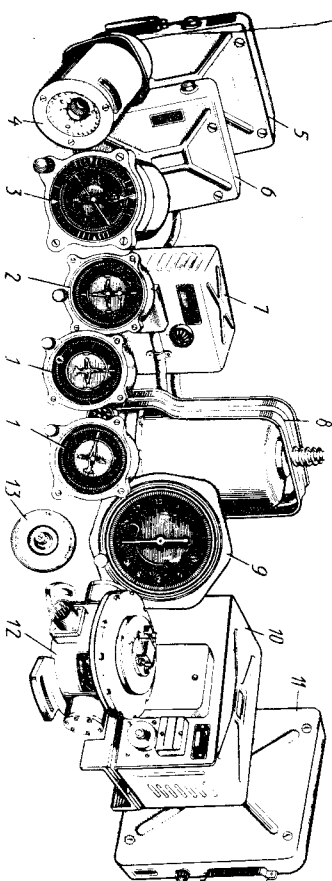


Рис. 2.1. Внешний вид блоков, входящих в различные комплекты компаса ГИК-1: 1 — указатель курса УК-3 и УК-4; 2 — указатель гиромангнитного курса УГК-2; 3 — указатель УГР-1 4-й серии; 4 — коррекционный механизм КМ-2 2-й серии; 5 — соединительная коробка СК-18; 6 — соединительная коробка СК-11; 7 — усилитель У-8М 2-й серии; 8 — гироскоп Г-3М; 9 — указатель штурмана УШ-2; 10 — усилитель У-6М 2-й серии; 11 — соединительная коробка СК-19; 12 — индукционный датчик ИД; 13 — кнопка согласования СКС

ный датчик ИД, коррекционный механизм КМ, гироскоп Г-3М и усилитель У-6М 2-й серии, а также кнопка согласования — входят во все комплекты.

#### Основные технические данные

|                                                                                                                                          |                  |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------------------|
| Готовность компаса к работе после включения питания, мин, не более                                                                       | 3                |
| Погрешность компаса в определении магнитного или истинного курса по основному указателю после устранения ошибок и девиаций, ... не более | $\pm 2$          |
| Скорость согласования: нормальная, ... $^\circ/\text{мин}$                                                                               | 1,5 до 4,5       |
| божья, ... $^\circ/\text{мин}$ , не менее                                                                                                | 8,5              |
| Напряжение источников питания, В: постоянного тока                                                                                       | 27               |
| трефазного переменного тока частотой 400 Гц                                                                                              | 36               |
| Потребляемая мощность постоянного тока, Вт, не более                                                                                     | 30               |
| Масса комплекта, кг                                                                                                                      | от 11,5 до 14,25 |

Принципиальная электрическая схема компаса ГИК-1 с соединительной коробкой СК-19 показана на рис. 2.2. Как видно из рисунка, компас содержит следующие три следящие системы: индукционный датчик (ИД) — коррекционный механизм (КМ); коррекционный механизм — гироскоп Г-3М и гироскоп Г-3М — указатель (УГР-1 или УШ-2).

Каждая из названных систем имеет свой сервопривод — канал усиления в усилителе У-6М 2-й серии и датчик М1 типа ДИД-0,5 с соответствующим регулятором. Три канала усиления объединены в одном усилителе УМ-6М 2-й серии.

Указатель УГР-1 кроме гиромангнитного курса индицирует по данным



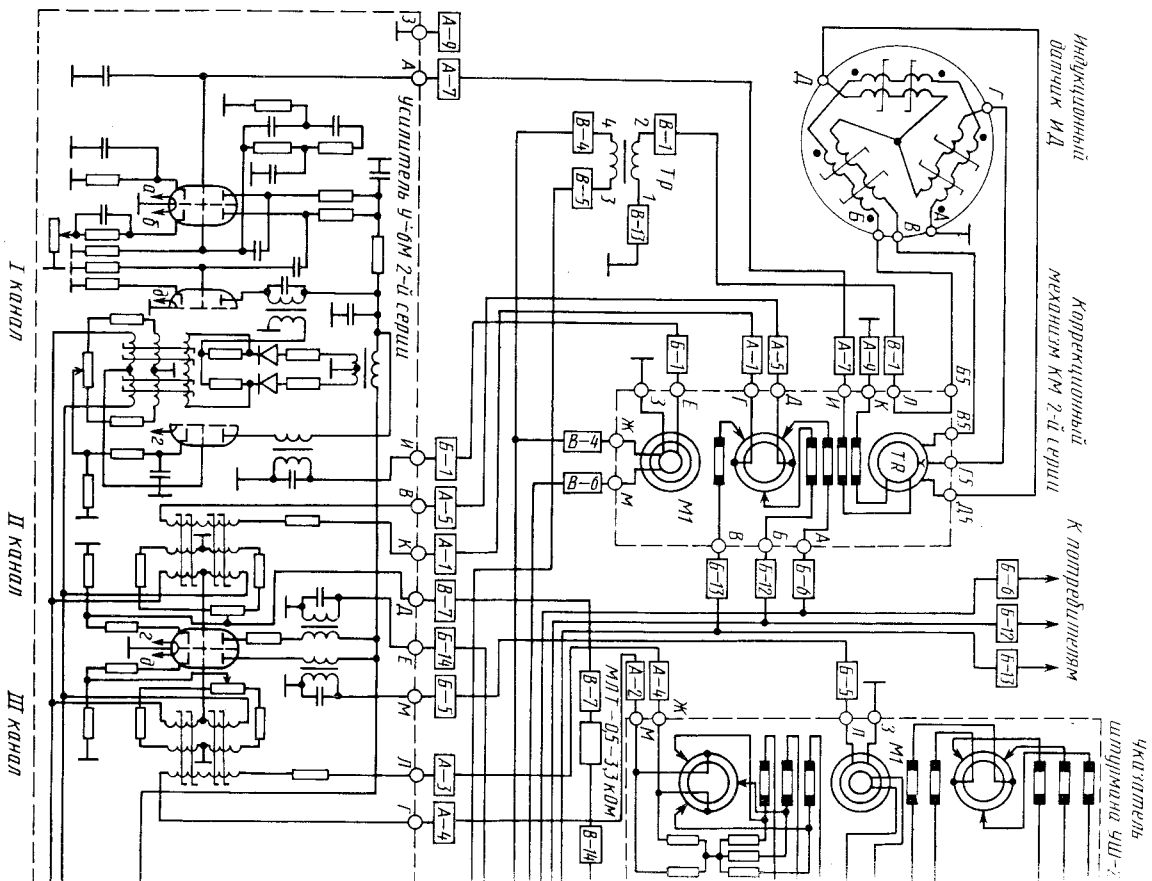
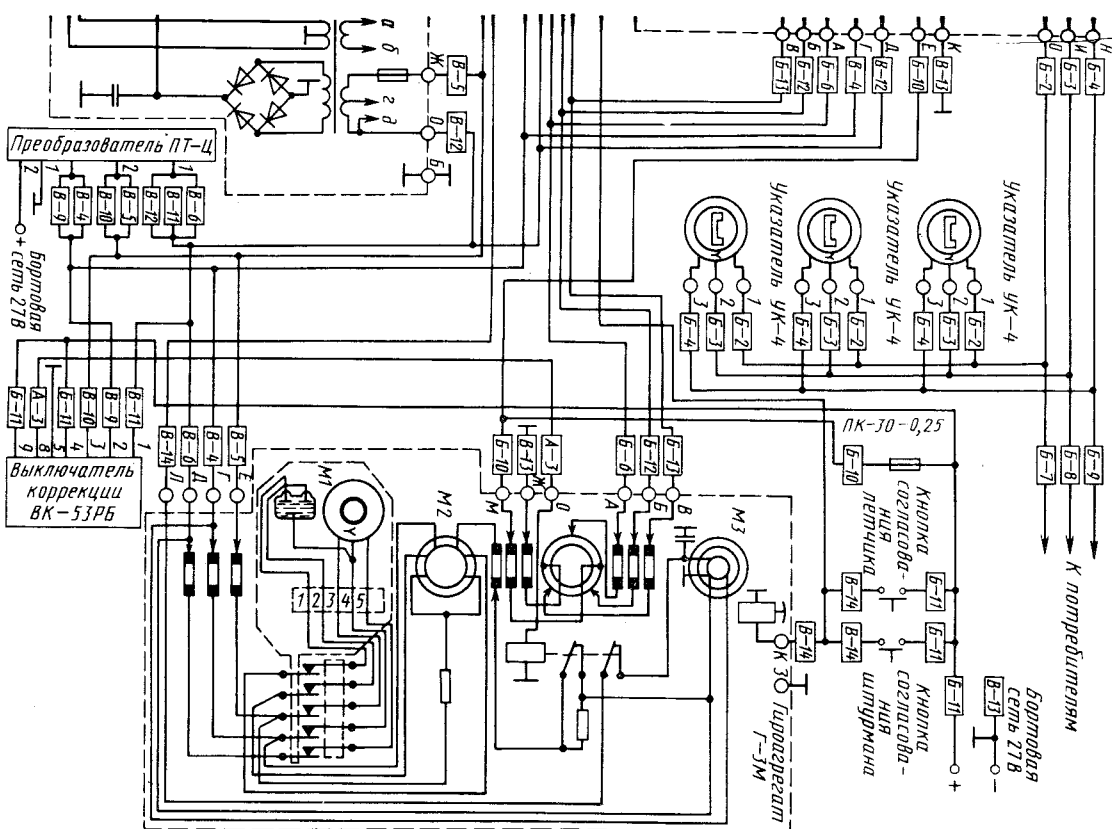


Рис. 2.2. Принципиальная электрическая схема комплекса ГИК-1 с соединительной коробкой СК-19



радиокомпыа курсовой угол и пелент радиостанции. При применении двух указателей УГР-1 схема дополняется 4-м каналом усиления, который работает в одноканальном усилителе У-8М 2-й серии.

Указатели УК-3, УГК-2 и УК-4 логометрического типа и подключаются УК-3 и УГК-2 к потенциометру гироагрегата Г-3М, а УК-4 к потенциометру указателя штурмана УШ-2.

Чувствительным элементом I канала, измеряющим магнитный курс самолета, служит индукционный датчик типа ИД.

На вертикальной оси внешней рамы гирокопа гироагрегата Г-3М жестко закреплен кольцевой потенциометр. К двум диаметрально противоположным точкам потенциометра через контактные кольца и щетки подводится постоянное напряжение 27 В. С потенциометра напряжение снимается при помощи трех щеток, расположенных по окружности под углом 120°. Щетки потенциометра гироагрегата электрически соединены со щетками потенциометров, расположенных в коррекционном механизме и в указателях УГР-1, и УШ-2, и с обмоткой статора логометрического указателя УК-3.

В коррекционном механизме расположены следующие основные узлы: сельсин, двигатель с редуктором, потенциометр и лекальное устройство. Обмотки статора сельсина соединены с сигналами обмотками чувствительного элемента индукционного датчика ИД. Обмотка ротора сельсина подключена ко входу I канала усилителя У-6М. Напряжение с выхода I канала усилителя подается на двигатель коррекционного механизма. Токопроводы потенциометра коррекционного механизма связаны со входом II канала усилителя. Напряжение с выхода II канала подается на согласующий двигатель гироагрегата.

В конструкцию указателя штурмана УШ-2 входит: проволочный потенциометр, двигатель с редуктором, лекальное устройство, шкала, стрелка и ручка ввода магнитного склонения. В следящей системе указателя штурмана используется III канал усилителя У-6М. Указатель штурмана имеет также датчик-повторитель (проволочный потенциометр), с которого выдаются курсовые сигналы на логометрический указатель УК-4. С помощью ручки потенциометра вводится магнитное склонение в показания указателя УШ-2 и в показания указателей-повторителей УК-4.

В указателе УГР-1 имеются следующие основные узлы: потенциометр двигателя с редуктором, лекальное устройство, курсозадачик, шкала и сельсин.

Сельсин-приемник, укрепленный в корпусе указателя УГР-1, связан электрически с сельсином-датчиком системы радиокомпыа типа АРК-5. Сельсин работает в индикаторном режиме.

Указатель УК-3, подключаемый к потенциометру гироагрегата, по схеме и конструкции аналогичен указателю УК-4. Различие между указателями УК-3 и УК-4 заключается в установке "нулевого" положения их шкал.

## 2.1.2. УСТРОЙСТВО БЛОКОВ

**Индукционный датчик** служит для измерения магнитного курса.

Принцип действия индукционного датчика был рассмотрен в разд. 1.1.2. Конструкция индукционного датчика, применяемого в комплекте ГИК-1, показана на рис. 2.3.

Чувствительный элемент датчика состоит из трех магнитных зондов 1, расположенных по сторонам равностороннего треугольника на платформе 3. Зонд состоит из двух пермагнетевых сердечников, поверх каждого из которых намотаны обмотки подмагничивания. Обе обмотки подмагничивания вместе с сердечниками уложены в катушку сигнальной обмотки.

Платформа 3 и платформа 11 крепятся к основанию, которое является внутренней рамой карданова подвеса. Основание свободно поворачивается на полых осях 5 внутри наружного кольца карданова подвеса. Корпус 12 датчика заполнен жидкостью для удержания платформа с чувствительным элементом в горизонтальном положении, для демпфирования его колебаний и разгрузки опор карданова подвеса. Карданов подвес позволяет чувствительному элементу находиться в горизонтальном положении при наклонах самолета относительно горизонта в любую сторону на угол до 17°.

Для крепления датчика на самолете в корпусе имеются три прилива с секторными пазами. На этих приливах нанесены деления, позволяющие летать отсчет угла разворота датчика в пределах  $\pm 20^\circ$  при устранении установочной девиационной погрешности.

Устранение полуциркуловой девиации датчика производится с помощью девиационного прибора 9, смонтированного на корпусе датчика. Девиационный прибор состоит из двух поперечных и четырех продольных валков с зубчатками для передачи вращения. Два крайних продольных валика удлинены и в них сделаны пилы под отвертку. В двух поперечных и двух продольных валиках заделаны магниты. Вращая удлиненные валики, подбирают такое положение магнитов, при котором девиация имеет наименьшее значение. Для устранения произвольного поворота валиков девиационного прибора при вращающих сделан специальный зажим 13.

### Основные технические данные

|                                                                                                                                  |      |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------|
| Погрешность, ... °, не более                                                                                                     | 2,5  |
| Нестабильность при изменении температуры внешней среды, ... °, не более                                                          | 1    |
| Девиационное устройство обеспечивает на основных магнитных курсах С, Ю, В, З устранение полуциркуловой девиации, ... °, не менее | 10   |
| Масса, г, не более                                                                                                               | 1400 |

**Коррекционный механизм КМ** (рис. 2.4) предназначен для связи ИД с гироагрегатом Г-3М и для устранения четвертой девиации и инструментальных погрешностей с помощью лекального устройства.

В основном КМ состоит из корпуса 8, сельсина-приемника 2, потенциометра 9, обрабатывающего электродвигателя 16 с редуктором 5, лекально-



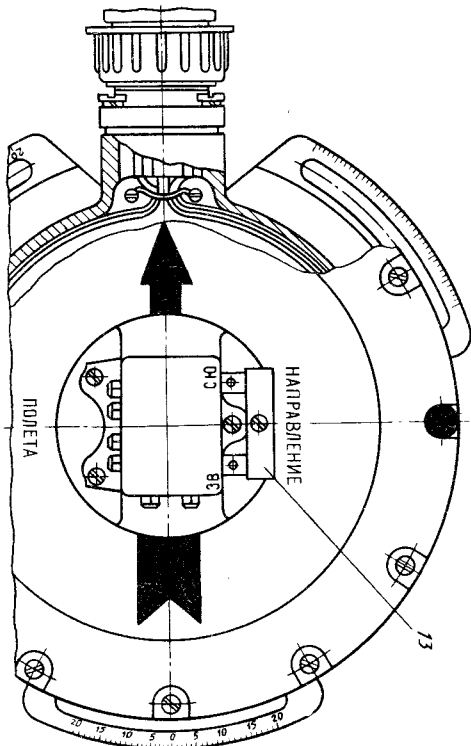
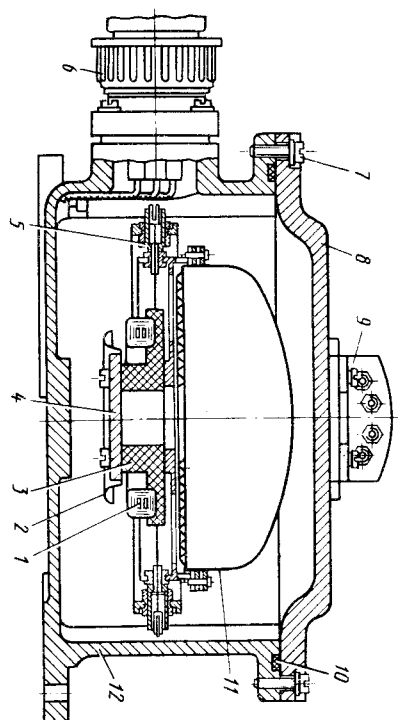


Рис. 2.3. Конструкция ИД:  
1 — магнитный зонд; 2 — чашка; 3 — платформа; 4 — труз; 5 — полая ось; 6 — штепсельный разъем; 7 — винт; 8 — крышка; 9 — децимальный прибор; 10 — прокладка; 11 — ползавок; 12 — корпус; 13 — зажим

го устройства 10, корпуса 17, двух кожухов 3, 4, шкального устройства и штепсельных разъемов 18.

На передней панели закреплена шкала курса 14 с ценой деления 5°, по которой с помощью стрелки 15 можно определить положение ролика лекального устройства относительно ретупировочных винтов 12 и величину погрешности, которая устранена лекальным устройством. Данная погрешность определяется как разность в показаниях по шкале указателя УГР-1 и по шкале КМ.

С передней стороны КМ имеются отверстия, через которые возможен

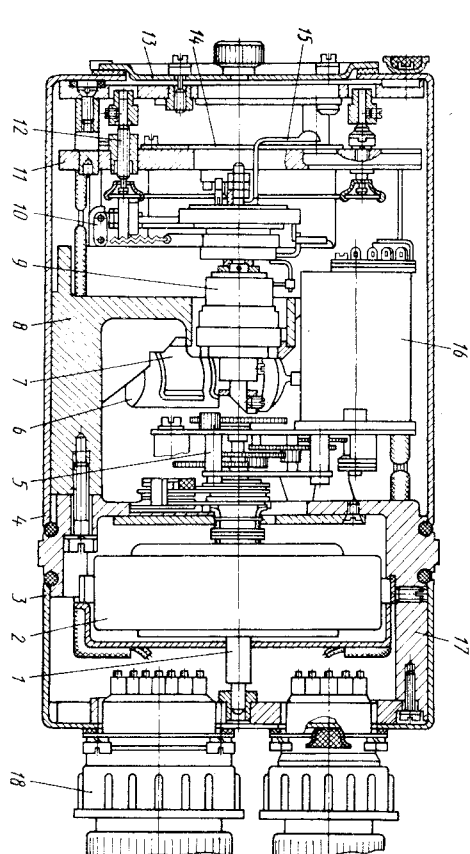


Рис. 2.4. Конструкция коррекционного механизма КМ 2-й серии:  
1 — ось; 2 — селсен-приемник; 3, 4 — кожух; 5 — релютор; 6 — конденсатор; 7 — скоба; 8 — корпус; 9 — потенциометр; 10 — лекальное устройство; 11 — плата; 12 — ретупировочный винт; 13 — крышка; 14 — шкала; 15 — стрелка; 16 — электро-двигатель; 17 — корпус; 18 — штепсельный разъем

доступ к ретупировочным винтам лекального устройства. Эти отверстия закрываются крышкой 13, которая крепится тремя винтами.

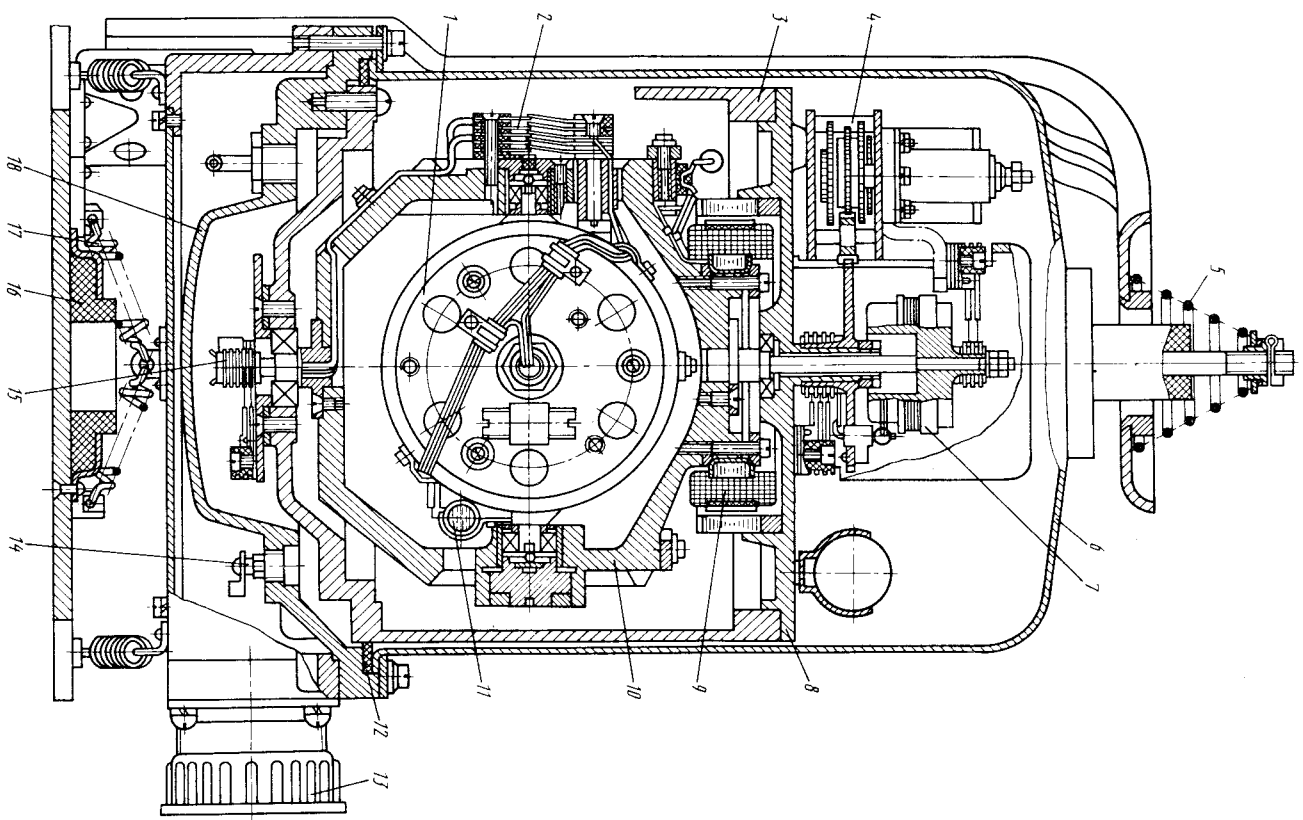
#### Основные технические данные

|                                                                                                               |       |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| Нестабильность при изменении температуры внешней среды, ... °, не более                                       | ± 1,5 |
| Диапазон устранения лекальным устройством инструментальных погрешностей и четвертной девиации, ... , не менее | ± 6   |
| Масса, г, не более                                                                                            | 1000  |

Гирскопический агрегат Г-3М (рис. 2.5) состоит из следующих основных узлов: гиromотора 1 в кардановом подвесе, жидкостного переключателя 11, коррекционного мотора 9, потенциометра 7 дистанционной передачи, узла обработки штекер, реле РСМ-1, корпуса с основанием 3, кожуха 6 и амортизационного устройства.

В качестве гироскопа используется ротор гиromотора, кожух которого служит внутренней рамой карданова подвеса. Питание к гиromотору подводится через коллектор 15 со штепками и точечный токоподвод. Гиromотор установлен на внешней раме 10 карданова подвеса и может свободно вращаться вокруг вертикальной оси. В качестве опор для внутренней рамы карданова подвеса применены радиальные шарикооподшипники, а для внешней рамы — радиально-упорный шарикооподшипник для нижней оси и радиальный для верхней оси.

Чувствительный элемент системы горизонтальной коррекции — жид-



Костный переключатель 11 смонтирован на внутренней раме карданова подвеса. Исполнительным элементом системы служит коррекционный мотор 9, ротор которого крепится на внешней раме карданова подвеса, а статор — на крышке 8 гиросчетки.

Гироскоп не имеет азимутальной коррекции и под действием сил трения в опорах и некоторой несбалансированности может прецессировать со скоростью  $0,3^\circ/\text{мин}$ .

На оси внешней рамы карданова подвеса закреплен кольцевой потенциометр 7. Узел отработки шток потенциометра состоит из электродвигателя ДИД-0,5, редуктора 4, фрикционной передачи и электромагнита. При нормальной работе электродвигателя ДИД-0,5 через редуктор обеспечивается скорость согласования шток  $1,5 \dots 4,5^\circ/\text{мин}$ . При нажатии кнопки согласования срабатывает электромагнит и переключает фрикционную передачу, изменяя передаточное отношение. При этом скорость согласования будет не менее  $10^\circ/\text{с}$ .

На крышке 8 гиросчетки смонтировано реле, имеющее две пары нормально разомкнутых контактов 2. Одна пара контактов при подаче сигнала с выключателя коррекции ВК-53РБ разрывает цепь управляющей обмотки электродвигателя ДИД-0,5. Вторая пара контактов, разомкнется, вводит дополнительное сопротивление в обмотку возбуждения коррекционного мотора.

#### Основные технические данные

|                                                                                         |             |
|-----------------------------------------------------------------------------------------|-------------|
| Кинетический момент ротора гиromотора, $\text{кг} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{с}^{-1}$ | 0,392       |
| Частота вращения ротора гиromотора, об/мин, не менее                                    | 21500       |
| Время разгона, мин, не более                                                            | 2           |
| Потребляемый гиromотором ток, А, не более                                               | 0,3         |
| Уход гироскопа в азимуте, ... при нормальных условиях за 15 мин, не более               | 4           |
| Скорость согласования:                                                                  |             |
| нормальная, $^\circ/\text{мин}$                                                         | 1,5 ... 4,5 |
| большая, $^\circ/\text{с}$ , не более                                                   | 10          |
| Масса, г, не более                                                                      | 3400        |

Указатели УК-3 и УК-4 по принципу действия и конструкции (рис. 2.6) одинаковы. Различие их заключается в выставке нулевого положения шкалы, которое у указателя-повторителя УК-4 смещено по сравнению с указателем УК-3 на  $180^\circ$ .

Указатель УК-3, показывающий гиromаннитный курс и угол разворота самолета, подключается к потенциометру гиросчетки Г-3М. Указатель-

Рис. 2.5. Конструкция гиросчетки Г-3М:

1 — гиromотор; 2 — контактные пластины; 3 — корпус с основанием; 4 — редуктор с электродвигателем; 5, 17 — пружины; 6, 18 — кожухи; 7 — потенциометр; 8 — крышка; 9 — коррекционный мотор; 10 — внешняя рама; 11 — жидкостный переключатель; 12 — прокладка; 13 — штепсельный разъем; 14 — термовод; 15 — кол-лектор; 16 — резиновая прокладка

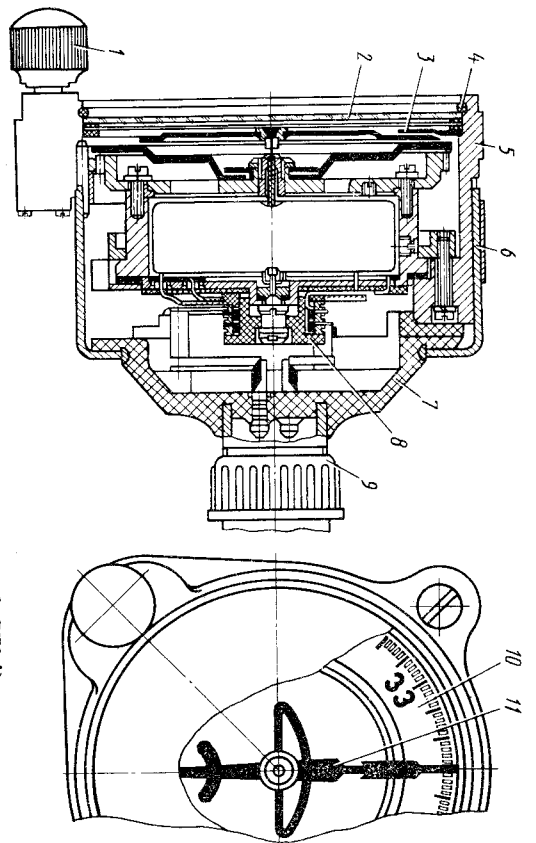


Рис. 2.6. Конструкция указателя курса УК-3 (УК-4):  
1 — ручка; 2 — стекло; 3 — отсчетчик курса; 4 — пружинное кольцо; 5 — корпус;  
6 — кожух; 7 — крышка; 8 — коллектор; 9 — штепсельный разъем; 10 — шкала азимута; 11 — стрелка

повторитель УК-4, показывающий истинный курс и угол разворота самолета, подключается к потенциометру указателя штурмана УШ-2.

Указатели представляют собой трехфазные магнитоэлектрические логометры. Ротором указателя служит свободно вращающийся постоянный магнит, который при включенном питании устанавливается в положение определяемое соотношением токов, протекающих в обмотках статора.

#### Основные технические данные

Погрешность указателей, ... ° не более  $\pm 1,25$   
Масса, г, не более ..... 500

**Указатель УПК-2** по принципу действия и конструкции аналогичен указателям УК-3 и УК-4. По установке нулевого положения шкалы азимута он соответствует указателю УК-3. Отличие его от указанных приборов состоит в конструктивном оформлении корпуса прибора.

**Указатель УГР-1** служит для указания гироманитного курса, угла разворота, магнитного пеленга и курсового угла радиостанции.

Прибор состоит из следующих основных узлов: сельсина, потенциометра, редуктора с двигателем, лекального устройства, курсозадатчика, шкалы корпуса и жгута с соединителем. Конструкция прибора показана на рис. 2.7

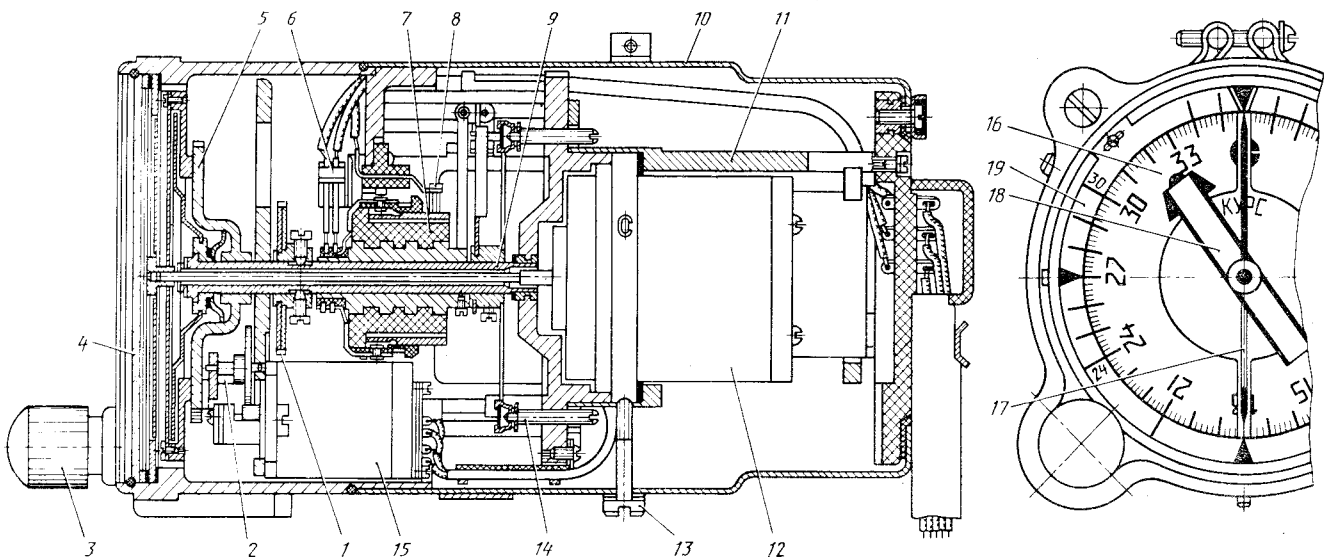


Рис. 2.7. Конструкция указателя УГР-1 4-й серии:

1, 5 — зубчатые колеса; 2 — редуктор; 3 — рукоятка; 4 — стекло; 6, 8 — щетки; 7 — потенциометр; 9 — ось; 10 — кожух; 11 — корпус; 12 — редуктор; 13 — специальный винт; 14 — лекальное устройство; 15 — двигатель; 16 — шкала магнитного курса; 17 — стрелка радиоконуса; 18 — курсозадатчик; 19 — шкала отсчета курсовых углов радиостанции

#### Основные технические данные

Погрешность показаний, ... ° не более:  
по шкале магнитного курса .....  $\pm 1$

по шкале курсовых углов радиостанции .....  $\pm 2$   
 Скорость согласования шкалы магнитного курса,  $^{\circ}/с$  ..... 15  
 не менее .....  
 Масса, г, не более ..... 1100

**Указатель УШ-2** предназначен для указания истинного курса и выдачи истинного курса на указатели-повторители УК-4 и потребителям курса. Прибор состоит из следующих основных узлов: плеченого потенциометра, проволоочного потенциометра, редуктора с двигателем, декального устройства, устройства ввода склонения и шкал. Конструкция прибора показана на рис. 2.8.

#### Основные технические данные

Погрешность по шкале истинного курса,  $^{\circ}$ , не более .....  $\pm 1$   
 Скорость согласования по шкале курса,  $^{\circ}/с$ , не менее ..... 15  
 Масса, г, не более ..... 1300

**Усилитель У-6М 2-й серии.** Электрическая схема усилителя показана на рис. 2.2, а внешний вид — на рис. 2.9.

Усилитель состоит из трех каналов усиления и выполняет в компасе ГИК-1 следующие функции.

Канал усилителя, входящий в следящую систему "индукционный датчик — коррекционный механизм", усиливает сигнал переменного тока удвоенной частоты (800 Гц), поступающий от индукционного датчика через сепарин-приемник коррекционного механизма, преобразует этот сигнал в переменный ток основной частоты (400 Гц), усиливает преобразованный сигнал и подает его на управляющую обмотку электродвигателя ДИД-0,5, расположенного в коррекционном механизме.

Канал усилителя, входящий в следящую систему "коррекционный механизм — гиравретат", преобразует сигнал постоянного тока, поступающий с токоотводов потенциометра коррекционного механизма, в сигнал переменного тока, усиливает его и подает на управляющую обмотку электродвигателя ДИД-0,5, расположенного в гиравретате.

Усилитель, входящий в следящую систему "гиравретат — указатель УГР-1 (или указатель УШ-2)", преобразует сигнал постоянного тока, поступающий с токоотводов потенциометра указателя, в сигнал переменного тока, усиливает его и подает на управляющую обмотку электродвигателя ДИД-0,5, расположенного в указателе.

#### Основные технические данные

Величина сигнала на входе усилителя, обеспечивающая начало устойчивой работы следящей системы, мВ, не более:  
 для I канала ..... 1,5  
 для II канала ..... 60  
 для III канала ..... 60  
 Масса, г, не более ..... 3200

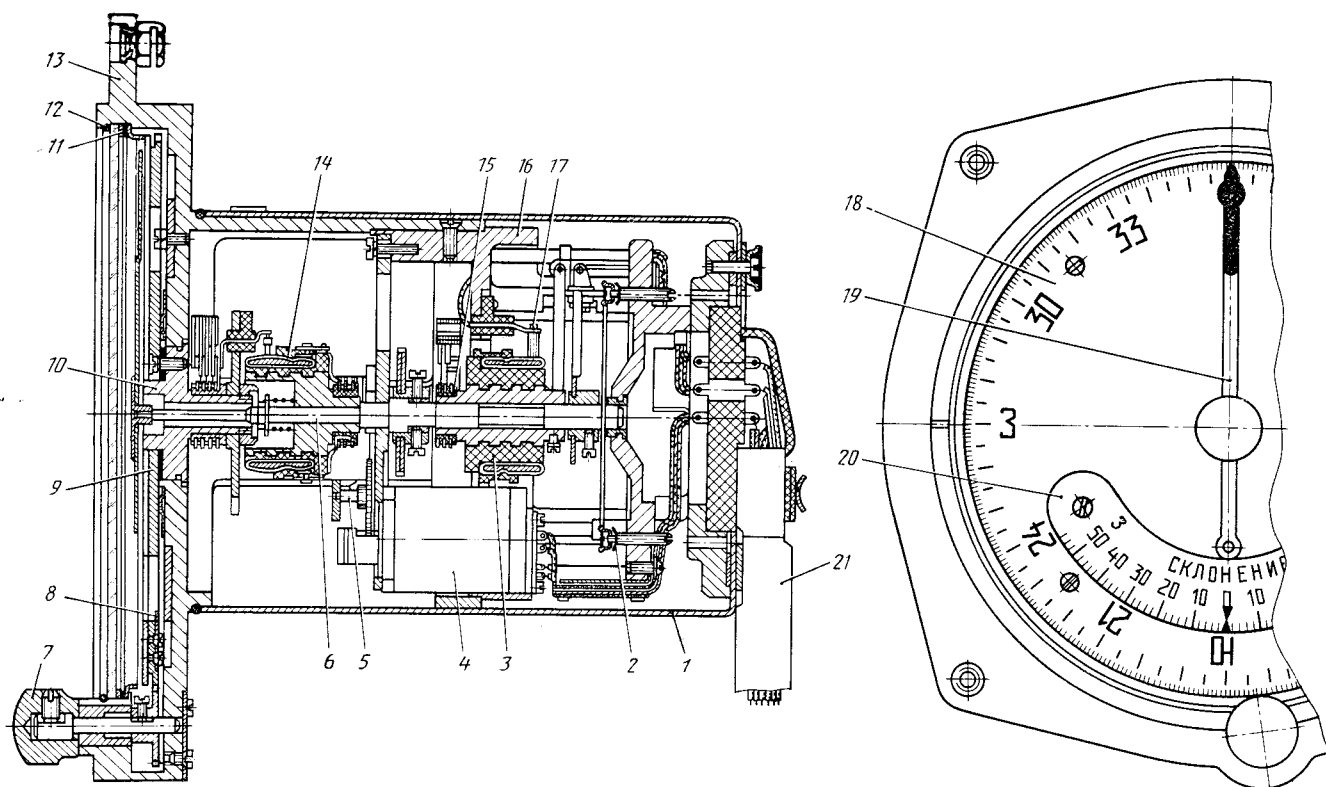


Рис. 2.8. Конструкция указателя штурмана УШ-2:

1 — кожух; 2 — декальное устройство; 3, 14 — потенциометры; 4 — электродвигатель; 5 — редуктор; 6 — ось; 7 — ручка ввода склонения; 8 — отметчик; 9 — зубчатое колесо; 10 — втулка; 11 — стекло; 12 — пружинное кольцо; 13 — корпус; 15 — коллектор; 16 — корпус; 17 — щетка; 18 — шкала истинного курса; 19 — стрелка; 20 — шкала магнитного склонения; 21 — жгут

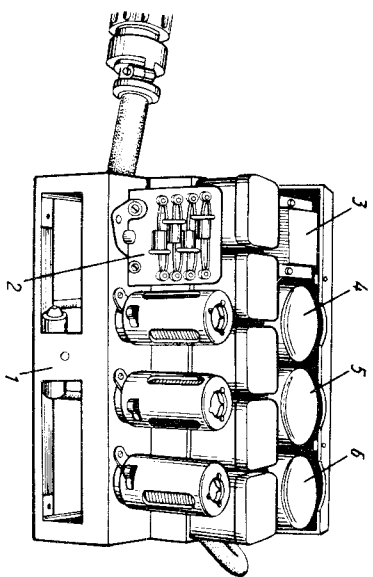


Рис. 2.9. Усилитель У-6М 2-й серии со снятым кожухом:  
1 — шасси усилителя; 2 — плата с диодами выпрямителя; 3 — силовой трансформатор; 4 — магнитный усилитель III канала; 5 — магнитный усилитель II канала; 6 — магнитный усилитель I канала

Усилитель У-8М 2-й серии (рис. 2.10) предназначен для усиления сигнала постоянного тока, поступающего с токоотводов потенциометра второго указателя УТР-1 и преобразования его в переменный ток, управляющий электродвигателем указателя. Усилитель содержит магнитный и ламповый каналы усиления. Магнитный канал (такой же, как и в усилителе У-6М) используется в качестве входного каскада, а ламповый — выходного.

#### Основные технические данные

|                                |      |
|--------------------------------|------|
| Чувствительность, мВ, не более | 60   |
| Масса, г, не более             | 1300 |

Соединительные коробки СК-11, СК-18 и СК-19 предназначены для электрических соединений агрегатов комплекса ГИК-1 между собой.

В коробке СК-11 смонтированы две пластмассовые клеммные колодки, обозначенные буквами А и Б, в коробках СК-18 и СК-19 — по три клеммные колодки, обозначенные буквами А, Б и В. Во всех схемах соединений агрегатов комплекса клеммы соединительных коробок обозначаются соответствующими буквой и цифрой, например А-5, Б-3, В-6.

В каждой соединительной коробке смонтирован также трансформатор на первичную обмотку которого подается напряжение 36 В 400 Гц от преобразователя ПТ, со вторичной обмотки напряжение, равное 1,7 В снимается на обмотку подмагничивания ИД.

К клеммам колодки Б-2 и Б-4 в коробке СК-11 и клеммам колодки В-7 и В-14 в коробках СК-18 и СК-19 подсоединен резистор R типа МЛТ-0,5-3,3 кОм, через который при нажатой кнопке согласования от бортовой сети подается дополнительное напряжение на магнитный усилитель II канала усилителя У-6М. Это напряжение повышает устойчивость следящей системы гираврегата Г-3М при работе на большой скорости согласования.

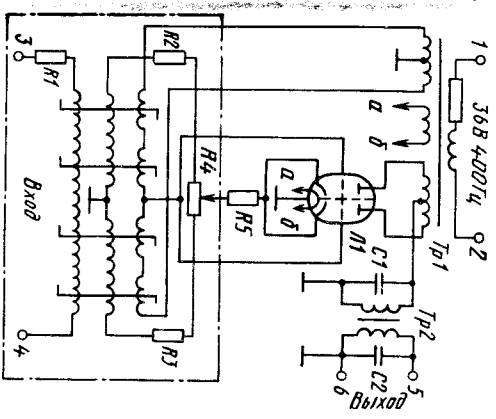


Рис. 2.10. Принципиальная электрическая схема усилителя У-8М 2-й серии

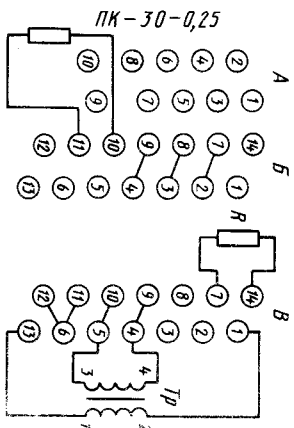


Рис. 2.11. Схема внутренних соединений коробки СК-19

На корпус каждой коробки крепится патрон, в котором помещен предохранитель. В коробках СК-11 и СК-18 ставится предохранитель ПК-30-0,15, а в коробке СК-19 — предохранитель ПК-30-0,25. Предохранители защищают потенциометр гираврегата от перегрева при коротком замыкании.

Крышки крепятся к корпусам коробок четырьмя замками; с внутренней стороны к крышкам прикреплены алюминиевые пластины, на которые нанесены таблицы соединений клемм коробки с агрегатами. Схема внутренних соединений коробки СК-19 показана на рис. 2.11. Масса коробки СК-11 не более 600 г, масса коробок СК-18 и СК-19 не более 800 г.

Кнопка согласования КС предназначена для ускоренного согласования показаний указателя с положением индукционного датчика относительно магнитного меридиана при включении комплекса и после выполнения воздушным судном эволюций. Масса кнопки 100 г.

#### 2.1.3. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Комплекс ГИК-1 используется на ВС ГА, не имеющих замкнутых систем навигации и управления. Комбинированный указатель комплекса, совмещающий показания гиromагнитного курса и положения ВС относительно радиомаяка, делает эту систему ответственным навигационным оборудованием, обеспечивающим безопасный полет "на" или "от" радиомаяка, заход на посадку в зоне аэродрома.

Надежность комплекса обеспечивается техническим обслуживанием, включающим проверку комплекса перед полетом и при регламентных работах.

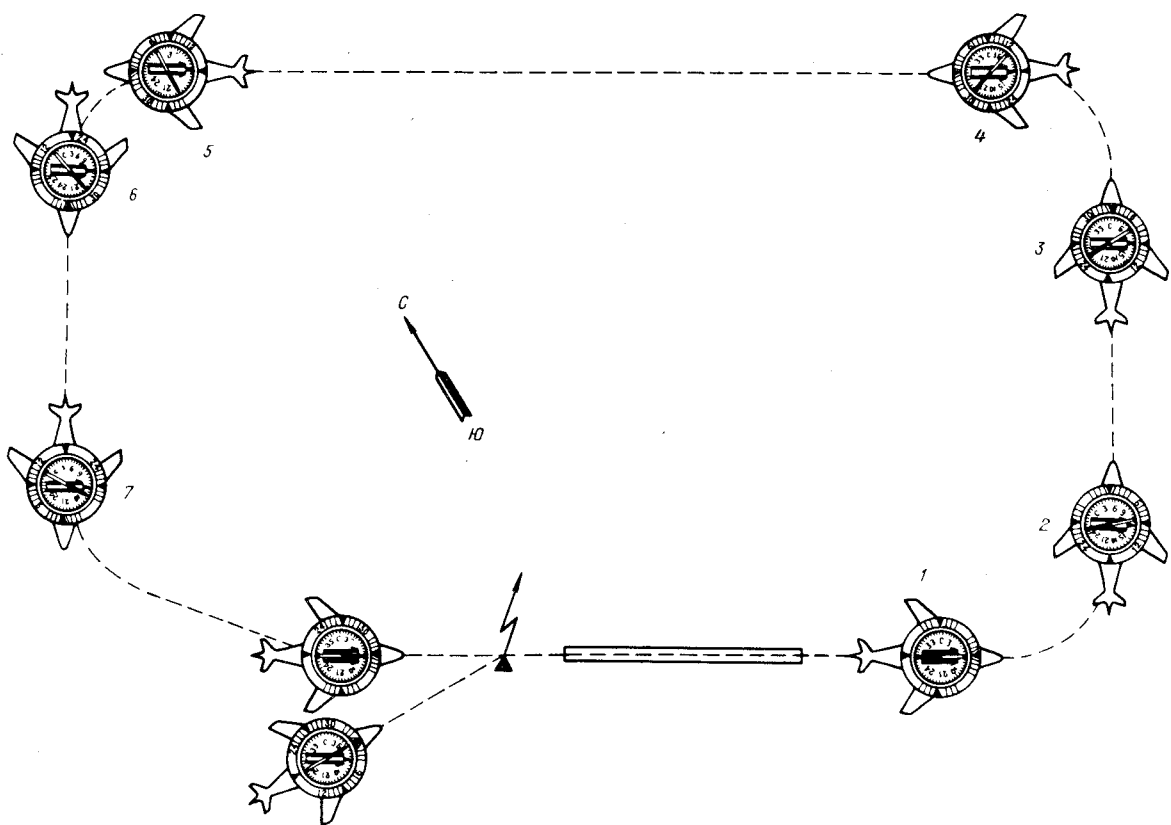


Рис. 2.12. Схема посадки по системе ОСП

тах. Регламентные работы выполняются в установленные для ВС сроки в объеме, указанном в регламенте по обслуживанию (РО).

При определении и устранении девиации установочную погрешность устраняют поворотом индукционного датчика относительно продольной оси самолета.

Подкрутку девиацию устраняют девиационным прибором. Четвертную девиацию и инструментальные погрешности компаса устраняют лекальным устройством коррекционного механизма на 24 магнитных курсах.

При выпуске с завода-изготовителя регулировочные винты лекала коррекционного механизма установлены в среднее положение, при котором обеспечивается эффективность лекального устройства не менее  $\pm 6^\circ$ . При устранении девиации регулировочные винты смещаются из среднего положения. Поэтому прежде чем приступить к повторному устранению девиации с коррекционным механизмом, ранее подвергшимся регулировке (например, после перестановки на ВС комплекта, замены его отдельных агрегатов, ремонта и т. д.), необходимо выставить регулировочные винты лекала коррекционного механизма в среднее положение. Это производят следующим образом. Индукционный датчик устанавливают на поворотный стол через удлинительный жгут. Включают питание компаса ГИК-1. Вращая индукционный датчик, устанавливают стрелку коррекционного механизма на отметки шкалы коррекционного механизма через  $15^\circ$ . Вращая регулировочный винт, расположенный против конца стрелки (при нажатой кнопке ускоренного согласования), устанавливают нулевую погрешность по шкале указателя.

При замене на самолете индукционного датчика и коррекционного механизма необходимо произвести повторное устранение девиации.

Наличие в указателе УТР-1 показаний гироманитного и радиокомпасов позволяет делать отчет не только курса самолета, но и пеленга радиостанции. Это облегчает выполнение активного полета на радиостанцию и от радиостанции, условием которого является равенство действительного пеленга радиостанции заданному.

Указатель УТР-1 используется также и для посадки по системе ОСП, как показано на рис. 2.12. Для этой цели на шкале курсовых углов радиостанции нанесены треугольные отметки через  $90^\circ$  и деления, соответствующие значениям КУР, при которых по инструкции следует начинать 2, 3 и 4-й развороты при выполнении левой или правой коробочки. Для выполнения 4-го разворота нанесено несколько делений в расчете на разные типы самолетов.

Измерение указателем компаса магнитного пеленга радиостанции облегчает определение места нахождения ВС на маршруте.

## 2.2. КУРСОВАЯ СИСТЕМА ГМК-1

### 2.2.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Курсовая система ГМК-1 служит для измерения и индикации курса и угла разворота ВС, а также магнитного или истинного пеленга радиостанции. Система выдает электрические сигналы, пропорциональные курсу, в бортовые устройства ВС для решения задач пилотирования и навигации. Система может работать в одном из трех режимов: гироскопический (ГПК), магнитной коррекции (МК), астрономической коррекции (АК). В режиме гироскопического курса гироскоп выдает курс, периодически корректируемый по индукционному датчику курса. В режиме магнитной коррекции обеспечиваются стабильные показания курса, отфильтрованные от высокочастотных помех чувствительного элемента.

В связи со специфическим предназначением системы ГМК-1 для установки на легких пассажирских самолетах и вертолетах конструкция гироскопической системы ГМК-1А выполнена без компенсации кардановых потерь, упрощены структурная схема, схемы коррекции и конструкции блоков системы. Все это позволило значительно уменьшить массу системы, придать ей компактность и повысить надежность работы.

Курсовая система ГМК-1А с одним гироскопом ГД-6 устанавливается на самолетах Ан-2. Курсовая система ГМК-1Г с двумя гироскопами ГД-6 устанавливается на самолетах Ан-24 и Як-40 (рис. 2.13 и 2.14) и вертолетах Ми-6 и Ми-8.

#### Основные технические данные

|                                                                                                     |           |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| Время готовности к работе, мин, не более:                                                           |           |
| в режиме МК (АК) . . . . .                                                                          | 3         |
| в режиме ГПК . . . . .                                                                              | 5         |
| Погрешность измерения гироскопического курса, ... °, не более . . . . .                             | ± 1,5     |
| Дрейф гироскопа гироскопа ГД-6 в режиме ГПК за 1 ч в нормальных условиях, ... °, не более . . . . . | ± 2,5     |
| Скорость согласования:                                                                              |           |
| нормальная в режиме МК (АК), ... °/мин . . . . .                                                    | 1,5 ... 7 |
| большая в режиме МК (АК), ... °/с, не менее . . . . .                                               | 6         |
| от датчика курса пульта управления ПУ-26 (ПУ-27), ... °/с, не менее . . . . .                       | 2         |
| Напряжение источника питания, В:                                                                    |           |
| трехфазного переменного тока частотой 400 Гц . . . . .                                              | 36        |
| однофазного переменного тока частотой 400 Гц . . . . .                                              | 36        |
| постоянного тока . . . . .                                                                          | 27        |
| Потребляемая мощность:                                                                              |           |
| постоянного тока, Вт . . . . .                                                                      | 25        |
| переменного тока, В · А . . . . .                                                                   | 50        |
| Масса, кг, не более . . . . .                                                                       | 60        |
|                                                                                                     | 130       |
|                                                                                                     | 13        |

Структурная схема курсовой системы ГМК-1Г показана на рис. 2.15. В коррекционном механизме КМ-8 осуществляется ввод магнитного скло-

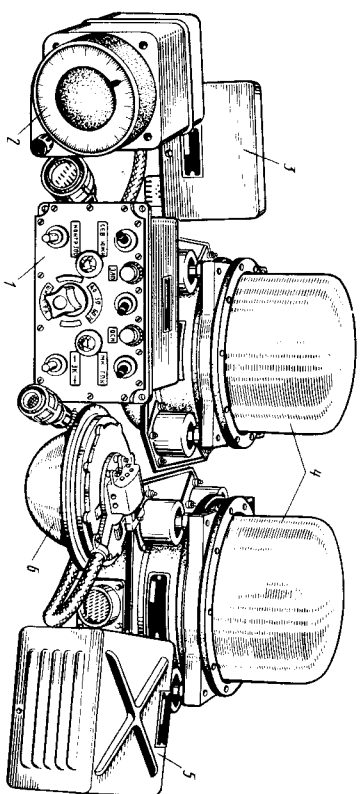


Рис. 2.13. Внешний вид курсовой системы ГМК-1Г:  
1 — пульт управления ПУ-27; 2 — коррекционный механизм КМ-8; 3 — автомат согласования АС-1; 4 — гироскоп ГД-6; 5 — блок связи ВС-1; 6 — индукционный датчик ИД-3

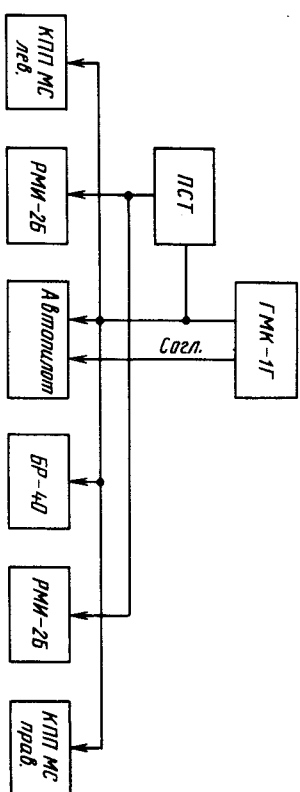


Рис. 2.14. Структурная схема взаимодействия системы ГМК-1Г с другим оборудованием самолета Як-40

нения с целью приведения магнитного курса к истинному. На пульте управления ПУ-27 расположен переключатель, обеспечивающий выбор режима работы системы (МК, ГПК, АК), и мостовой датчик сигналов, предназначенный для компенсации дрейфа гироскопа гироскопа.

В автомате согласования АС-1 расположен усилитель канала следящей системы "сельсин-приемник КМ-8—сельсин датчик ГД-6", а также электроэлементы, обеспечивающие согласование системы по магнитному курсу. В системе обеспечивается резервирование по гироскопическому курсу применением двух гироскопов ГД-6 (основной и запасной).

В систему входит блок связи ВС-1, осуществляющий управление обоими гироскопами.

Сигналы курса в этой системе выдаются потребителям одновременно с двух гироскопов: с основного и запасного. Переключение потребителей курса с одного гироскопа на другой и управление режимами работы



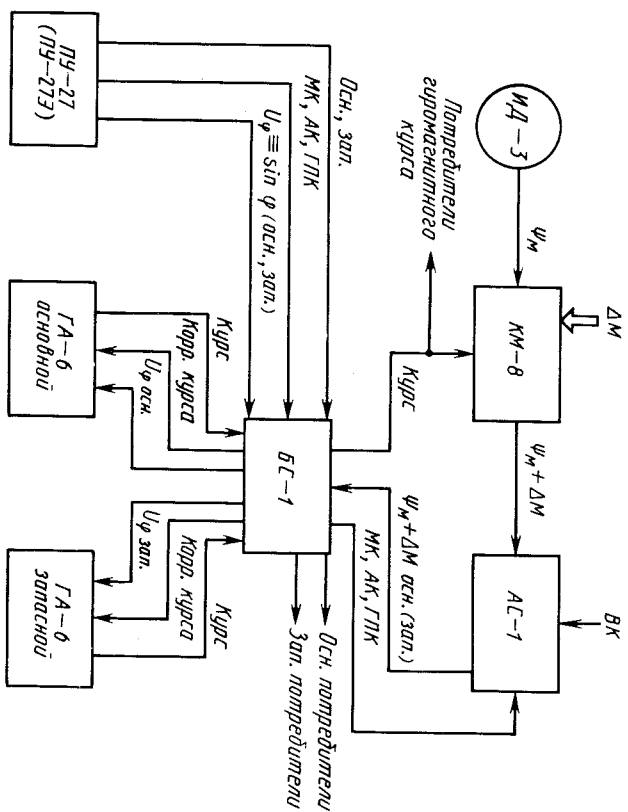


Рис. 2.15. Структурная схема курсовой системы ГМК-1Г

Гироагрегатов осуществляются переключателями, расположенными на пульте управления ПУ-27. Управляющие сигналы с пульта управления подаются в блок связи БС-1, в котором выполняется необходимая коммутация.

## 2.2.2. УСТРОЙСТВО БЛОКОВ

Индукционный датчик ИД-3 предназначен для измерения направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли и, следовательно, определения магнитного курса самолета.

Принцип действия индукционного датчика рассмотрен в разд. 1.2. Чувствительным элементом датчика ИД-3 служат три магнитных зонда, закрепленных на платформе и расположенных друг относительно друга под углом 60° (рис. 2.16).

Сигнальные обмотки трех зондов соединяются звездой, обмотки подмагничивания — последовательно, навстречу друг другу, и питаются напряжением 1,5 В 400 Гц от обмотки трансформатора, расположенного в усилителе.

Конструкция индукционного датчика ИД-3 показана на рис. 2.17. Для повышения точности измерения магнитного курса платформа индукционного чувствительного элемента подвешивается в виде маятника

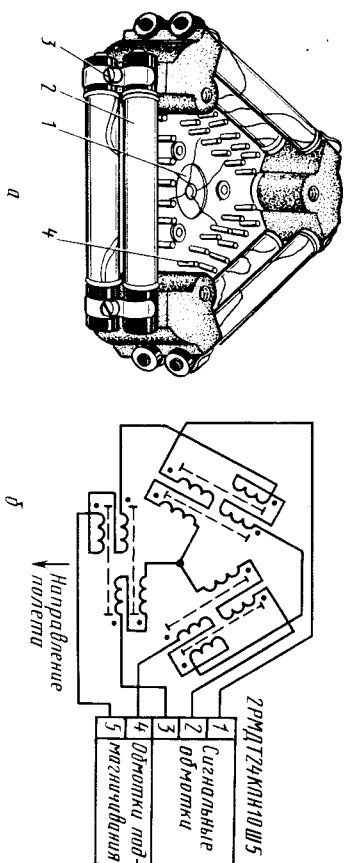


Рис. 2.16. Чувствительный элемент индукционного датчика ИД-3:  
а — внешний вид; б — электрическая схема; 1 — платформа; 2 — пенылы с пермагнетитами; 3 — зонд; 4 — токоотводы

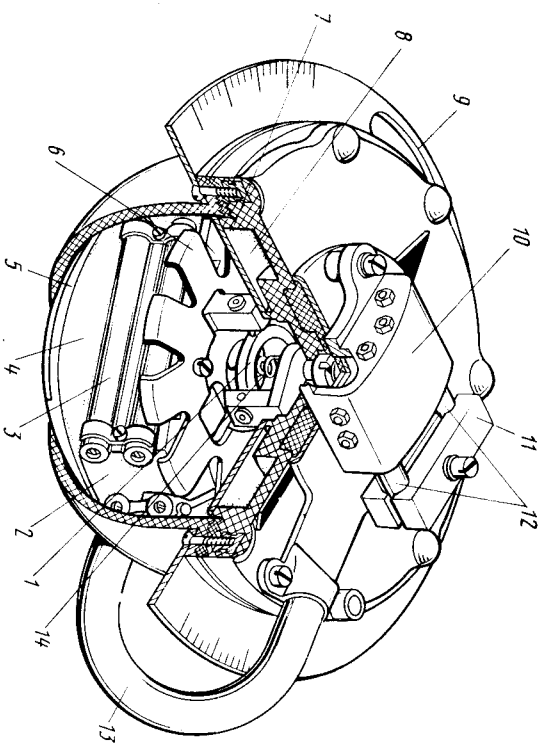


Рис. 2.17. Конструкция индукционного датчика ИД-3:  
1 — карданов подвес; 2 — чувствительный элемент; 3 — зонд; 4 — груз; 5 — корпус прибора; 6 — пружинное кольцо; 7 — крышка; 8 — компенсационная камера; 9 — основание со шкалами; 10 — девиационный прибор; 11 — зажим; 12 — удлиненные валки; 13 — жгут; 14 — токопроводы

на кардановом подвесе и помещается в жидкость, а проводники от чувствительного элемента опускаются спирально непосредственно к монтажной колодке датчика. Такая конструкция токопроводов надежна в работе и обеспечивает длительный срок службы прибора. Карданов подвес позволяет сохранять горизонтальное положение чувствительного элемента при наклонах корпуса в любую сторону на 15°. С целью демпфирования

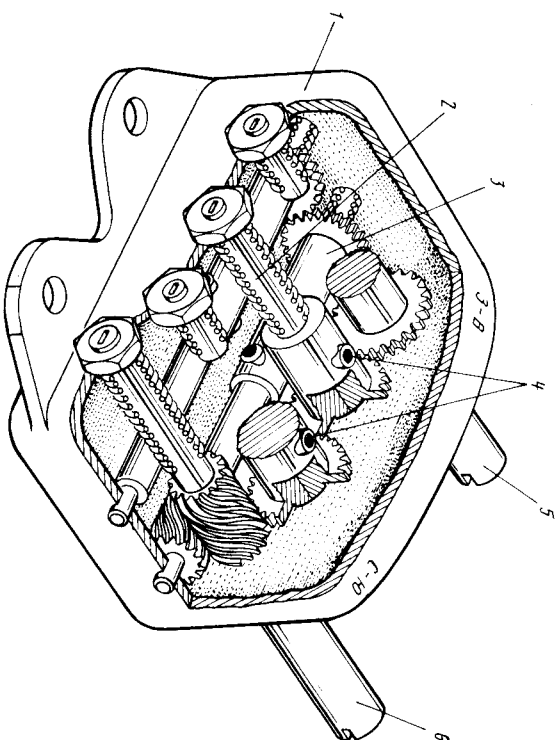


Рис. 2.18. Конструкция девиационного прибора:  
1 — корпус; 2 — поперечные валки; 3 — продольные валки; 4 — магниты; 5 — удлиненный валик "З-В"; 6 — удлиненный валик "С-Ю"

колебаний подвижной части чувствительного элемента, корпус датчика заполняется кремнеорганической жидкостью. Для компенсации изменения давления жидкости при изменении температуры окружающей среды в конструкции предусмотрена компенсационная камера.

Для крепления датчика в его основании предусмотрены три продольных паза. Эти пазы позволяют разворачивать датчик при устранении установочной погрешности в пределах  $\pm 20^\circ$ .

Устранение полукруговой девиации датчика осуществляется девиационным прибором, расположенным на корпусе датчика. Девиационный прибор (рис. 2.18) имеет два поперечных и два продольных валика с заданными в них магнитами. Поперечные валики служат для устранения девиации в направлении "Север-Юг" и приводятся для этого во вращение удлиненным продольным валиком, выведенным наружу. Продольные валики служат для устранения девиации в направлении "Запад-Восток" и приводятся для этого во вращение вторым удлиненным валиком, также выведенным наружу. Для устранения возможности проворота валиков девиационного прибора во время эксплуатации предусмотрен специальный зажим.

#### Основные технические данные

|                                                                                                                                                     |                      |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------|
| Погрешность датчика в рабочем диапазоне температур при горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли 0,17 эрстед, ... °, не более | $\pm 2$              |
| Эффективность девиационного прибора                                                                                                                 | $\pm 6 \dots \pm 12$ |
| Масса, г, не более                                                                                                                                  | 700                  |

**Коррекционный механизм КМ-8** (рис. 2.19, 2.20) предназначен для формирования магнитного курса по сигналам ИД-3; компенсации четвертной девиации и инструментальных погрешностей при помощи лекального устройства;

ввода магнитного склонения; осуществления контроля работоспособности курсовой системы; индикации магнитного курса.

Прибор состоит из комбинированного сельсина М2, сельсина-приемника М3, лекального устройства, редуктора типа УРД-2-1152 с отработывающим двигателем М1 типа ДИД-0,5ТА, усилителя, кремальеры и корпусов с кожухами.

Сигнал индукционного датчика ИД-3 поступает на обмотку статора сельсина М2, жестко закрепленного в корпусе. Ротор сельсина М2, на оси которого закреплена стрелка, обрабатывает магнитный курс, считываясь по внешней оцифровке шкалы. Цена деления шкалы  $2^\circ$ . С этой же осью через лекальное устройство связан ротор сельсина-приемника М3, соединенный электрически через коллектор и щетки со входом усилителя автомата согласования. Статор сельсина М3 со втулкой может поворачиваться в корпусе прибора через зубчатую передачу кремальерой. Вместе со статором поворачивается на тот же угол отсчетчик угла склонения. Отсчет угла магнитного склонения производится по внутренней шкале. Таким образом обеспечивается введение поправки на угол магнитного склонения и приведение магнитного курса к истинному.

Компенсация четвертной девиации и инструментальной погрешности осуществляется лекальным устройством прибора. Лекальная лента закреплена скобами на 24 винтах со шпильками. При помощи этих винтов лекальной ленте придается необходимый профиль, при котором ролик доворачивает ротор сельсина-приемника на дополнительный угол, соответствующий четвертной девиации и инструментальной погрешности на данном курсе. Винты лекального устройства ввернуты в корпус прибора и закрываются специальными хомутами. На корпусе нанесена оцифровка через  $30^\circ$ , обозначающая определение положения винта лекального устройства, при помощи которого устраняются девиации и инструментальная погрешность. Коррекционный механизм крепится на самолете фланцем при помощи трех винтов.

#### Основные технические данные

|                                                                               |         |
|-------------------------------------------------------------------------------|---------|
| Погрешность, ... °, не более                                                  | $\pm 2$ |
| Скорость согласования, ... /с, не менее                                       | 4       |
| Устранение погрешностей лекальным устройством, ... °, от -6 до +4             |         |
| Выдача контрольных курсов системой контроля, ... °, 0 $\pm 10$ ; 300 $\pm 10$ |         |
| Масса, кг, не более                                                           | 1,6     |

**Гироагрегат ГА-6** (рис. 2.21, 2.22) обеспечивает работу системы в режиме ПНК, "осреднение" курса самолета, определяемого индукционным датчиком, в режиме МК и дистанционную выдачу курса (приведенного или гироманитного) на указатели и потребители.

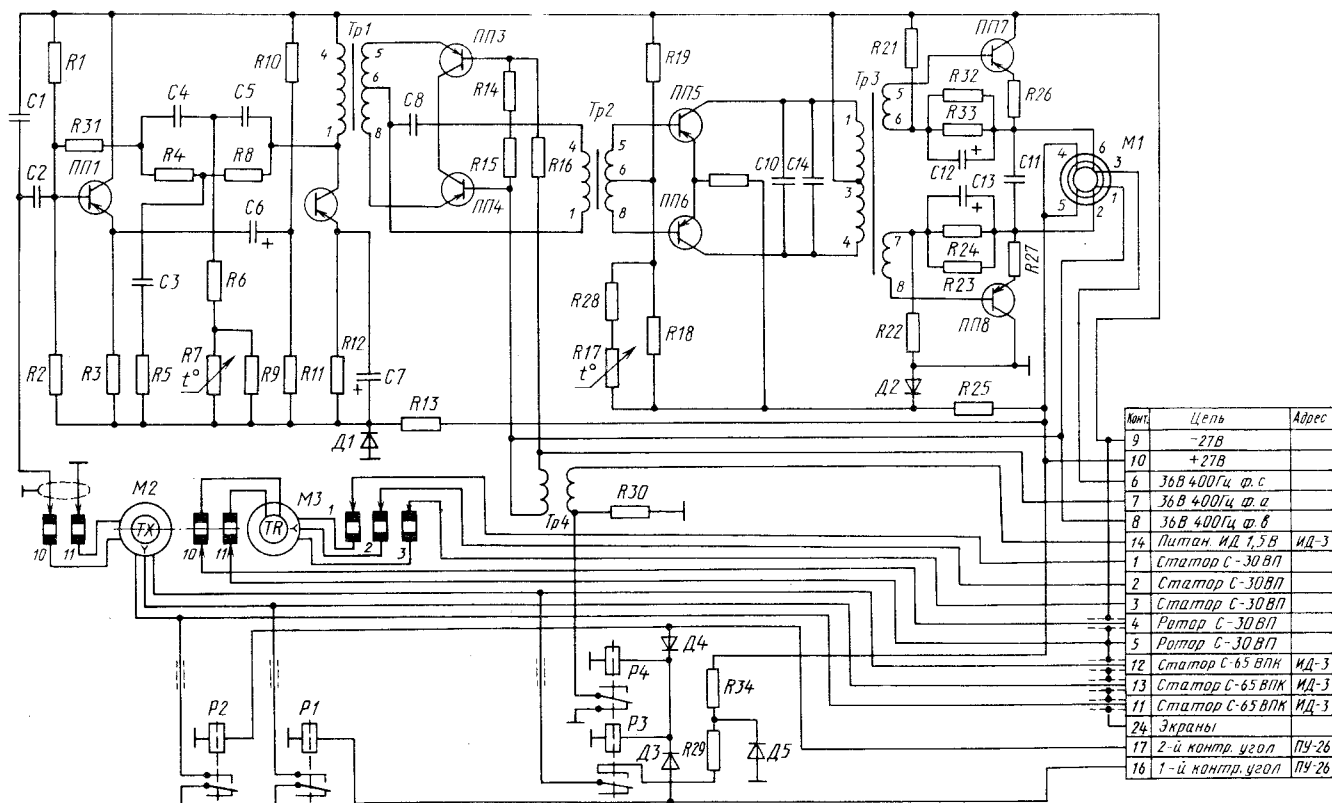


Рис. 2.19. Электрическая схема коррекционного механизма КМ-8:

М1 — электродвигатель ДИД-0,5ТА; М2 — сельсин комбинированный С-65ВПК; М3 — сельсин-приемник С-30ВП; Р1 ... Р4 — реле РЭС-10; Ш — штепсельный разъем ШРС20КПН24Ш1В.

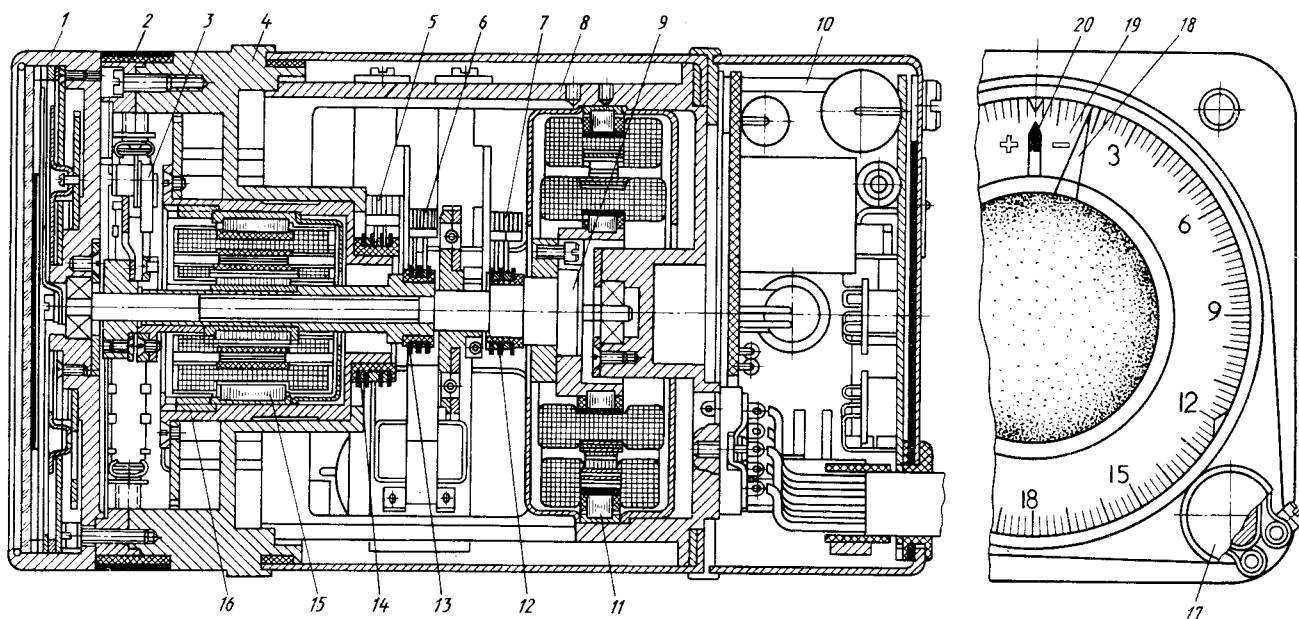


Рис. 2.20. Конструкция коррекционного механизма КМ-8:

1 — корпус; 2 — хомут; 3 — ленточное устройство; 4 — корпус; 5 ... 7 — щетки; 8 — корпус; 9 — ось; 10 — усилитель; 11 — сельсин комбинированный С-65ВПК; 12 ... 14 — коллекторы; 15 — сельсин С-30ВП; 16 — втулка; 17 — кремальера; 18 — стрелка; 19 — циферблат; 20 — отметчик склонения

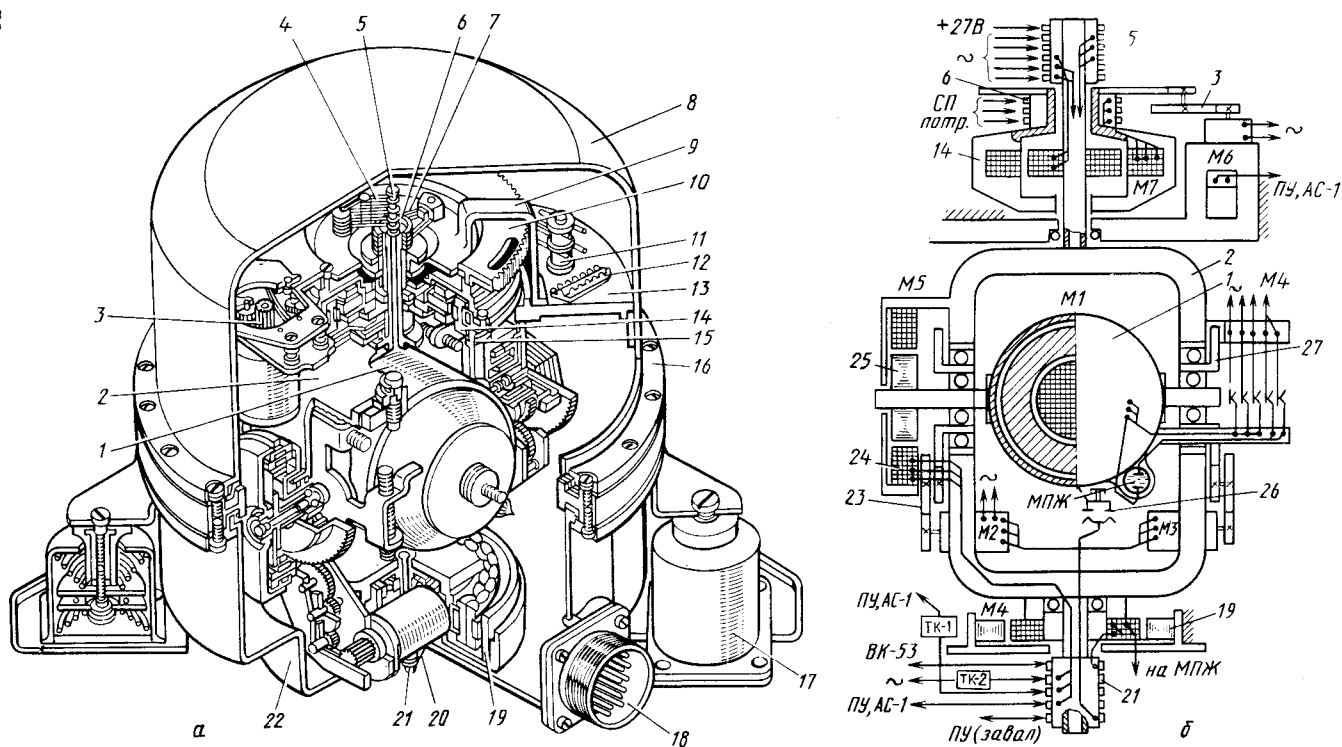


Рис. 2.21. Конструкция (а) и кинематическая схема (б) гироагрегата ГА-6:

1 — корпус гиromотора; 2 — внешняя рама; 3, 23 — редукторы; 4, 7, 20 — щетки; 5, 6, 21 — коллекторы; 8 — верхний кожух; 9 — скоба; 10 — шестерня разрезная; 11 — резистор; 12 — колодка; 13, 15 — крышки; 14 — сельсин-датчик С-65ВДП; 16 — кольцо прижимное; 17 — амортизатор; 18 — штепсельный разъем; 19 — статор горизонтального мотор-корректора; 22 — нижний кожух; 24, 25 — статор и ротор мотор-корректора азимутальной и широтной коррекции; 26 — контактное устройство сигнала "Завал ГА"; 27 — трехфазное кольцо щеток мотор-корректора.

Чувствительным элементом гироагрегата является аstaticкий гироскоп с тремя степенями свободы с горизонтально расположенной осью собственного вращения.

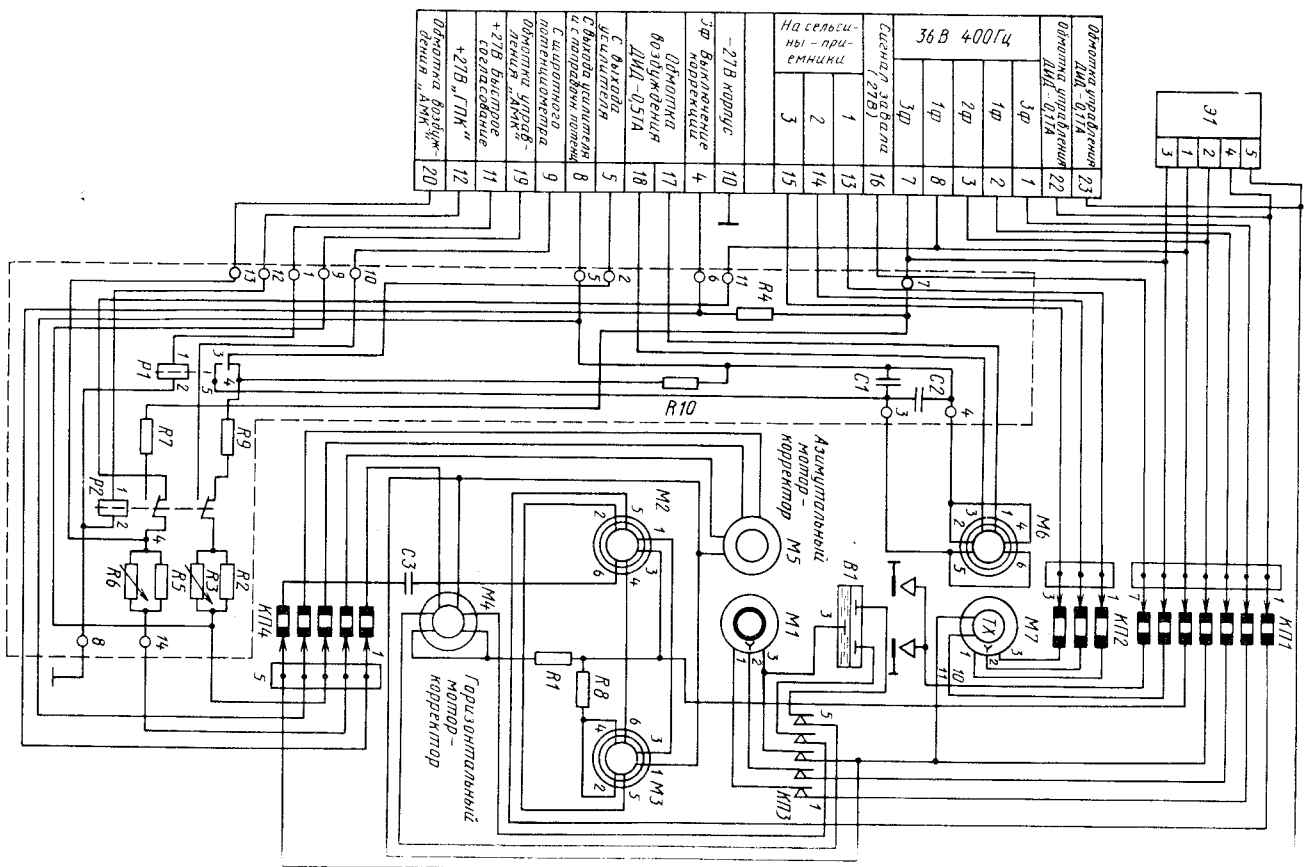
Гироагрегат содержит гироскоп, карданов подвес, систему горизонтальной коррекции, коррекционный двигатель широтной коррекции (он же двигатель согласования с нормальной скоростью), сельсин-датчик курса, узел ускоренного согласования, систему вращения подшипников, размещенных в корпусе прибора с амортизацией.

Гироскоп состоит из гироскопа, балансирующих элементов, жидкостного переключателя и осей подвеса.

Гироскоп типа ГВМ-524 представляет собой двойной трехфазный синхронный двигатель М1 с короткозамкнутой роторной обмоткой. Гироскоп помещен в герметизированный корпус, наполненный водородом. На корпусе гироскопа закреплены балансирующие элементы и жидкостный переключатель. Корпус гироскопа выполняет функцию внутренней рамы карданова подвеса, а прикрепленные к корпусу полуоси образуют ось внутренней рамы. Гироскоп поворачивается на оси в секторе  $\pm 80^\circ$  на вращающихся подшипниках, установленных на внешней раме карданова подвеса. Два тормоза, расположенных на внешней раме, ограничивают скорость вращения при завалах. Тормоза одновременно являются контактным устройством, которое при завале гироскопа замыкает миную цепь лампы системы сигнализации на корпус, при этом на пульт управления загорается сигнальная лампа "Завал ГА" соответствующего гироагрегата.

Система горизонтальной коррекции состоит из чувствительного и исполнительного элементов. Чувствительным элементом служит маятниковый жидкостный переключатель В1, укрепленный на кронштейне, жестко связанном с гироскопом. Исполнительным элементом служит моментный коррекционный двухфазный асинхронный двигатель М4, работающий в моторном режиме. Ротор двигателя М4 с тремя обмотками укреплен на внешней раме в нижней ее части, а короткозамкнутый статор находится на корпусе гироагрегата. При отклонении главной оси гироскопа от горизонта жидкостный переключатель перераспределяет токи в управляющих обмотках ротора двигателя М4 таким образом, что ротор последнего во взаимодействии со статором создает на внешней раме гироскопа результирующий момент, возвращающий его в горизонтальное положение. На выраже, когда контакты реле Р6 автомата согласования разорвут прямую цепь 3-й фазы на обмотку возбуждения двигателя М4, она окажется подключенной к 3-й фазе через резистор R4, в результате чего коррекционный момент, а следовательно, и эффективность горизонтальной коррекции уменьшится.

Коррекционный двигатель М5 азимутальной и широтной коррекции предназначен для создания момента относительно внутренней рамы гироскопа. Короткозамкнутый ротор двигателя посажен на ось внутренней рамы, а статор с обмотками закреплен на внешней раме. В режиме ППК



на управляющую обмотку двигателя  $M_5$  подается сигнал широтной коррекции для компенсации вертикальной составляющей суточного вращения Земли и от разбаланса гиromотора. В режимах МК или АК на управляющую обмотку двигателя  $M_5$  с усилителя автомата согласования АС-1 подается сигнал рассогласования с датчиком магнитного или астрокурса, в результате чего гироскоп прецессионно согласовывается с компасом-корректором.

Температурная стабилизация момента, создаваемого двигателем  $M_5$  различных температурных условиях, осуществляется термокомпенсаторами, включенными в цепи обмоток двигателя  $M_5$ . Каждый компенсатор представляет собой соединенные параллельно резистор и терморезистор ( $R_2$ ,  $R_3$  и  $R_5$ ,  $R_6$ ). С электрической схемой курсовой системы двигателя  $M_5$  соединяется через коллектор  $K14$  и контакты реле  $P_2$  и  $P_1$ .

Сельсин-датчик  $M_7$  (С-65ВДП) служит для выдачи курса потребителям. Ротор сельсина жестко закреплен на оси внешней рамы. Статор сельсина укреплен в корпусе, состоящем из двух крышек. Корпус крепится в подшипниках скольжения и через шестерню связан с узлом ускоренного согласования гиросагитата и выставки курса от курсозадатчика. Исполнительным элементом узла согласования служит двигатель  $M_6$  (ДИД-05ТА) с редуктором. Напряжение на управляющую обмотку двигателя  $M_6$  подается через замыкающие контакты реле  $P_1$ , поэтому ускоренное согласование происходит при тех режимах, при которых срабатывает реле  $P_1$ : пуска, автоматического согласования и ГПК от курсозадатчика. Конденсаторы  $C_1$  и  $C_2$  обеспечивают необходимый сдвиг фазы напряжения на управляющих обмотках двигателя  $M_6$  при его работе от усилителя автомата согласования АС-1.

Система вращающихся подшипников предназначена для уменьшения дрейфа гироскопа. Вращающиеся подшипники имеют внутреннее, среднее и наружное кольца, между которыми помещаются два слоя шариков. Средние кольца подшипников принудительно вращаются двигателями  $M_2$  и  $M_3$ , закрепленными на внешней раме. Для того, чтобы трение от вращения средних колец не вызывало одностороннего дрейфа, кольца на противоположных концах оси вращаются в разные стороны. Кроме того, движение колец периодически через каждые 73 с реверсируется поочередным подключением к фазам питания одной из двух обмоток управления двигателями  $M_2$  и  $M_3$ . Это переключение производится электронным коммутирующим устройством  $Э1$ . До внедрения электронного устройства реверсирование осуществлялось механическим устройством.

Эффективность действия вращающихся подшипников поясняется

Рис. 2.22. Электрическая схема гиросагитата ГА-6:

$M_1$  — гиросагитат ГА-6-524;  $M_2$ ,  $M_3$  — двигатели индукционные ДИД-0,1ТА;  $M_4$  — коррекционный мотор;  $M_5$  — асинхронный мотор-корректор;  $M_6$  — двигатель индукционный ДИД-0,5ТА;  $M_7$  — сельсин-датчик С-65ВДП;  $P_1$  — реле РС-10;  $P_2$  — реле РС-9;  $Э1$  — электронное коммутирующее устройство;  $B_1$  — жидкостный переключатель;  $K11$ ,  $K12$ ,  $K14$  — коллекторы;  $K13$  — пластины контактные

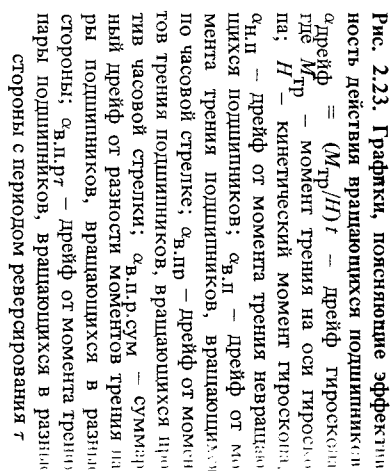


Рис. 2.23. Графики, поясняющие эффективность действия вращающихся подшипников

Запитигагирагратата от въздействия ударных и вибрационных нагрузок осуществляется при помощи четырех равночастотных амортизаторов АИП.

С электрической схемой гираагратат соединяется 24-питрыковывающенсельным разъемом.

## Основные технические данные

|                                                          |         |
|----------------------------------------------------------|---------|
| Уход оси пироксота в азимуте за 1 ч работы, ... °        | ± 2     |
| не более .....                                           |         |
| Потребляемая мощность, ... °, за 15 мин разворота        | ± 3     |
| гиропригвста с углом крена 30°, не более .....           |         |
| Время выхода гироксота из завада, мин, не более, . . . . | 20      |
| Готовность к работе, мин, не более .....                 | 3       |
| Скорость согласования:                                   |         |
| ускоренная, ... °, не менее .....                        | 8       |
| нормальная, ... /мин. ....                               | 2 ... 5 |
| Масса, кг, не более .....                                | 3,5     |

Блок связи БС-1 (рис. 2.24) предназначен для коммутации электрических цепей курсовой системы в различных режимах работы и выдачи сигнала + 27 В потребителям курса на время ускоренного согласования в курсовой системе.

## Основные технические данные

|                                                        |           |
|--------------------------------------------------------|-----------|
| Напряжение источника питания постоянного тока, В . . . | 27 ± 2, 2 |
| Масса, кг, не более . . . . .                          | 1,1       |

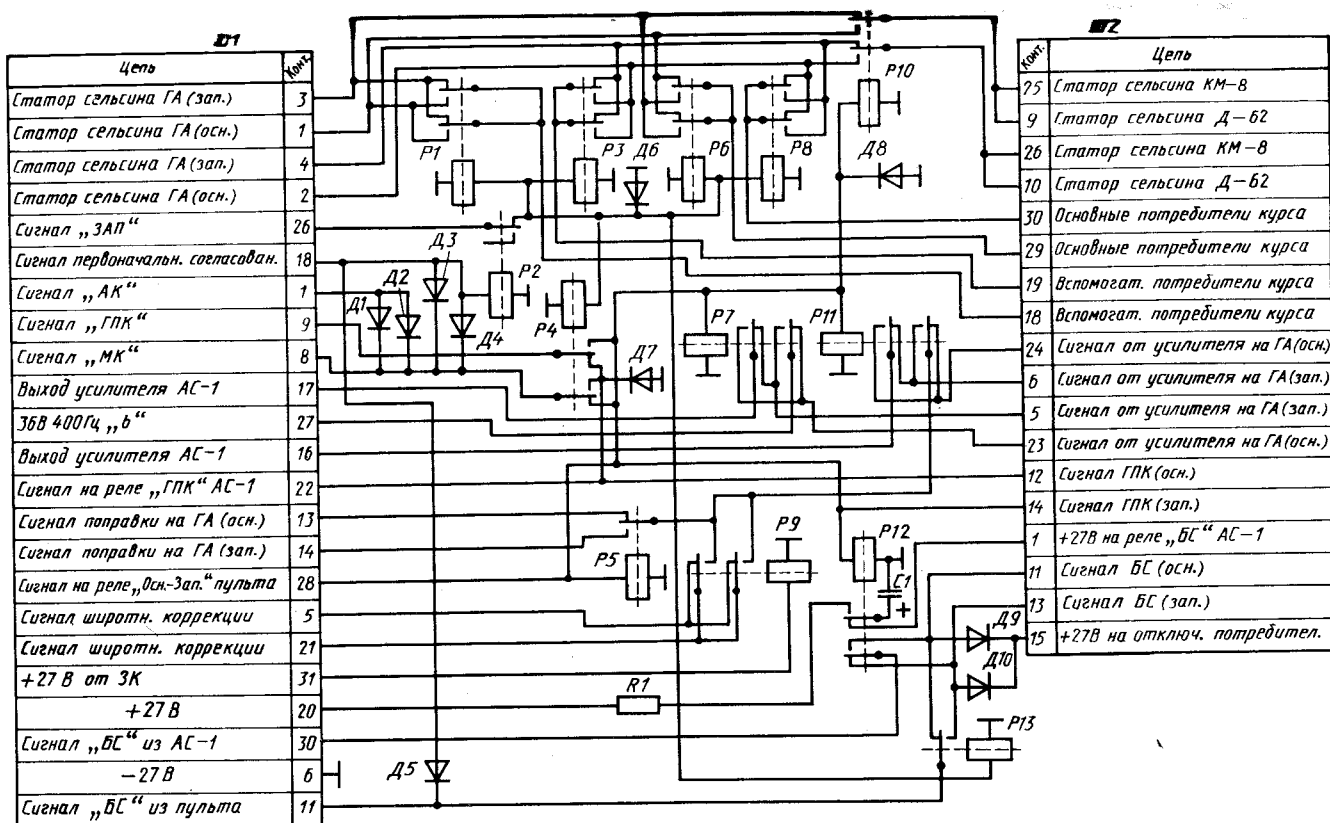


Рис. 2.24. Принципиальная электрическая схема блока связи БС-1:

*P1, P3, P4, P6 ... P12 – реле РЭС-9; P2, P5, P13 – реле РЭС-10; Д1 ... Д10 – диоды кремниевые Д237АОС; R1 – резистор*

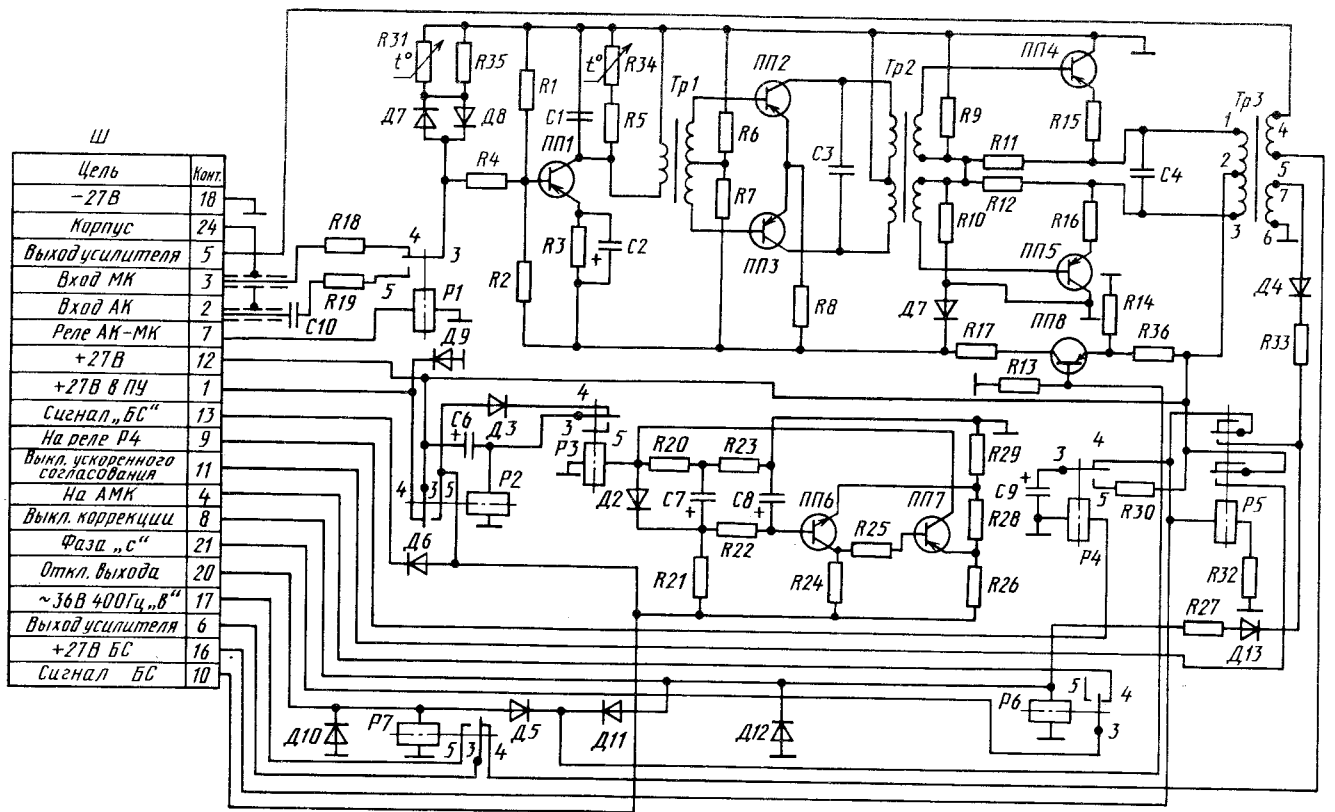


Рис. 2.25. Принципиальная электрическая схема автомата согласования АС-1:  
Р1, Р4, Р6, Р7 – реле РЭС-10, Р5 – реле РЭС-9

Указатель УГР-4УК 3-й серии применяется в комплектации курсовой системы ГМК-1А и представляет собой комбинированный прибор, предназначенный для индикации курса и угла разворота самолета, пеленга и курсового угла радиостанции.

Искала прибора выполнена под заливающий красный свет.

Автомат согласования АС-1 (рис. 2.25) предназначен для обеспечения режима пуска, включения и отключения ускоренного согласования при переключении режимов работы системы; отключения коррекции по сигналу, поступающему от выключателя коррекции, и усиления сигналов в следящей системе "сельсин-датчик гироскопа-сельсин-приемник коррекционного механизма".

Усилитель автомата согласования служит для усиления сигнала с сельсина-приемника коррекционного механизма и состоит из трех каскадов, собранных по схеме с общим эмиттером. На входе усилителя применен терморегулируемый делитель напряжения с диодным ограничителем амплитуды, выполненной на резисторах R18 (режим МК) или R19 (режим АК), диодах Д7, Д8, резисторе R35 и терморезисторе R31. Предварительный усилитель выполнен на транзисторе ПП1 типа МП14А.

Нормальный режим и температурная стабилизация каскада осуществляются резисторами R1, R2, R3, R5 и терморезистором R34. Резистор R4 обеспечивает увеличение входного сопротивления каскада для нормальной работы диодного ограничителя. Нагрузкой предварительного усилителя является трансформатор Тр1. Конденсаторы C1 и C5 обеспечивают нужной сдвиг фазы усиляемого сигнала.

Второй каскад, являющийся услителем напряжения, выполнен на транзисторах ПП2 и ПП3 типа МП14А по двухтактной схеме с общим эмиттером. Нормальный режим работы каскада и его температурную стабилизацию обеспечивают резисторы R6, R7 и R8. Конденсатор C3 с выходной обмоткой трансформатора Тр2 образуют колебательный контур с резонансной частотой 400 Гц. Стабилитрон Д1 с резистором R17 обеспечивают стабилизацию напряжения на первых двух каскадах усилителя при изменении величины питающего напряжения  $\pm 27$  В.

Выходной каскад (усилитель мощности) выполнен на триодах ПП4 и ПП5 типа П214Г. Этот каскад нагружен на трансформатор Тр3. Температурная стабилизация выходного каскада осуществляется включением в цепь эмиттеров транзисторов ПП4 и ПП5, резисторов R15 и R15, намотанных из медной проволоки.

Конденсатор C4 обеспечивает сдвиг фазы выходного напряжения, необходимого для нормальной работы двигателя М6 или асинхронного датчика-момента гироскопа.

Реле времени собрано на двух транзисторах: ПП6 типа МП103 и ПП7 типа МП104. При подключении напряжения  $+27$  В в схему реле времени на выходы эмиттер – база транзисторов ПП6 и ПП7 подается запирающее смещение с делителя напряжения, состоящего из резисторов R27, R28 и R29. Одновременно начинается заряд конденсаторов C7 и C8 типа ЭТО-2



через резистор R21. По мере заряда конденсаторов на базе транзистора III6 увеличивается положительный потенциал до величины запирающего смещения, транзистор III6 открывается и на базу III7 с резистора R24 подается отрицательное смещение. Транзистор III7 открывается, реле R3, включенное в коллекторную цепь транзистора, срабатывает. Через диод D2 осуществляется положительная обратная связь с выхода реле времени на его вход. Времени с момента подачи напряжения +27 В до момента, когда откроется транзистор III6, определяет время срабатывания реле времени. Оно зависит от величины емкостей конденсаторов C7, C8 и сопротивления резистора R21.

### Основные технические данные

|                                                  |            |
|--------------------------------------------------|------------|
| Напряжение источника питания постоянного тока, В | 27 ± 2,7   |
| Время срабатывания реле времени, с               | 45 ... 150 |
| Выходная мощность усилителя обеспечивает:        |            |
| нормальную скорость согласования, ... /мин       | 1,5 ... 7  |
| ускоренную обработку статора сельсин-датчика ги- |            |
| роагретата, ... /с, не менее                     | 6          |
| Потребляемый постоянный ток, А, не более         | 0,5        |
| Масса, кг, не более                              | 0,65       |

**Пульты управления ПУ-26 и ПУ-27** применяются соответственно в курсовых системах комплектиаций ГМК-1А и ГМК-1Г. Они предназначены для: выбора режима работы курсовой системы (МК, АК или ГПК); ввода сигнала широтной коррекции на курсовой гироскоп; компенсации систематической составляющей дрейфа гироскопа в азимуте;

установки заданного курса в режиме ГПК; включения ускоренного согласования в режимах МК и АК; контроля работы курсовой системы в полете и в наземных условиях; контроля завала курсового гироскопа.

Принципиальная электрическая схема управления ПУ-27 показана на рис. 2.26.

Пульт ПУ-27 состоит из лицевой панели, внутренней и задней плат и кожуха. На лицевую панель пульта (рис. 2.27) выведены:

- переключатель "МК-ГПК-АК" для установки необходимого режима работы МК, ГПК, АК;
- переключатель "Сев-Южн" для ввода необходимой широтной коррекции при полете в северном и южном полушариях. При полете в северном полушарии он должен быть установлен в положение "Сев", а при полете в южном полушарии — в положение "Южн";
- переключатель "ЗК" для ускоренного согласования по магнитному курсу (выполняет функции кнопки ускоренного согласования) в режиме МК и установки заданного курса (выполняет функцию задатчика курса) в режиме ГПК;
- переключатель "Контр 0-300" для проверки работоспособности курсовой системы в режиме МК;

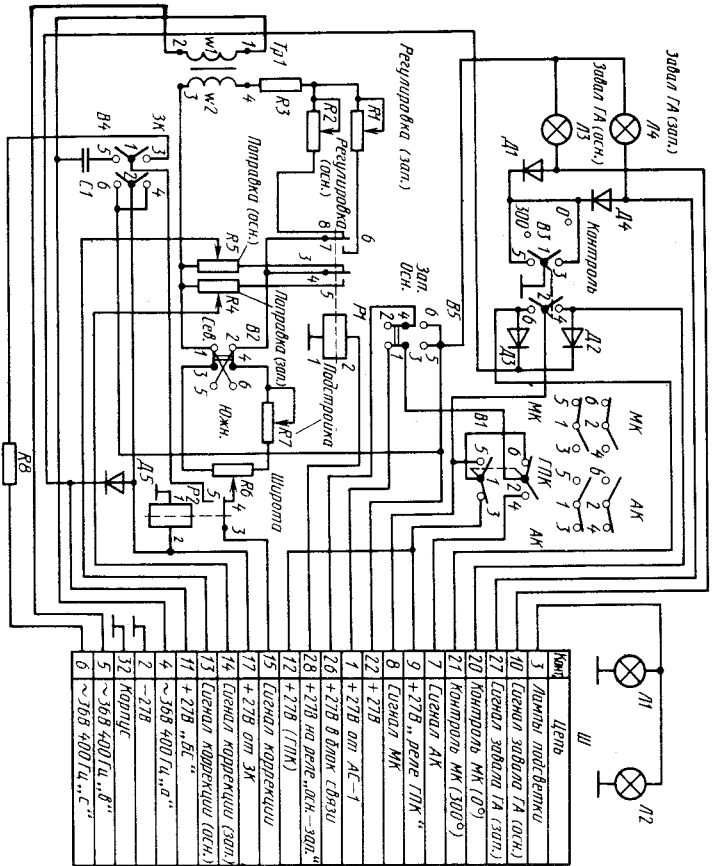


Рис. 2.26. Принципиальная электрическая схема пульта управления ПУ-27

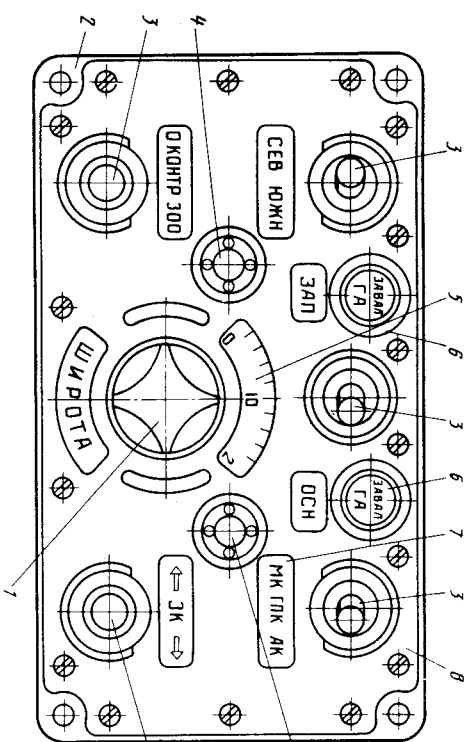


Рис. 2.27. Лицевая панель пульта управления ПУ-27:

1 — ручка потенциометра "Широта"; 2 — корпус; 3 — переключатели; 4 — лампы-индикаторы; 5 — шкала; 6 — сигнализаторы; 7 — светопровод; 8 — крышка светопровода

переключатель "Осн—Зал" для переключения потребителей курса с одного гиросагретата на другой;

ручка "Широта" широтного потенциометра и шкала широт;

сигнализаторы со светофильтрами "Завал ГА" и лампами СМ28-0,05-1 для сигнализации завала гироскопа;

два ламподдержателя с лампами СМК28-0,05-1 для подсветки лицевой панели красным светом.

На внутренней плате размещены элементы монтажа. К задней плате крепятся штепсельный разъем и кожух, на нее также выведены оси двух поправочных и двух регулировочных потенциометров. На оси каждого поправочного потенциометра закреплены шкалы. Выходы осей закрываются заслонками. Поправочные потенциометры служат для компенсации собственных уходов гироскопа гиросагретата. Один оборот поправочного потенциометра приблизительно соответствует дрейфу 0,12 ... 0,2° за 30 мин работы. Угол поворота, пропорциональный величине ухода гироскопа, фиксируется по шкале. Регулировочные потенциометры служат для регулировки широтной коррекции.

Пульта ПУ-26 отличается от пульта ПУ-27 меньшим числом элементов. В нем нет переключателя потребителей курса с основного на запасной гиросагретат, имеется всего по одному поправочному и регулировочному потенциометру, одна сигнальная лампа завала.

#### Основные технические данные

|                                          |          |
|------------------------------------------|----------|
| Диапазон ввода широтной коррекции, ... ° | 0 ... 90 |
| Масса, кг, не более :                    |          |
| пульта ПУ-26                             | 1,0      |
| пульта ПУ-27                             | 1,1      |

### 2.2.3. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Курсовая система в сочетании с АРК является основным навигационным средством и от качества, надежности ее работы зависит эффективность полета. Основным режим системы — измерение гиросагретатного курса. Необходимо следить за точностью его показаний и своевременно проводить девиационные работы.

Система имеет два режима: режим пуска и режим нормальной работы. В режиме пуска в течение 45 ... 150 с автоматически включается ускоренное согласование, что дает возможность в этот период проверить работоспособность системы, используя кремальеру коррекционного механизма и устройство тест-контроля "0—300". Спустя указанное время, когда автоматически закончилось ускоренное согласование, при пользовании кремальерой КМ-8 для проверки курса или переключателем тест-контроля необходимо выполнять ручное ускоренное согласование курса переключателем ЭК. При проведении проверочных работ используется установка УПП ГМК. Проверочная установка УПП ГМК обеспечивает:

предполетную проверку работоспособности курсовой системы на самолете без расстыковки разъемов соединительных жгутов;

проведение регламентных работ на самолете без расстыковки разъемов соединительных жгутов;

отключение неисправных блоков и обрывов в соединительных жгутах. Установка УПП ГМК подключается к системе через бортовой контрольный разъем, расположенный в кабине экипажа с помощью соединительного жгута длиной 2 м.

Предполетную подготовку, регламентные работы, отключение неисправного блока и обрывов в жгутах курсовой системы с помощью установки УПП ГМК производят в соответствии с инструкцией по эксплуатации установки УПП ГМК.

Подготовку к полету начинают с запуска системы в режиме МК и проверки начального согласования. Затем проверяют работоспособность системы в остальных режимах.

Регламентные работы включают в себя проверки, выполняемые на борту самолета, а также регулировку широтной коррекции, при которой гиросагретат установлен на поворотные столы. Проверку выполняют при четырех, примерно отличающихся на 90° курсовых положениях. Регулировку широтной коррекции выполняют также при замене гиросагретата или пульта управления.

Девиационные работы выполняют по методике, излагаемой в документах по эксплуатации ВС. ГМК имеет стандартные средства компенсации магнитной девиации. Установочную погрешность устраняют разворотом индукционного датчика. Полукуртовую девиацию устраняют девиационным прибором. Четвертную девиацию устраняют совместно с индукционным погрешностью с помощью декартового устройства коррекционного механизма на 24-х магнитных курсах.

Система имеет значительное количество узлов, подверженных износу, не имеет полного дублирования блоков и должна эксплуатироваться по ресурсу.

### 2.3. КУРСОВАЯ СИСТЕМА КС

#### 2.3.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Курсовая система КС является централизованным устройством, объединяющим гироскопические, магнитные и астрономические средства определения курса на борту ВС и служит для измерения и выдачи потребителям ортодромического, истинного или магнитного курсов ВС, а при совместной работе с АРК также магнитных пеленгов и курсовых углов одной или двух радиостанций.

Курсовая система КС может работать в одном из трех режимов: гироскопического (ГПК), магнитной коррекции (МК) и астрономической коррекции (АК). Основным является режим ГПК, обеспечивающий отделе-

ние ортодромического (приведенного) курса в любых условиях полета ВС.

Принцип действия курсовой системы КС в режиме МК основан на совместной работе курсового гироскопа с индукционным датчиком магнитного курса. Такое сочетание обеспечивает стабильные осредненные показания гиromагнитного курса, отфильтрованные от высокочастотных помех чувствительного элемента.

Курсовая система КС состоит из ряда блоков, образующих в зависимости от типа и назначения ВС, на который она устанавливается, различные комплекты (рис. 2.28 и табл. 2.1).

#### Основные технические данные

|                                                                                            |         |
|--------------------------------------------------------------------------------------------|---------|
| Погрешность в определении магнитного курса, ... °                                          | ± 1,5   |
| Дистанционная погрешность выдачи курса потребителям в режиме ГПК с сельсина гиросаггегата: |         |
| грубого канала, ... °                                                                      | ± 1     |
| точный канал, ... °                                                                        | ± 15    |
| Дрейф гироскопа в режиме гироскопокомпаса, ... °/ч:                                        |         |
| при нормальных условиях                                                                    | ± 2     |
| при тех же условиях на одном из проверочных рубцов                                         | ± 4     |
| Послевиражная погрешность системы за каждую минуту разворота, ... °                        | 0,15    |
| Скорость согласования:                                                                     |         |
| нормальная, ... °/мин                                                                      | 2 ... 5 |
| ускоренная, ... °/с, не менее                                                              | 10      |
| Время готовности, мин                                                                      | 5       |
| Напряжение источников питания, В:                                                          |         |
| трехфазного переменного тока частотой 400 Гц                                               | 36      |
| однофазного переменного тока частотой 400 Гц (питание сельсина радиокомпаса)               | 45      |
| постоянного тока                                                                           | 27      |
| Потребляемая мощность, не более:                                                           |         |
| постоянного тока, Вт                                                                       | 500     |
| переменного тока, В · А                                                                    | 300     |
| Масса комплекта КС-8, кг                                                                   | 43      |

Структурная схема курсовых систем комплектов КС-6 и КС-8 показана на рис. 2.29.

В любом из трех режимов ГПК, МК и АК используются одни и те же показывающие приборы, подключенные к выходному датчику гиросаггегата.

Указатели курсовой системы комбинированные и наряду с показанием курса при совместной работе системы с радиокомпасом, дополнительно выдают курсовые углы и магнитные пеленги радиостанций.

Показания гиromагнитного и астрономического курсов выдают на специальный указатель типа УГА-1У. По показаниям этого указателя можно определить необходимость корректировки показаний гироскопов.

Для нормальной работы курсовой системы в нее необходимо вводить электрические сигналы:

Комплекты курсовых систем КС

Таблица 2.1

| № п/п | Наименование и индекс блока            | Комплекты КС, устанавливаемые на: |         |
|-------|----------------------------------------|-----------------------------------|---------|
|       |                                        | КС-6                              | КС-8    |
| 1     | Индукционный датчик ИД-3               | 1                                 | 1       |
| 2     | Корректирующий механизм КМ-4 2-й серии | 1                                 | 1       |
| 3     | Гиросаггегат ГА-1М                     | 2                                 | 2       |
| 4     | Указатель штурмана УШ 2-й серии        | 1                                 | 1       |
| 5     | Указатель УГА-1У серии 3               | 1                                 | 0 ... 1 |
| 6     | Указатель УГПК 2-й серии               | 0 ... 2                           | —       |
| 7     | Усилитель У-11                         | —                                 | 1       |
| 8     | Пульт управления ПУ-1                  | 1                                 | 1       |
| 9     | Блок реле БР-1 2-й серии               | 1                                 | 1       |
| 10    | Указатель УТР-4У серии 3               | —                                 | 0 ... 1 |

крена самолета от гиросвертикали; астрономического курса от астрокомпаса;

курсавого угла радиостанции от датчика радиокомпаса типа АРК. В целях уменьшения выраженной погрешности курсавой системы при развороте самолета предусмотрено отключение коррекции гиросаггегатов по сигналам выключателя коррекции ВК-53РБ или ВК-90.

Из рис. 2.28 видно, что курсовые системы КС-6 и КС-8 включают в

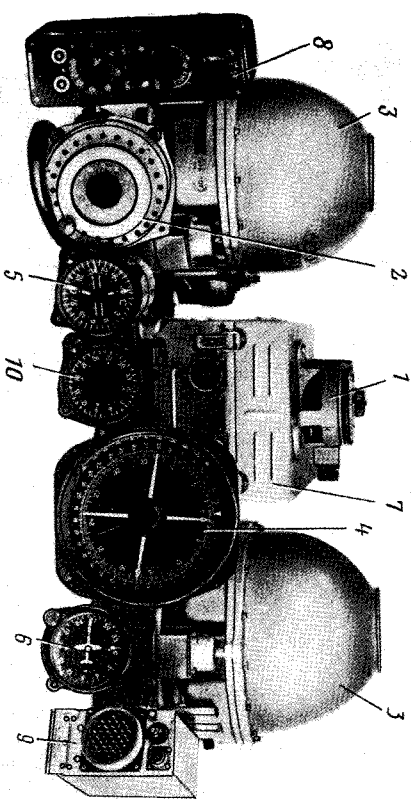
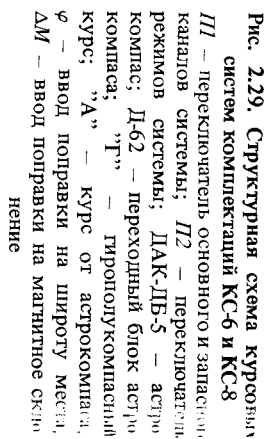


Рис. 2.28. Внешний вид курсовой системы комплекта КС-6:

- 1 - индукционный датчик ИД-2М; 2 - корректирующий механизм КМ-4 2-й серии;
- 3 - гиросаггегат ГА-1М; 4 - указатель штурмана УШ 2-й серии; 5 - указатель УГА-1У 3-й серии; 6 - указатель УК-1; 7 - усилитель У-11; 8 - пульт управления ПУ-1; 9 - блок-реле БР-1 2-й серии; 10 - указатель гироскопокомпаса УГПК 2-й серии



себя один магнитный корректор, состоящий из индукционного датчика ИД-3, коррекционного механизма КМ-4 и двух гиросрегатов ГА-1М (основной и запасной).

Оба гидроагрегата работают одновременно, причем для одного из них основным режимом работы является режим гидропотокомпасов с возможностью периодической коррекции от индукционного или астро-

номинального датчиков курса, для второго — основным режимом работы является режим магнитной коррекции (на структурной схеме связи запасного канала обозначены пунктиром).

Показания основного гидропрегата передаются на указатели и потребителями курса. Показания гиromатинтного курса с запасного гидропрегата передаются на комбинированный указатель курса типа УГА-1У (стрелка "Г") и на шкалу курсов указателя УГР-4У (в системе КС-8).

В качестве астрономического датчика в курсовых системах КС-6 и КС-8 используется астрокомпас ДАК-ДБ-5В с переходным блоком Д-62.

На стрелку "А" указателя УГА-1У с переходного блока Д-62 подается показание астрокомпы ДАК-ДБ-5В независимо от режима работы курсовой системы.

При переключении с основного канала на запасной визуальные приборы курсовой системы и потребители сигнала курса переключаются с основного гироскопа на запасной (а с запасного на основной). В этом режиме на указателе III индицируется гироскопный курс, на шкале указателя УГР-4У и стрелке "Г" указателя УГА-1У — курс с основного гироскопа. Если переключение было вызвано неисправностью основного гироскопа, то показания курса по шкале УГР-4У и стрелке "Г" указателя УГА-1У не используются.

Обработка дополнительных рам гироскопов ГА-1М (основного и запасного) по крену осуществляется по сигналу, снимаемому с потенциометра датчика угла крена гиросвертикали ЦГВ-4 (ЦГВ-5).

При работе в режиме астрономической коррекции основной гиросигнал ГА-1М корректируется от астрокорректора, а запасной — от индукционного датчика.

Курсовые углы и пеленги радиостанции, определяемые двумя автоматическими радиокомпасами типа АРК, передаются на две стрелки указателя штурмана УШ и на стрелку указателя УГР-4У в системе КС-8.

Сигналы для компенсации ухода гироскопов гиравретатов как основного, так и запасного, от суточного вращения Земли, соответствующие пироте места нахождения самолета, задаются с пульта управления, поступают на моментный датчик гиравретата и таким образом не зависят от режима работы курсовой системы.

При отказе центральной гираверткикали, что определяется по показателям указателя авиагоризонта, в курсовой системе предусмотрено переключение с потенциометра-датчика крена ПТВ-4 на имитатор — мост постоянных резисторов  $R14 \dots R18$ , расположенных в блоке реле БР-1. С этого моста электрический сигнал крена, соответствующий нулевому крену, подается на вход следящей системы дополнительной рамы гиравергатов. При этом дополнительные рамы основного и запасного гиравергатов уславливаются в заарретированное положение.

Переклю́чение потенциометра-датчика крена ЦПВ-4 на мост постоянных резисторов осуществляется самолётным переключателем.

**Индукционный датчик ИД-3** служит для измерения направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли. Конструктивное устройство датчика рассмотрено в разд. 2.2.

Устройство датчика рассмотрено в разд. 2.2.

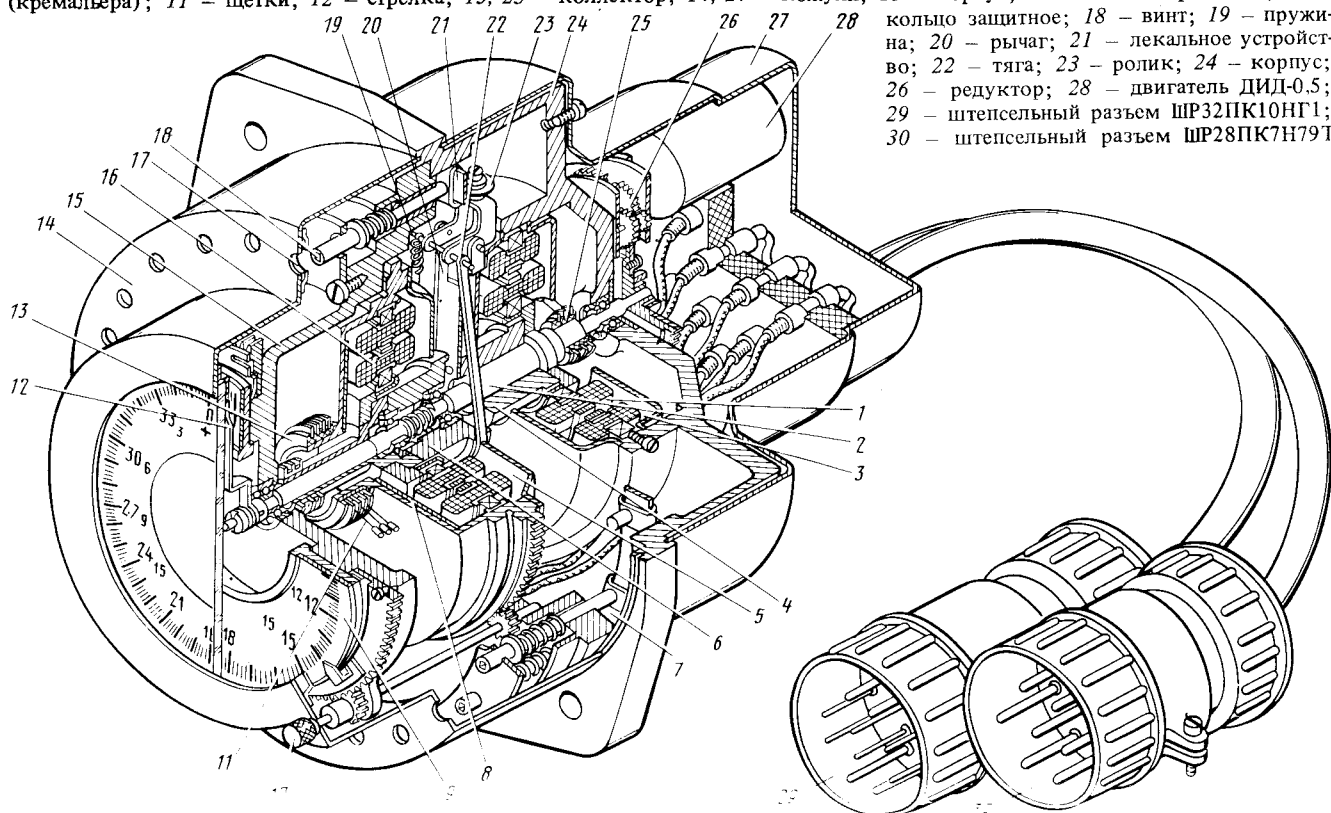
**Коррекционный механизм КМ-4-й серии** предназначен для формирования по сигналам ИД-3 магнитного курса; компенсации четвертой девиации и инструментальных погрешностей с помощью лекального устройства; ввода магнитного склонения и приведения в поле магнитного курса истинному или ортодромическому.

В коррекционном механизме установлены два сельсина, один из которых служит для согласования ротора этого сельсина по сигналам чувствительного элемента ИД с направлением горизонтальной составляющей магнитного поля Земли, а другой — для передачи на гироскоп сигналов курса, принятых с индукционной датчика и откорректированных с помощью дельта и кремальеры в коррекционном механизме.

Прибор состоит из сельсинна 1 (рис. 2.30), составленного из статора сельсинна-датчика 573М-А и ротора сельсинна-приемника 573М-Б, сельсинна-приемника 573М-Б 16, декального устройства 21, редуктора 26 с отбрасывающим двигателем 28, корпуса прибора 15 и кожухов 14 и 27. С осью ротора сельсинна 1 через декальное устройство 21 связан ротор сельсинна приемника 16. Статор последнего размещен в подвижном корпусе 15

Рис. 2.30. Конструкция коррекционного механизма КМ-4 2-й серии:

- 1 — сельсин комбинированный; 2 — ось; 3, 5, 8 — экраны; 4 — втулка; 6 — отсчетчик; 7 — кольцо-лекало; 9 — шкала; 10 — ручка (кремалера); 11 — щетки; 12 — стрелка; 13, 25 — коллектор; 14, 27 — кожухи; 15 — корпус; 16 — сельсин-приемник; 17 — кольцо защитное; 18 — винт; 19 — пружина; 20 — рычаг; 21 — лекальное устройство; 22 — тяга; 23 — ролик; 24 — корпус; 26 — редуктор; 28 — двигатель ДИД-0.5; 29 — штепсельный разъем ШР32ПК10НГ1; 30 — штепсельный разъем ШР28ПК7Н79Т



и электрически связан со статором "грубого" отсчета сельсина-датчика giroрегата.

Лекальное устройство предназначено для устранения четвертной девиации и инструментальных погрешностей магнитного канала системы. Отчет магнитного курса производится только по шкале с помощью стрелки, закрепленной на оси ротора сельсина 1. В коррекционном механизме предусмотрена возможность ввода угла магнитного склонения в пределах  $\pm 180^\circ$ , что позволяет приводить магнитный курс к истинному или ортодромическому. Для этой цели статор сельсина 16 с помощью кремалеры можно разворачивать на необходимый угол, отсчитываемый с помощью трехгольного отсчетчика относительно неподвижной шкалы.

В кожухе 14 имеется 24 отверстия, через которые возможен доступ к регулировочным винтам лекального устройства.

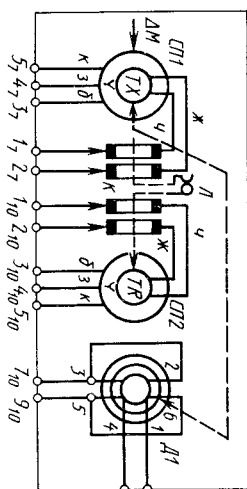
Принципиальная электрическая схема коррекционного механизма показана на рис. 2.31.

#### Основные технические данные

|                                                                                                                      |         |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------|
| Нестабильность работы в диапазоне температур $+50 \dots -60^\circ \text{C}$ , ... , не более .....                   | 1       |
| Диапазон устранения лекальным устройством, четвертной девиации и инструментальных погрешностей, ... , не более ..... | $\pm 5$ |
| Скорость согласования, ... /с, не менее .....                                                                        | 4       |
| Масса, кг, не более .....                                                                                            | 2,4     |

Гироагрегат ГА-1М 2-й серии (рис. 2.32) служит для формирования курса самолета по сигналам индукционного или астрономического датчиков курса и дистанционной выдачи его потребителям. Чувствительным элементом прибора служит курсовой гироскоп, представляющий собой астатический гироскоп с тремя степенями свободы с горизонтальным расположением собственной оси вращения. При измерении углов в азимуте  $\theta$  помощью курсового гироскопа возникают кардановые погрешности,

Рис. 2.31. Принципиальная электрическая схема коррекционного механизма КМ-4 2-й серии:



C11 — сельсин-трансформатор; C12 — лекальное устройство; C13 — сельсин-приемник; C14 — коллектор со щетками; C15 — электродвигатель ДИД-0.5; 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7 — контакты семипольного штепсельного разъема; 1, 10, 2, 10, 3, 10, 4, 10, 5, 10, 6, 10, 7, 10 — контакты десятипольного штепсельного разъема

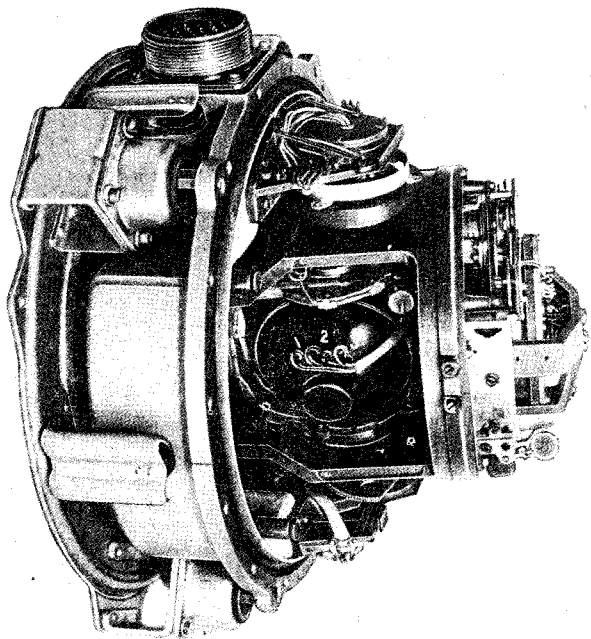


Рис. 2.32. Гироагрегат ГА-1М 2-й серии без кожуха

зависание от углов крена и тангажа самолетов. Для устранения потребности при крене гироскоп установлен на дополнительной раме (подвесном корпусе), которая приводится к вертикали с помощью следящей системы, получающей сигналы от гировертикали самолета.

Гироагрегат включает следующие основные узлы (рис. 2.33):

- карданов узел;
  - узел горизонтальной коррекции;
  - широтный мотор-корректор;
  - двухканальный селсин-датчик;
  - узел согласования в азимуте;
  - узел обработки гироагрегата по крену;
  - узел обогрева;
  - корпус прибора с амортизацией;
  - кожух прибора.
- Карданов узел в основном состоит из гиromотора ГУА-20, внешней рамы карданова подвеса горизонтального подшипникового узла, точечной контактной группы.

Гиromотор переменного трехфазного тока. Питание к гиromотору 36 В 400 Гц подводится через коллектор и группу пластин с точечными контактами. Конструкция обеспечивает минимально допустимое смещение точечных контактов. На горизонтальной оси гироскопа установлены при-

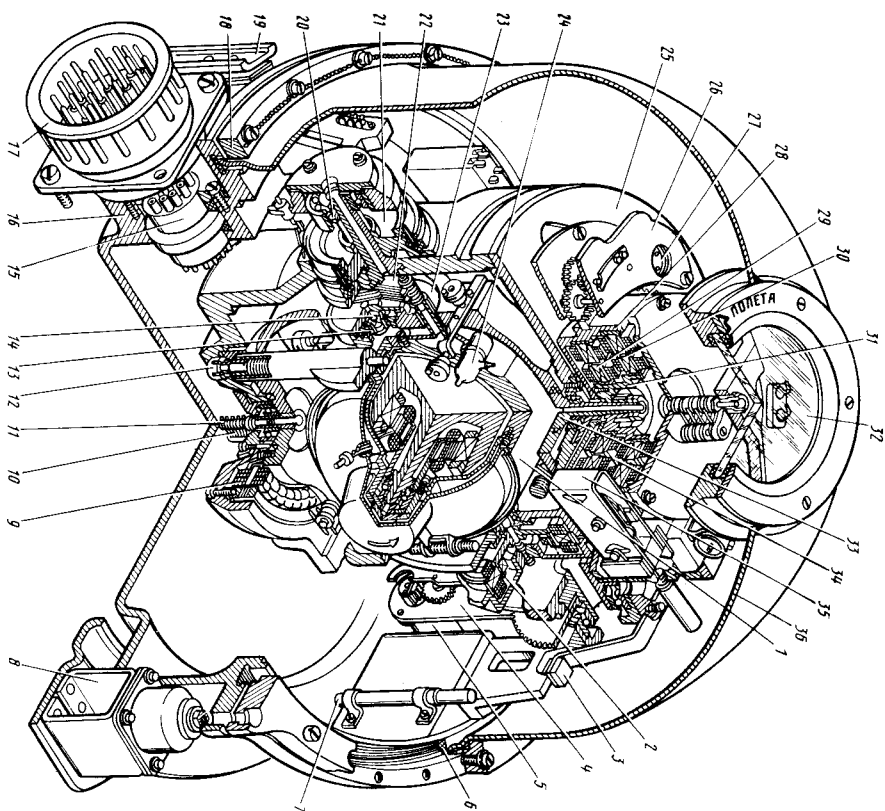


Рис. 2.33. Конструкция гироагрегата ГА-1М 2-й серии:

- 1 — карданов узел; 2 — широтный мотор-корректор; 3 — упоры пружинящие; 4 — подшипник; 5 — двигатель крена ДИД-0,5; 6 — прокладка; 7 — нагревательный элемент; 8 — амортизатор; 9 — горизонтальный мотор-корректор; 10 — щетки; 11 — коллектор; 12 — тормозное устройство; 13 — подшипник проушины; 14 — шариковая опора; 15 — фторопластовая панель; 16 — корпус; 17 — ступица; 18 — фланец; 19 — боковые амортизаторы; 20 — шарикоподшипник подвесной рамы; 21 — потенциометр крена; 22 — контактная группа; 23 — прорезь; 24 — жилищный переключатель; 25 — корпус подвесной; 26 — узел согласования в азимуте; 27 — двигатель узла согласования ДИД-0,5; 28 — корпус статора; 29 — селсин "Трубыль"; 30 — селсин "точный"; 31 — оправа; 32 — смотровое окно; 33 — внутренняя рама карданова подвеса; 34 — двухканальный селсин-датчик; 35 — терморегулятор; 36 — кожух

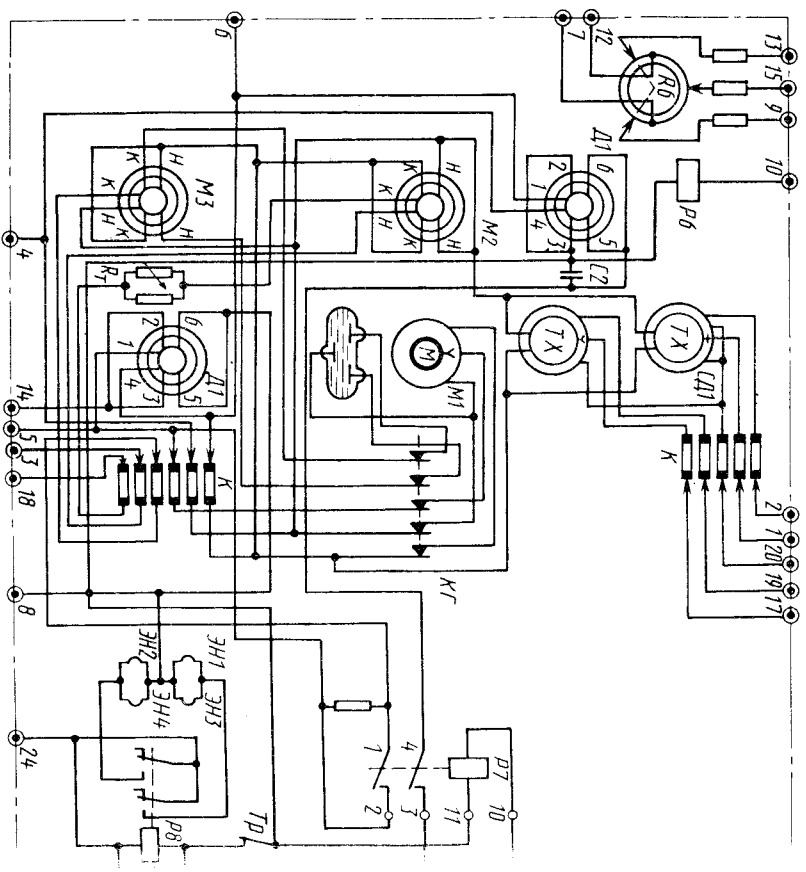


Рис. 2.34. Принципиальная электрическая схема гироагрегата ГА-1М 2-й серии: *M1* – гиromотор; *M2* – мотор широтной коррекции; *M3* – мотор горизонтальной коррекции; *Д1* – двигатель ДИП-0,5; *СТ* – сельсин “трубо” канала; *СТ* – сельсин “точного” канала; *K* – коллектор; *K<sub>T</sub>* – терморезистор; *K6* – потенциометр крана; *ЭН1...ЭН4* – нагревательные элементы; *P8* – реле РП-2; *ТР* – терморегулятор; *Р* – реле РЭС-9; *K1* – контактная точечная группа; 1...24 – контакты штепсельного разъема типа ШР48У26НШ2

резонансные подшипники. Для регулировки осевого люфта применены специальные осевые шариковые опоры.

Перемещение гироскопа во внешней раме карданова подвеса при излучении самолетом углов танжа ограничено в пределах  $\pm 55^\circ$ . Во внутренней раме также предусмотрено тормозное устройство, предохраняющее гироскоп от крутового вращения, которое может возникнуть при отбое.

Принципиальная электрическая схема гироагрегата показана на рис. 2.34.

Для удержания главной оси гироскопа в горизонтальном положении

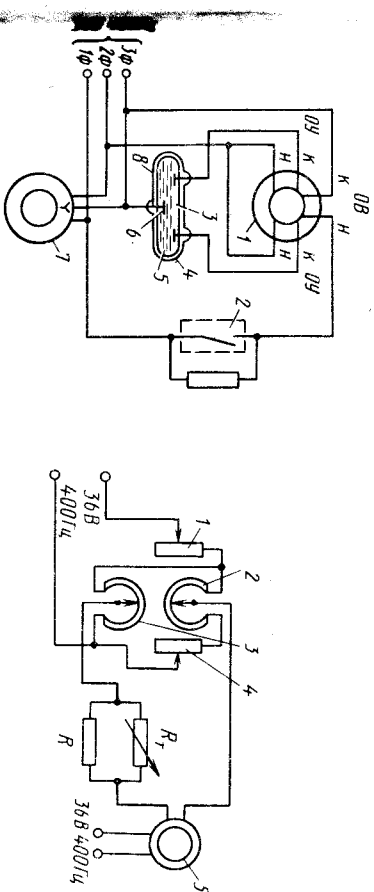


Рис. 2.35. Принципиальная электрическая схема системы горизонтальной коррекции: 1 – мотор-корректор; 2 – выключатель коррекции; 3 – пускатель воздуха; 4 – баллон; 5 – токопроводящая жидкость; 6 – контакт; 7 – гиromотор; 8 – жидкостный переключатель; ОВ – обмотки возбуждения; ОУ – обмотки управления

Рис. 2.36. Принципиальная электрическая схема системы широтной коррекции: 1 – подстроенный резистор; 2 – широтный потенциометр; 3 – поправочный потенциометр; 4 – добавочный резистор; 5 – датчик момента; *R<sub>T</sub>* – терморезистор

служит система горизонтальной коррекции (рис. 2.35), состоящая из чувствительного и исполнительного элементов коррекции.

Для компенсации “кажущегося” ухода гироскопа от вращения Земли, зависящего от широты места, служит система широтной коррекции (рис. 2.36), состоящая из азимутального датчика момента, ротор которого укреплен на горизонтальной оси гироскопа, а статор – на внешней раме карданова подвеса, мостового датчика сигналов, размещенного в плите управления, и термодатчика.

В гироагрегатах предусмотрен обогрев, автоматически включаемый при отрицательной температуре окружающей среды. Обогревательные элементы питаются от сети постоянного тока напряжением 27 В. Их суммарная потребляемая мощность в гироагрегате равна 240 Вт.

Дистанционная связь гироагрегата с коррекционными механизмом, указателем штурмана и потребителями сигналов курса осуществляется с помощью датчика двухканальной сельсинной передачи типа 913А, устанавливаемого на азимутальной оси гироагрегата. Глубокий канал сельсинной передачи дистанционной передачи не более  $45^\circ$  и допускает одностороннее подключение до семи потребителей. Совместная работа “тубо” и “точного” каналов дает возможность повысить точность дистанционной передачи до  $15'$ . К точному каналу допускается подключение не более трех потребителей.

Узел согласования состоит из обрабатывающего двигателя ДИП-0,5, муфты и электромагнитной фрикционной муфты. При обесеченном микромагните вращение от обрабатывающего двигателя ДИП-0,5 пере-



дается корпусу статоров через понижающий редуктор, что обеспечивает скорость согласования 2 ... 5 °/мин.

Ускоренное согласование системы осуществляется при нажатии кнопки согласования, установленной на пульте управления. При этом срабатывает электромагнит редуктора узла согласования, передаточное отношение уменьшается, что увеличивает скорость согласования до 10 °/с.

Для предохранения деталей прибора от воздействия коррозии, контактных пар от окисления и подгорания прибор заполняется инертным газом и закрывается герметично.

Корпус прибора при помощи четырех равночастотных демпфирующих амортизаторов устанавливается на штапованном дюралюминиевом основании. На этом же основании укреплены боковые амортизаторы, предназначенные для восприятия боковых нагрузок при посадках самолета. В верхней части кожуха предусмотрено специальное смотровое окно, предназначенное для наблюдения и оценки качества обработки доплонной тепловой рамы по крену и корпуса сельсинов в азимуте. Здесь же на кожухе прибора нанесена стрелка с надписью "Направление полета".

На основании гиросчетчика имеются риски черного цвета, предназначенные для выставки гиросчетчика при монтаже его на самолете по продольной оси ВС с точностью 1,0°.

Гиросчетчик электрически присоединяется к электрической схеме курсовой системы при помощи углового двенадцатиштырькового штепсельного разъема.

#### Основные технические данные

|                                                                            |                 |
|----------------------------------------------------------------------------|-----------------|
| Кинетический момент гироскопа, кг · м <sup>2</sup> · с <sup>-1</sup> ..... | 1,765 ... 1,961 |
| Частота вращения, об/мин .....                                             | 22000-23000     |
| Угол гироскопа в азимуте за 30 мин, ... ° С, не более .....                | ± 1,5           |
| Скорость согласования в азимуте:                                           |                 |
| ускоренная, ... °/с, не менее .....                                        | 10              |
| нормальная, ... °/мин .....                                                | 2-5             |
| Скорость согласования по крену, ... °/с, не менее .....                    | 20              |
| Масса, кг, не более .....                                                  | 10              |

**Указатель штурмана 2-й серии (рис. 2.37 и 2.38)** предназначен для индикации курса самолета (вид индикации — с самолета на землю), углов разворота, пеленгов и курсовых углов одной или двух радиостанций, а также для выдачи сигналов курса потребителям (с учетом поправки) на постоянном и переменном токе.

Прибор состоит из следующих основных элементов:

- канала курса (сельсина-приемника, сельсина-датчика, потенциометра, отдрабатывающего двигателя ДИД-0,5, редуктора);
- каналов радиоканаса (двух бесконтактных сельсинов-приемников БС-7А и БС-8А);

кремальеры с передаточным устройством.

Стрелки бесконтактных сельсинов выставляются в согласованное положение АРК положение поворотом сельсинов на соответствующий угол

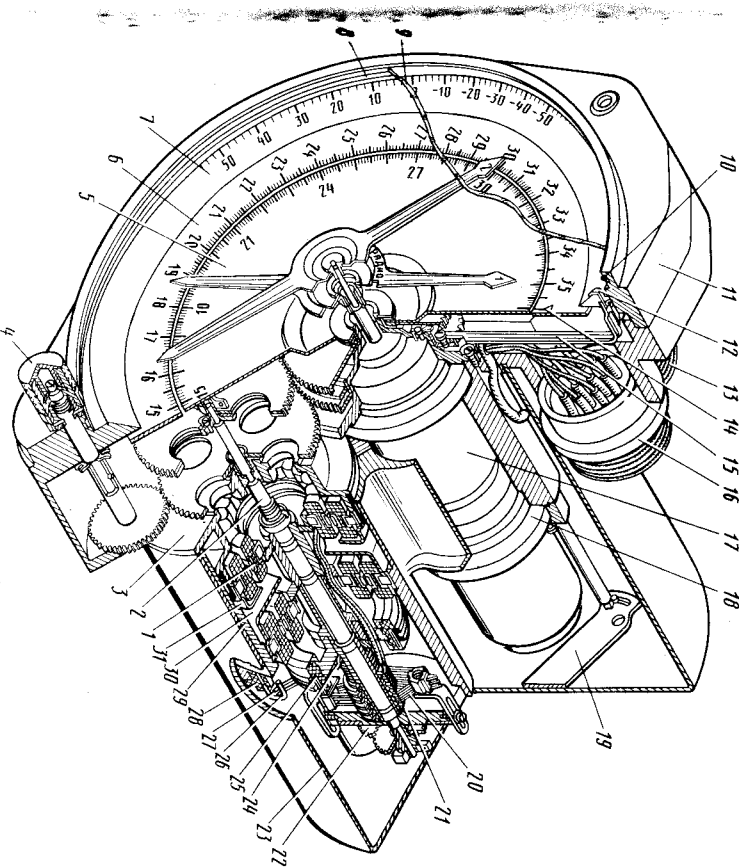


Рис. 2.37. Конструкция указателя штурмана УИД 2-й серии:

- 1 - сельсин-приемник; 2 - ось; 3 - корпус; 4 - кремальера; 5 - курсовая шкала; 6 - неподвижная шкала; 7 - боковая шкала; 8 - прокладка; 9 - стекло; 10 - кольцо пружинное; 11 - крышка; 12 - отсчетчик; 13, 16 - штепсельные разъемы; 14 - выключатель; 15 - кольцо; 17 - сельсин БС-7А; 18 - сельсин БС-8А; 19 - моторчик; 20 - шестка; 21 - коллектор; 22 - редуктор; 23 - кожух; 24 - двигатель ДИД-0,5; 25 - потенциометр; 26 - шесткодержатель; 27 - шестка; 28 - сельсин-датчик; 29 - корпус; 30, 31 - экраны

с помощью прикладываемого специального ключа, укрепленного на кожухе прибора.

#### Основные технические данные

|                                                             |       |
|-------------------------------------------------------------|-------|
| Потребность, ... °, не более:                               |       |
| по шкале курсов .....                                       | ± 0,5 |
| по шкале КУР (стрелка 1) .....                              | ± 1,5 |
| по шкале КУР (стрелка 2) .....                              | ± 2,5 |
| Скорость согласования шкалы курсов, ... °/с, не менее ..... | 12    |
| Масса, кг, не более .....                                   | 3,8   |

**Указатели УГР-4У и УГА-1У серии 3.** Указатель УГР-4У серии 3 (рис. 2.39) представляет собой комбинированный прибор, предназначен-

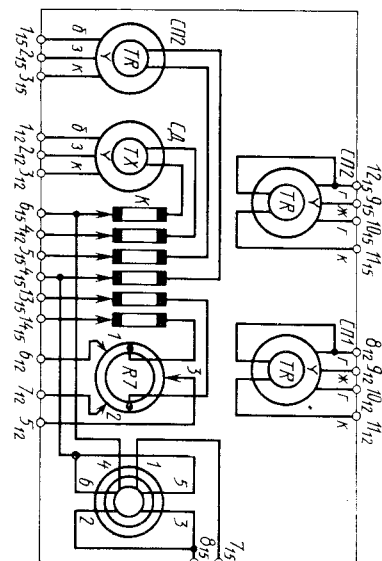


Рис. 2.38. Принципиальная электрическая схема указателя штурмана УШ 2-й серии  
C11 — сельсин-приемник БС-7А; C12 — сельсин-приемник БС-8А; C13 — сельсин-датчик 573М-А; C14 — сельсин-приемник 573Б; R7 — потенциометр; K — коллектор со щетками; Д1 — двигатель ДИД-0,5; 1, 15 — 14, 15 — контакты штепсельного разъема ШР3615НШ4; 1, 12 — 11, 12 — контакты штепсельного разъема ШР32П12НШ1

ный для воспроизведения курса и угла разворота ВС, пеленга и курсового угла радиостанции. Указатель имеет канал обработки курса и канал связи с радиокомпасом. Канал обработки курса состоит из сельсин-приемника типа 573М-Б и двигателя ДИД-0,5, который через редуктор отработывает курсовую ось прибора со скоростью не менее 12°/с. Канал связи с радиокомпасом состоит из бесконтактного сельсин-приемника типа БС-8М работающего в индикаторном режиме.

Указатель УГА-1У серии 3 (рис. 2.40) служит для указания гиромагнитного курса (стрелка "Г") и астрономического курса (стрелка "А") и является курсовым прибором (вид индикации — с земли на самолет), позволяющим выполнять контроль показаний гироагрегата, работающего в режиме гироскопического. Указатель имеет канал обработки курса и канал связи с астрокомпасом и снабжен курсозадачиком.

В указателях УГР-4У и УГА-1У серии 3 размещены одинаковые по проводниковые усилители канала курса (рис. 2.41). Сигнал переменного тока с ротора сельсин-приемника канала курса поступает через резистор R1 на базы германиевых триодов МП4А (T1 и T2) двухтактного входного каскада усилителя. Триоды на входном каскаде включены по схеме с заземленным эмиттером. Выходной каскад состоит из триода П21П (KT3) и включен по схеме с заземленным коллектором. Такая схема позволяет соединять без изоляции для лучшего теплоотвода корпус выходного триода с корпусом прибора. В качестве нагрузки выходного каскада используются параллельно соединенные обмотки двигателя ДИД-0,5. Усилитель питается от источника постоянного тока напряжением 27 В. Для предупреждения выхода из строя полупроводниковых триодов при случайной перемене полярности питания в схеме усилителя предусмотрен блокирующий диод Д1. Усилитель смонтирован на отдельном

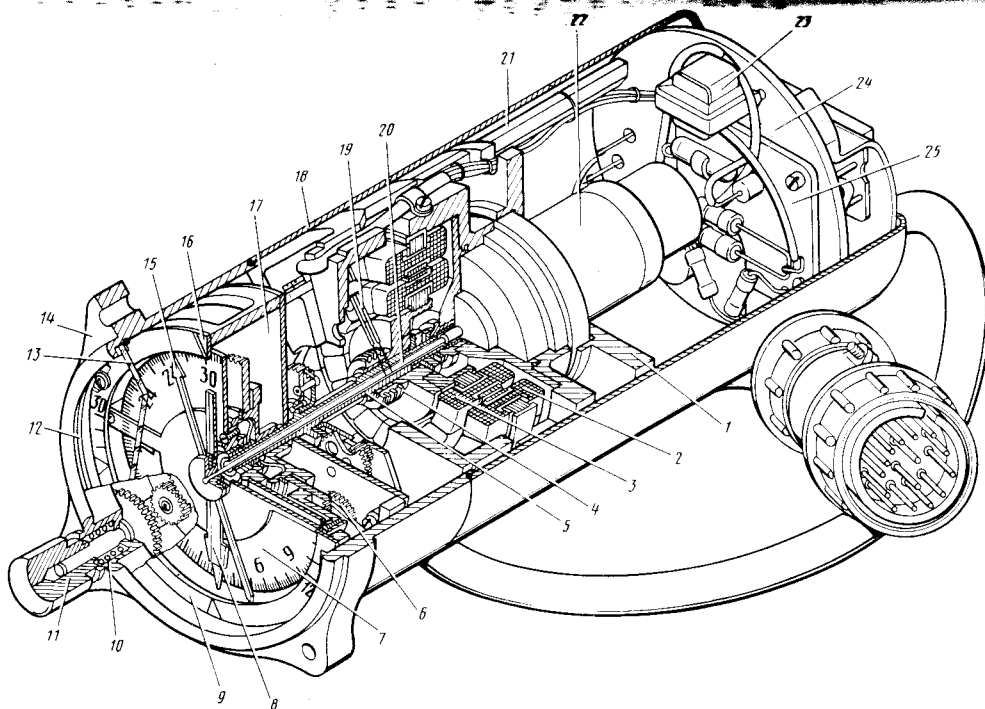


Рис. 2.39. Конструкция указателя УГР-4У серии 3:

- 1 — корпус; 2 — сельсин-приемник; 3 — ротор сельсина; 4 — коллектор; 5 — ось; 6 — редуктор; 7 — шкала; 8 — курсозадачик; 9 — шкала; 10 — пружина; 11 — кремальера; 12 — кольцо; 13 — стекло; 14 — корпус; 15 — стрелка; 16 — треугольный индекс; 17 — плата; 18 — щетки; 19 — щетки; 20 — ось ротора; 21 — стойка; 22 — сельсин-приемник БС-8АМ; 23 — трансформатор усилителя; 24 — усилитель; 25 — плата с деталями усилителя

Рис. 2.40. Конструкция указателя УГА-1У серии 3:

1 — плата с деталями усилителя; 2 — статор сельсина; 3 — ротор сельсина; 4 — коллектор; 5 — редуктор; 6 — ось; 7 — пружина; 8 — кремальера; 9 — курсозадачик; 10 — корпус; 11 — стрелка; 12 — пружинное кольцо; 13 — стрелка; 14 — шкала; 15 — плата; 16 — шестерня безлюфтовая; 17 — щетки; 18 — корпус; 19 — сельсин-приемник БС-8АМ; 20 — кожух; 21 — трансформатор усилителя; 22 — усилитель

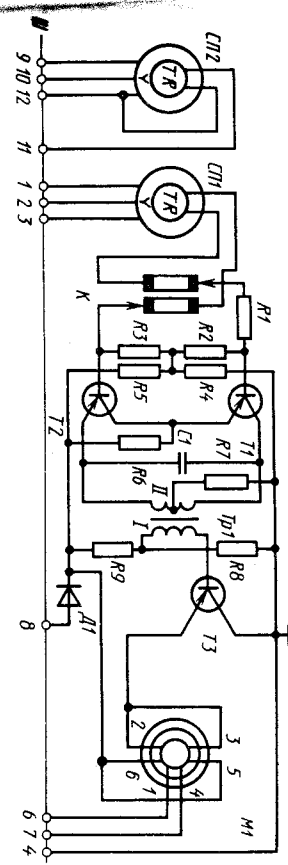
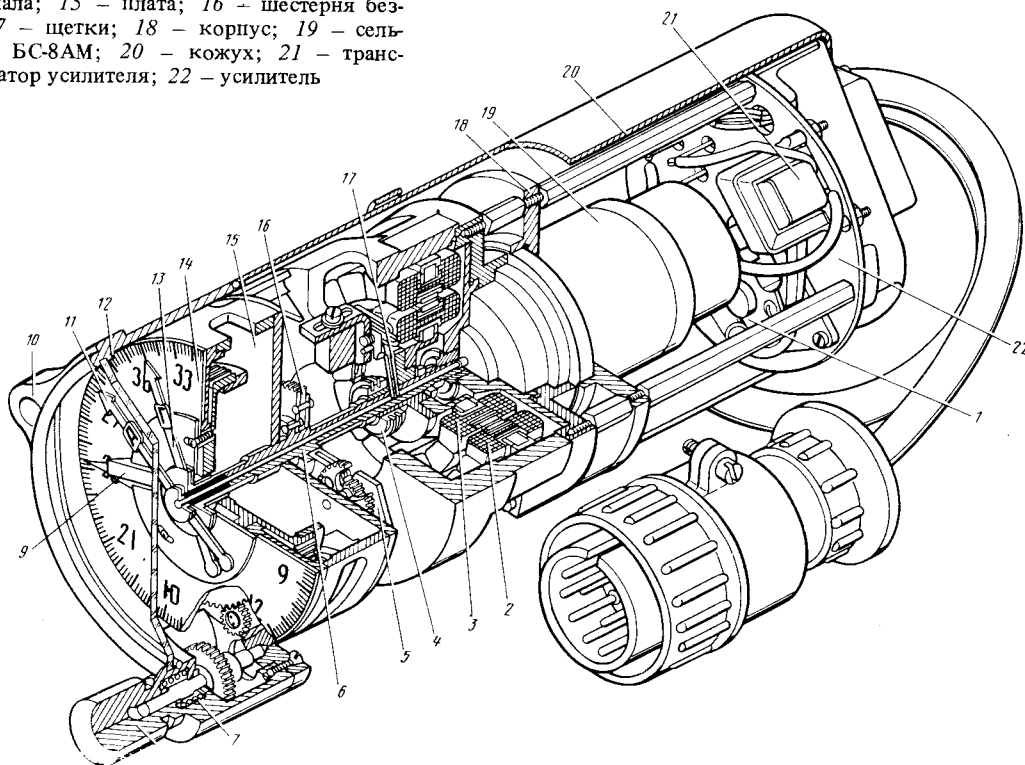
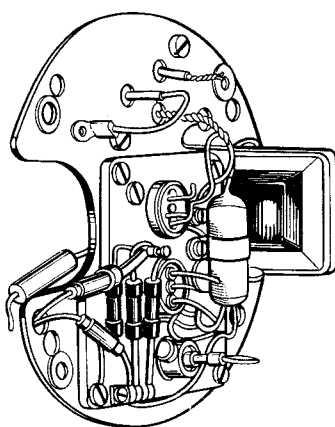


Рис. 2.41. Принципиальная электрическая схема указателей УГР-4У серии 3 и УГА-1У серии 3:

СП1 — сельсин-приемник; А-54П; СП2 — сельсин-приемник 573Б; М1 — отрабатывающий двигатель ДИД-0,5; К — коллектор со щетками; И — штепсельный разъем ИР36ПКСИПТ4

Рис. 2.42. Усилитель указателей УГР-4У серии 3, УГА-1А серии 3 и УГПК серии 2



Металлической плате (рис. 2.42) и закреплен с помощью стоек в хвостовой части указателя.

## Основные технические данные

|                                                                                                            |       |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| Погрешность указателя УГР-4У серии 3, ... °, не более:                                                     |       |
| по шкале курса                                                                                             | ± 1   |
| по стрелке радиокомпас на нулевой отметке                                                                  | ± 0,5 |
| по стрелке радиокомпас на всех отметках                                                                    | ± 2,5 |
| Погрешность указателя УГА-1У серии 3, ... °, не более:                                                     |       |
| по стрелке "Т"                                                                                             | ± 1   |
| по стрелке "А"                                                                                             | ± 2   |
| Скорость согласования шкалы курса на указателе УГР-4У и стрелки "Т" на указателе УГА-1У, ... °/с, не менее | 12    |
| Масса указателя, кг, не более                                                                              | 1,75  |

Указатель гироополукompаса УГПК 2-й серии (рис. 2.43 и 2.44) служит для индикации курса и углов разворота самолета. Основными элементами прибора являются сельсин-приемник, двигатель ДИД-0,5 с редуктором и усилитель. В приборе применен тот же полупроводниковый усилитель, что у указателей УГР-4У и УГА-1У.

## Основные технические данные

|                                          |     |
|------------------------------------------|-----|
| Погрешность, ... °, не более             | ± 1 |
| Скорость согласования, ... °/с, не менее | 15  |
| Масса, кг, не более                      | 1,2 |

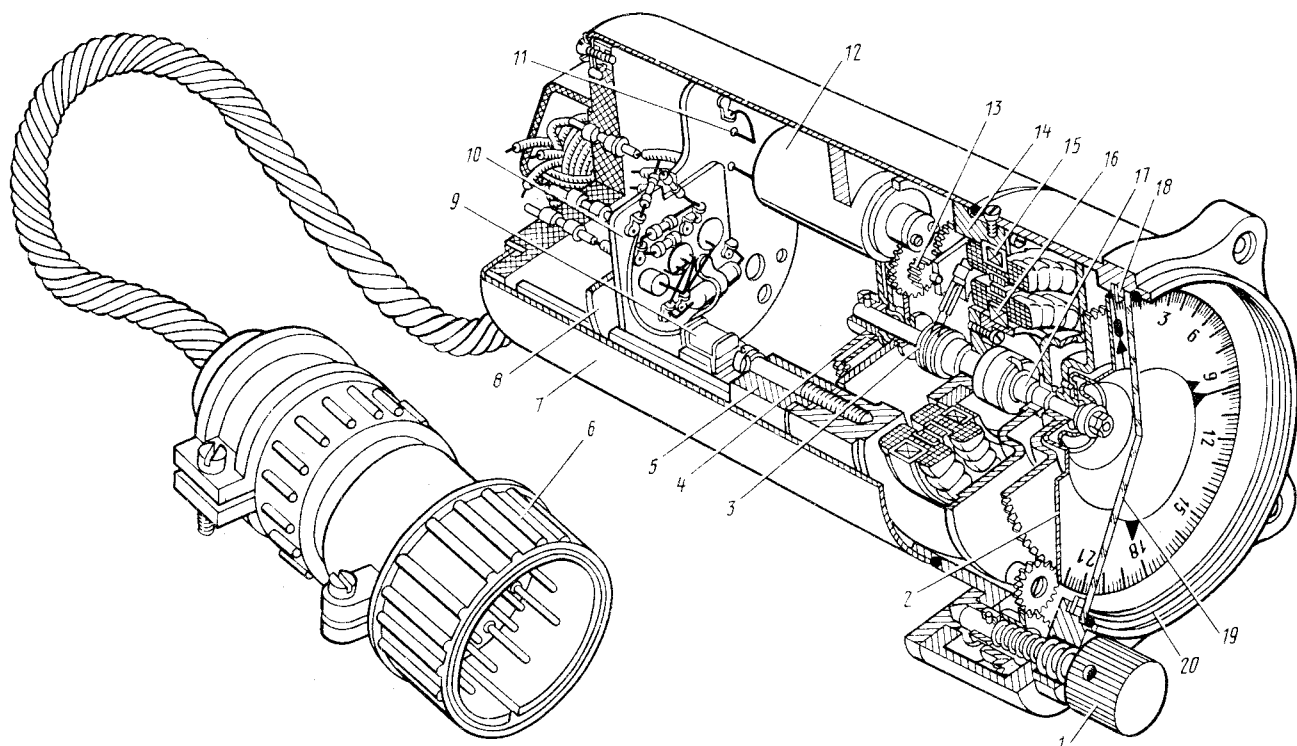


Рис. 2.43. Конструкция указателя гирополюсcompassа УГПК 2-й серии:

1 — кремальера; 2 — шкала; 3 — коллектор; 4 — шестерня безлюфтовая; 5 — корпус; 6 — штепсельный разъем; 7 — кожух; 8 — плата; 9 — трансформатор усилителя; 10 — плата с деталями усилителя; 11 — выходной триод усилителя; 12 — двигатель ДИД-0.5; 13 — редуктор; 14 — корпус; 15 — статор сельсигнализатора; 16 — ротор; 17 — ось; 18 — шестерня; 19 — шестерня; 20 — шестерня; 21 — шестерня.

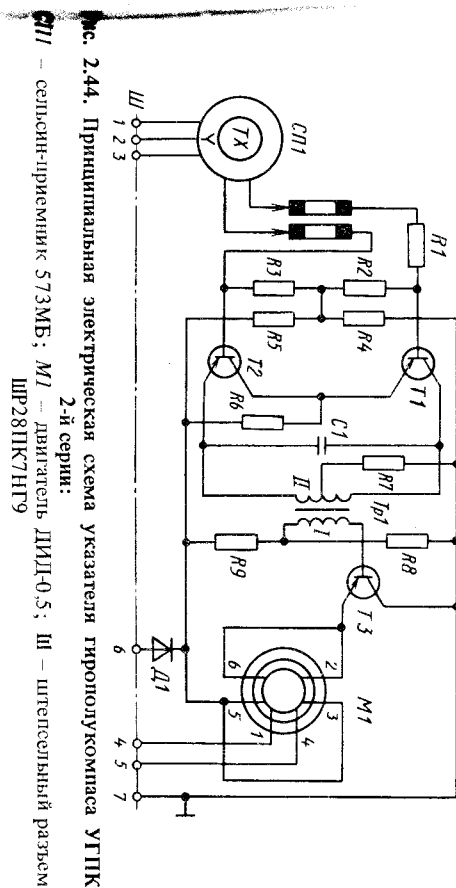


Рис. 2.44. Принципиальная электрическая схема указателя гирополюсcompassа УГПК 2-й серии:

СП1 — сельсигнализатор 573МБ; М1 — двигатель ДИД-0.5; Ш — штепсельный разъем ШР28ПК7НТ9

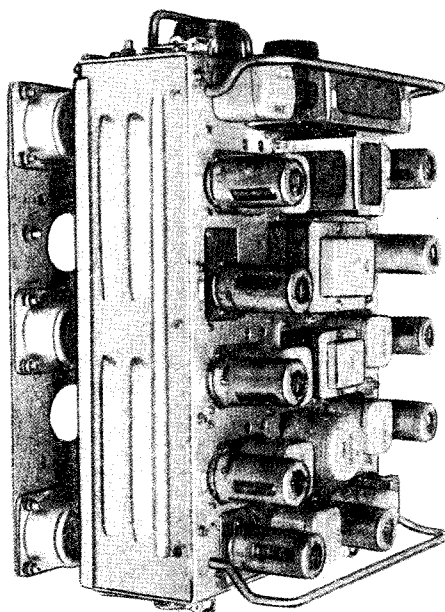


Рис. 2.45. Усилитель У-11 со снятым кожухом

Усилитель У-11 (рис. 2.45 и 2.46) содержит шесть усилительных каскадов:

- канал индукционный датчик — коррекционный механизм (для усиления и преобразования сигналов частоты 800 Гц, поступающих от индукционного датчика, в сигналы частоты 400 Гц, поступающие на управляющую обмотку отработывающего двигателя в коррекционном механизме);
- канал коррекционный механизм — гироскоп (обеспечивает работу симуляционной коррекции гироскопа);
- канал указателя штурмана;
- канал указателя УГ (2 канала);
- канал крена (датчик ЦГВ-гироскопа).

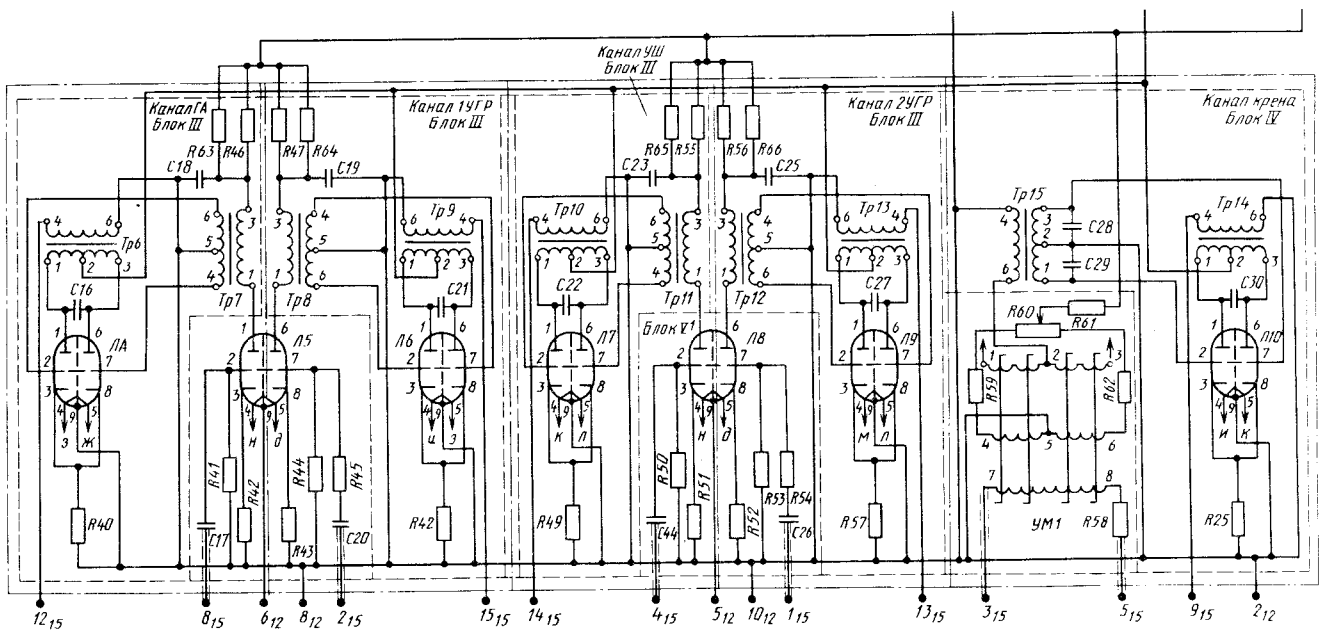
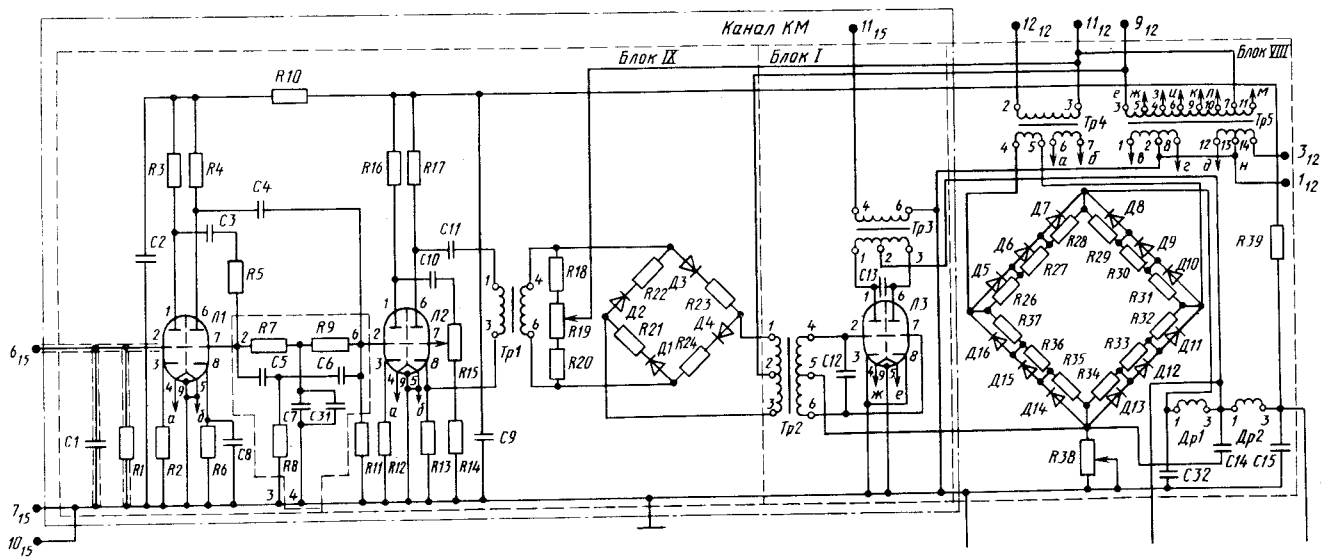


Рис. 2.46. Принципиальная электрическая схема усилителя У-11:  
УМ1 — усилитель магнитный; Ш1, Ш2 — штепсельные разъемы ШР36П15НШ4; Ш3 — ШР3212НШ1

Для устойчивой работы канала "индукционный датчик — коррекционный механизм", имеющий низкий уровень входных сигналов, проводящий от коррекционного механизма к усилителю экранируются и изолируются от корпуса ВС и соединяются с корпусом лишь в точках, показанных на электрических схемах комплектов КС.

#### Основные технические данные

|                                                                           |              |
|---------------------------------------------------------------------------|--------------|
| Напряжение, В, источника переменного тока частотой 400 Гц $\pm 2\%$ ..... | $36 \pm 5\%$ |
| Потребляемый ток, А, не более .....                                       | 2            |
| Масса, кг, не более .....                                                 | 8,6          |

Пульт управления ПУ-1 (рис. 2.46 и 2.47) служит для выбора режима работы МК, ГПК, АК), ввода широтной коррекции на гироскоп как в Северном, так и в Южном полушариях; компенсации ухода гироскопа в азимуте; выставки курса в режиме гиropolукомпаса (режим ЗК); обеспечения большой скорости согласования и подключения показывающих приборов и потребителей сигнала курса к основному или запасному гироскопам.

В пульте смонтирован узел широтной коррекции для основного и запасного гироскопов, который состоит из двух широтных 15 и двух почти равных 5 потенциометров и вместе с подстроечными потенциометрами 12 составляют два самостоятельных электрических моста. В диагональ этих мостов включены управляющие обмотки моторов-корректоров соответствующих гироскопов. Потенциометры широтной коррекции расположены один под другим, имеют общую ось 8, ручку 11 и шкалу 14. На шкале нанесены значения широты от 0 до 90°.

Для компенсации момента от разбалансировки гироскопа (основного или запасного гироскопа) поворачивается ось 10 соответствующего подравочного потенциометра, при этом на управляющую обмотку мотора корректора подается дополнительное напряжение со щеток этих потенциометров. Ось каждого потенциометра имеет выход на лицевую панель пульта. На торцах осей потенциометров нарезаны шлицы для поворота от носителя неподвижных шкал с надписью "Осн" (основной) и "Зап" (запасной).

К электрическому мосту широтной коррекции подается переменное напряжение 36 В с обмотки трансформатора Тр1 через переключатель ПЗ, который служит для перемены фаз питания в зависимости от того, в каком полушарии (Северном или Южном) совершается полет. Ручка переключателя широтной коррекции 16 выведена на лицевую панель и имеет надпись "Сев — Южн".

В кожухе 6 пульта имеются два отверстия для регулировки подстроечных потенциометров с обозначением "А" — для основного и "Б" — для запасного гироскопов.

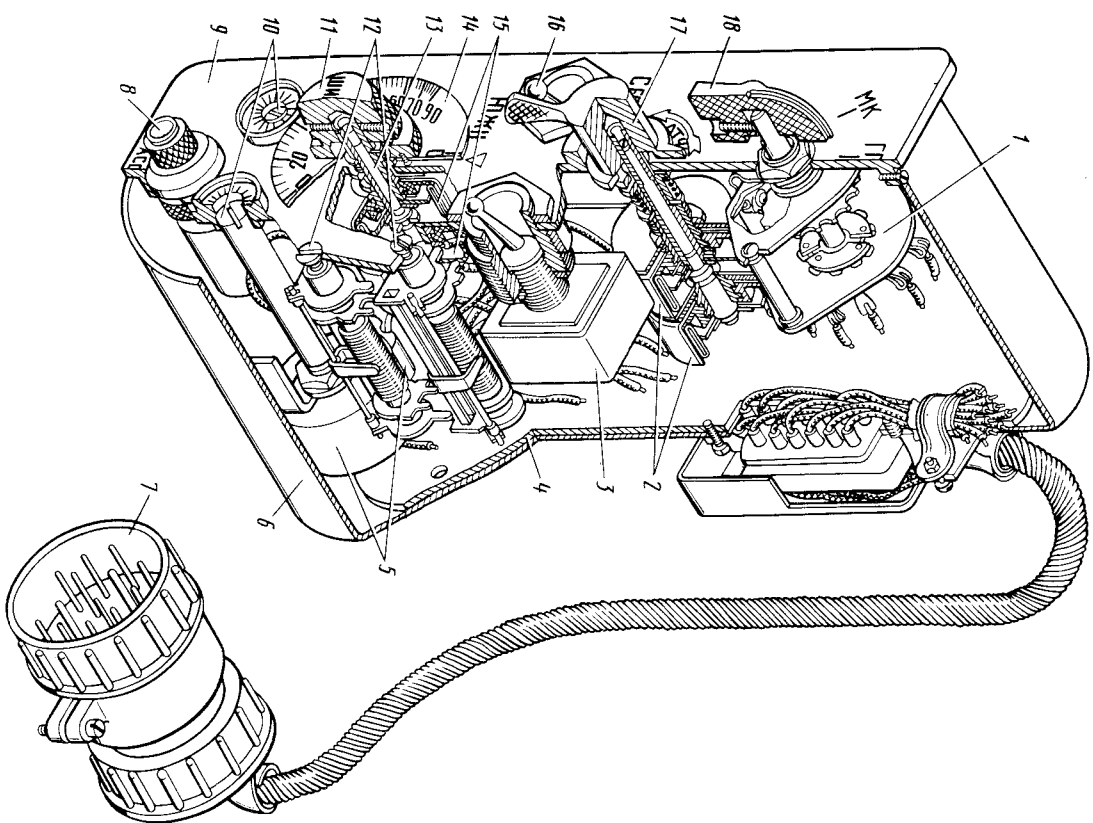


Рис. 2.47. Конструкция пульта управления ПУ-1:

1 — переключатель режимов работы; 2 — курсозадачик; 3 — переключатель "Осн — Зап"; 4 — прокладчик; 5 — подравочные потенциометры; 6 — кожух; 7 — штатный разъем; 8 — ось потенциометров широты; 9 — лицевая панель; 10 — ось подравочных потенциометров; 11 — ручка широты; 12 — подстроечные потенциометры; 13 — ось потенциометров широты; 14 — шкала широты; 15 — потенциометры широты; 16 — переключатель широтной коррекции "Сев — Южн"; 17 — ручка задачика курса; 18 — ручка переключателя режимов работы

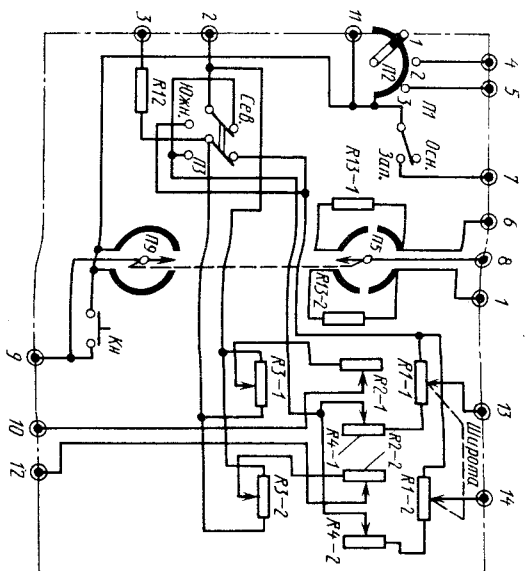


Рис. 2.48. Принципиальная электрическая схема пульта управления ПУ-1:  
 К1 — кнопка согласования;  
 П1 — переключатель "Один Зап"; П2 — переключатель режимов; П3 — переключатель широтной коррекции; П5, П9 — кнопки датчик; Р1 ... Р4 — резисторы широтной коррекции; Ш1 — штепсельный разъем ШР36ПКС15НР4

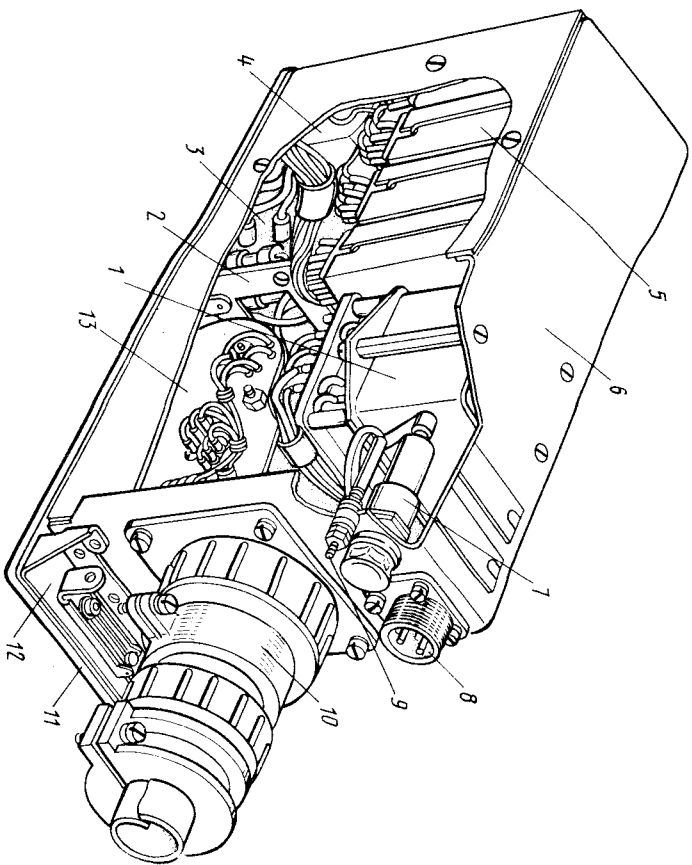


Рис. 2.49. Конструкция блока реле БР-1.2-й серии:

- 1 — трансформатор Тр1; 2 — плата электрического арретира; 3 — реле РП-2 (Р4); 4 — реле РСЧ-6; 5 — реле РСЧ-5; 6 — кожух; 7 — предохранитель; ПК-30-0,15; 8 — штепсельный разъем 2РМ14Б4ШВ1; 9 — винт заземления; 10 — штепсельный разъем Р5ШП38НШ1; 11 — основание; 12 — кожух с замком; 13 — магнитный усилитель (У).

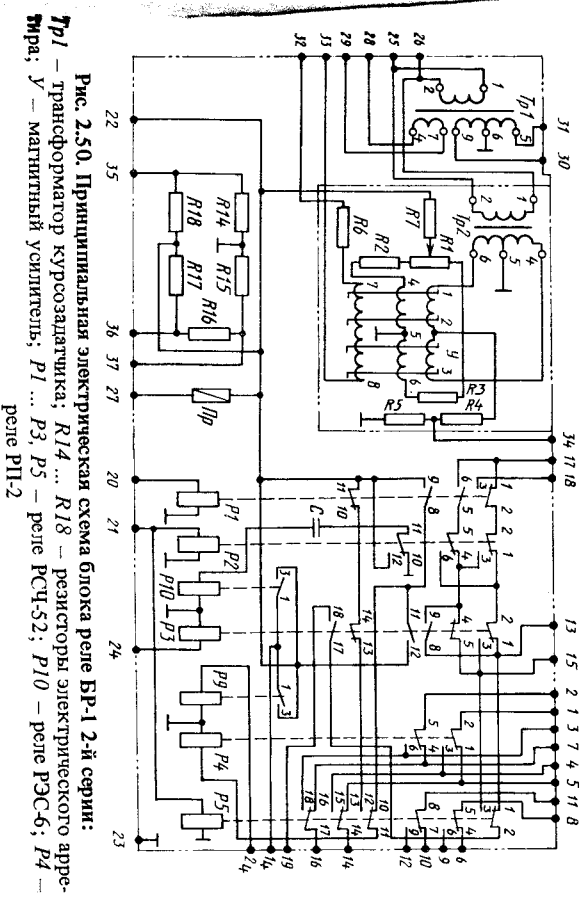


Рис. 2.50. Принципиальная электрическая схема блока реле БР-1.2-й серии:  
 Тр1 — трансформатор курсозадачика; R14 ... R18 — резисторы электрического арретира; У — магнитный усилитель; Р1 ... Р3, Р5 — реле РСЧ-5; Р10 — реле РСЧ-6; Р4 — реле РП-2

### Основные технические данные

Сигнал широтной коррекции (между клеммами 10-13 и 12-14 пульты), В, при значенных широте по шкале пульты (поправочные потенциометры в нулевом положении):

| при + 20 °С |            |
|-------------|------------|
| 0°          | ± 0,2      |
| 20°         | 2,65 ± 0,2 |
| 40°         | 5,05 ± 0,2 |
| 60°         | 6,95 ± 0,2 |
| 70°         | 7,5 ± 0,2  |
| 90°         | 8 ± 0,2    |
| Масса, кг   | 1,5        |

Блок реле БР-1.2-й серии (рис. 2.48 и 2.49) предназначен для электрических соединений агрегатов и коммутации цепей курсовой системы.

### 2.3.3. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Техническое обслуживание курсовой системы выполняется на борту ВС и до установки на борт в лаборатории. Для проверки в лаборатории оборудуются стенды с приборами контроля питающих напряжений и имитаторами входных сигналов от гиросверлилки типа ПТВ-4 (кольцевой трехотводный потенциометр с межфазным сопротивлением 300 ... 400 Ом) или типа АПД-1 (сельсин-датчик типа 573А).



Проверка может выполняться с помощью переносной проверочной установки типа УПКС серии 3.

Проверка системы КС включает следующие работы:

- контроль дрейфа гироскопов гироагрегатов в азимуте и их регуля-

- ровка;
- проверка работоспособности указателей и каналов согласования гироагрегатов в режимах МК и АК;

- проверка работоспособности дополнительных рам гироагрегатов с имитатора гировертикали и от электрического арретира;
- девиационные работы.

Объем и сроки проверок устанавливаются регламентом обслуживания ВС.

Девиационные работы проводят на девиационной площадке, на которой нестабильность магнитного поля не должна превышать  $0,5^\circ$ .

Девиацию  $\delta$  определяют как разность между магнитным курсом  $\beta$  и показанием системы в режиме МК (компасным курсом):

$$\delta = \psi_{МК} - \psi_{КК}.$$

Полукруговую девиацию устраняют девиационным устройством, расположенным на датчике ИД-3, а четвертную девиацию — с помощью механического лекала, установленного в коррекционном механизме. Установочную погрешность более  $1^\circ$  устраняют поворотом индукционного датчика относительно продольной оси самолета.

При устранении установочной и полукруговой девиации значения компасных курсов ВС необходимо снимать по шкале коррекционного механизма, а при устранении четвертной девиации — по индикаторам курсовых систем, четвертная девиация и инструментальная погрешность курсовых систем устраняются лекальным устройством коррекционного механизма КМ-4 на 24 магнитных курсах специальной отверткой.

Если для данного типа ВС отработана методика применения системы СОУД, то девиационные работы могут выполняться с применением этого аппарата.

При использовании курсовой системы в полете наиболее рациональным режимом ее работы, с точки зрения обеспечения наибольшей устойчивости курса на всех этапах полета, является режим гиropolукомпаса с периодической коррекцией. В курсовой системе КС-6 на визуальные приборы выдаются одновременно показания гиropolукомпаса, гироматитного и астрономического курсов. Показания гироматитного курса, как правило, выданы с запасного гироагрегата на вспомогательный указатель УГА-1У (УГА-1) на стрелку "Г", а показания астрономического курса — на стрелку "А" того же указателя. При разработке маршрута полета выбирается система отсчета курса на этапах маршрута.

Применение режима ГПК требует начальной выставки курса гироагрегатов системы. Начальная выставка курса гироагрегата может производиться в режимах: магнитной коррекции — от индукционного датчика; астро-

номической коррекции — от астрокомпаса, а также в режиме заданного курса.

Начальная выставка в режиме магнитной коррекции выполняется при наличии следующих условий:

- аэродром взлета находится в районе устойчивой работы индукционного датчика;
- металлическая арматура бетонированного покрытия аэродрома не оказывает влияния на индукционный датчик;

- девиация на самолете списана.
- Начальная выставка курса гироагрегата в режиме астрономической коррекции выполняется при наличии на борту астрокомпаса и возможности летания небесных светил.

Начальная выставка курса гироагрегата задатчиком курса курсовой системы выполняется в тех случаях, когда:

- аэродром вылета находится в районе неустойчивых показаний индукционного датчика (Арктика, Антарктида, районы магнитных аномалий);
- влияние на индукционный датчик металлической арматуры ВПП (стой-нок) или неизвестно, или достигает неприемлемой величины;

- отсутствует возможность выполнения астрономической коррекции.
- Для выставки гироагрегата задатчиком курса необходимо знать курс самолета во время выставки. Как правило, эта операция выполняется при установке самолета по продольной оси ВПП или при движении по РД; курс самолета в это время принимается равным взлетному курсу (курсу РД).

Вследствие накапливающихся уходов гироскопа гироагрегата необходимо в полете периодически контролировать правильность выдачи гироскопического (приведенного) курса и проводить коррекцию этого курса.

Следует помнить, что на погрешность измерения курса оказывает влияние выполнение разворотов самолета, полет с набором или снижением и др. Поэтому коррекцию курса гироагрегата следует проводить в прямолинейном горизонтальном полете с установившейся скоростью.

Для компенсации кажущегося ухода гироскопа гироагрегата от вращения Земли на пульте управления курсовой системы периодически устанавливаются значение географической широты пролетаемого района.

Правильность поддержания гироскопического курса гироагрегатом контролируют по показаниям курсовых приборов, индицирующих текущий гироматитный или астрономический курс.

Отказ курсовой системы в полете возможен при:

- отказе гироагрегата вследствие снижения частоты вращения гиromотора, что приводит к неустойчивым показаниям курсовых приборов, индицирующих гироскопический курс; при изменении курса ВС показания гироскопического курса не меняются;

- отказе гироагрегата вследствие "завала" гироскопа ("гироскоп на упоре"), при этом наблюдается одностороннее изменение показаний курса в прямолинейном полете;

отказе гироагрегата вследствие завала дополнительной рамы, при этом курсе на отдельных участках на развороте самолета не отслеживается. В этих случаях следует переключить потребители на запасной гироагрегат и при работе в режиме ГПК показанными гироманитным курсом не пользоваться.

Завышенные погрешности гирополюскомпаса курса могут быть вследствие отказа широтной коррекции или разбалансировки гироскопа. При обнаружении завышенных уходов основного гироагрегата потребители, обеспечивающие выполнение полетного задания, переключаются на запасной гироагрегат, предварительно выставленный в нужной системе координат отсчета курса. В этом случае показания гироманитного курса системы могут быть использованы.

Недостовверные показания гироманитного курса возможны либо при отказе канала ИД-КМ, что определяется по показаниям курса по шкале КМ-4, которые или не изменяются, или изменяются произвольно, либо при отказе канала согласования гироагрегата, что проверяется нажатием кнопки согласования на пульте управления (показания магнитного курса на указателях не отслеживают значение курса по шкале КМ-4). В этих случаях показания гироманитного курса системы не используются.

## 2.4. КУРСОВАЯ СИСТЕМА ТКС

### 2.4.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Система ТКС по своей структуре является универсальным датчиком курса. Система установлена на самолетах Ту-154, Ил-62 и Ил-76.

Курсовые гироскопы системы ТКС могут работать в одном из следующих режимов: гирополюскомпаса (ГПК); магнитной коррекции (МК); астрокоррекции (АК).

Основным режимом работы системы ТКС является режим ГПК, в котором система выдает приведенный (ортодромический) курс самолета, контролируемый и периодически (кратковременно) корректируемый по магнитным или астрономическим средствам измерения курса. Кроме того, система непрерывно выдает гироманитный курс.

В систему ТКС поступают сигналы крена, угловой скорости разворота самолета по курсу, заданного путевого угла (ЗПУ) и угла сноса. Повышенная точность хранения ортодромического курса, его резервирование, выходящая инструментальная точность начальной выкладки, наличие интегральной индикации для контроля точности ортодромического курса, индикация текущего путевого угла в комплектации ТКС-П, отличает систему ТКС от других курсовых систем.

Используются две комплектации курсовой системы ТКС-П и ТКС-П2. Комплектация ТКС-П2 в отличие от ТКС-П не имеет собственных указателей и выдает показания на пилотажно-навигационные приборы самолета

В состав комплектов входят:

|                                      | ТКС-П | ТКС-П2 |
|--------------------------------------|-------|--------|
| Индукционный датчик ИД-3             | 1     | 1      |
| Коррекционный механизм КМ-5          | 1     | 1      |
| Гироагрегат ГА-3                     | 2     | 2      |
| Указатель штурмана УШ-3              | 1     | —      |
| Контрольный указатель штурмана КУШ-1 | 1     | —      |
| Пульс управления ПУ-11               | 1     | 1      |
| Распределительный блок ВР-2          | 1     | 1      |
| Задатчик курса ЗК-4                  | 1     | —      |
| Блок пеленгов ВП-5                   | 1     | —      |
| Блок гироманитного курса ВГМК-2      | —     | 1      |

При этом в самолетах Ил-62, Ил-76 кроме ТКС-П устанавливаются дополнительные блоки ИД-3, КМ-5, ВДК-1; на самолете Ту-154 кроме ТКС-П2 устанавливаются дополнительные блоки ИД-3, ВГМК-2, УШ-3, ВДК-1.

Внешний вид курсовой системы ТКС-П показан на рис. 2.51.

### Основные технические данные

|                                                                                                                                                   |      |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|------|
| Погрешность системы в режиме ГПК, ...°/ч                                                                                                          | 0,5  |
| Погрешность при определении гироманитного курса, ...°                                                                                             | 1    |
| Погрешность двухканальной дистанционной передачи при коррекции курсового селсына гироагрегата, ...°                                               | 30   |
| по "трубному" каналу                                                                                                                              | 8    |
| по "трубо-точному" каналу                                                                                                                         | 58   |
| Допустимые рабочие углы, ...°                                                                                                                     | 40   |
| по тантажу                                                                                                                                        | 0,02 |
| Дополнительная погрешность в режиме ГПК на каждую минуту действия линейных или выраженных ускорений, а также при наборе высоты или снижения, ...° | 5    |
| Время готовности системы, мин:                                                                                                                    | 10   |
| в режиме МК                                                                                                                                       | 36   |
| в режиме ГПК                                                                                                                                      | 27   |
| Напряжение источников питания, В:                                                                                                                 |      |
| переменного трехфазного тока частотой 400 Гц                                                                                                      | 200  |
| постоянного тока                                                                                                                                  | 300  |
| Потребляемая мощность, не более:                                                                                                                  |      |
| переменного тока при установившемся режиме В · А                                                                                                  | 90   |
| переменного тока в пусковом режиме, В · А                                                                                                         | 180  |
| постоянного тока (без обогрева), Вт                                                                                                               | 280  |
| Мощность обогрева (кратковременного), Вт                                                                                                          | 75   |
| Время непрерывной работы, ч                                                                                                                       | 600  |
| Масса, кг:                                                                                                                                        |      |
| ТКС-П                                                                                                                                             | 44   |
| ТКС-П2                                                                                                                                            | 36   |

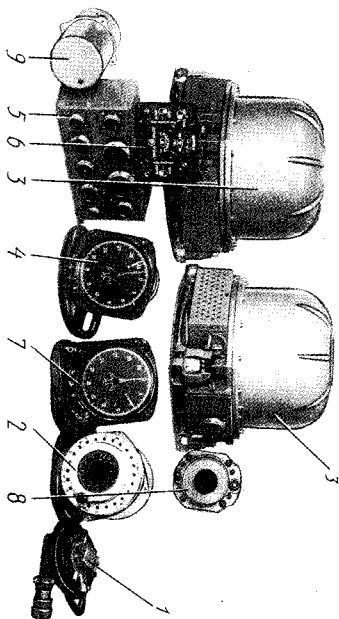


Рис. 2.51. Внешний вид курсовой системы ТКС-II:

1 — индукционный датчик ИД-3; 2 — коррекционный механизм КМ-5; 3 — гироскоп ГА-3; 4 — указатель штурмана УШ-3; 5 — распределительный блок РБ-2; 6 — пульт управления ПУ-11; 7 — контрольный указатель штурмана КУШ-1; 8 — задающий курс ЗК-4; 9 — блок переносов БП-5

Структурная схема курсовой системы ТКС-II показана на рис. 2.52.

Оба гироскопа ГА-3 работают независимо в режиме ГПК. Показания курса каждого из них могут быть откорректированы также независимо друг от друга, используя режимы коррекции системы. Один из гироскопов назван "основным". Он выдает сигнал курса потребителю и на указатель штурмана УШ-3. Вторым гироскоп при нормальном режиме работы системы свободен от внешних потребителей курса и назван "контрольным". С него выдается курс на контрольный указатель штурмана КУШ-1.

Перед полетом на земле оба гироскопа выставляются (приводятся) на одно и то же значение курса, определяемого магнитным (истинным) путевым углом ортодромии МПУ<sub>0</sub> (ИПУ<sub>0</sub>). При этом значение приведенного курса в полете отличается от истинного (магнитного) курса  $\beta$  на величину  $\delta$  (см. рис. 1.11).

Выставка курса осуществляется через систему коррекции гироскопов. Система коррекции выполнена так, что в каждый момент может быть использован лишь один вид коррекции, накладываемой на основной вид контрольный гироскоп. При этом другой, некорректируемый гироскоп, работает в режиме ГПК. Управление коррекцией осуществляется в пульта управления системы, на котором расположены соответствующие переключатели и надписи.

Курсовая система ТКС имеет следующие виды коррекции:

магнитную коррекцию, осуществляемую по сигналам индукционного магнитного датчика ИД-3 через коррекционный механизм типа КМ-5, который может быть введена поправка на магнитный путевой угол ортодромии. Точность магнитной коррекции при условии, что магнитная девиация тщательно устранена, составляет 1°;

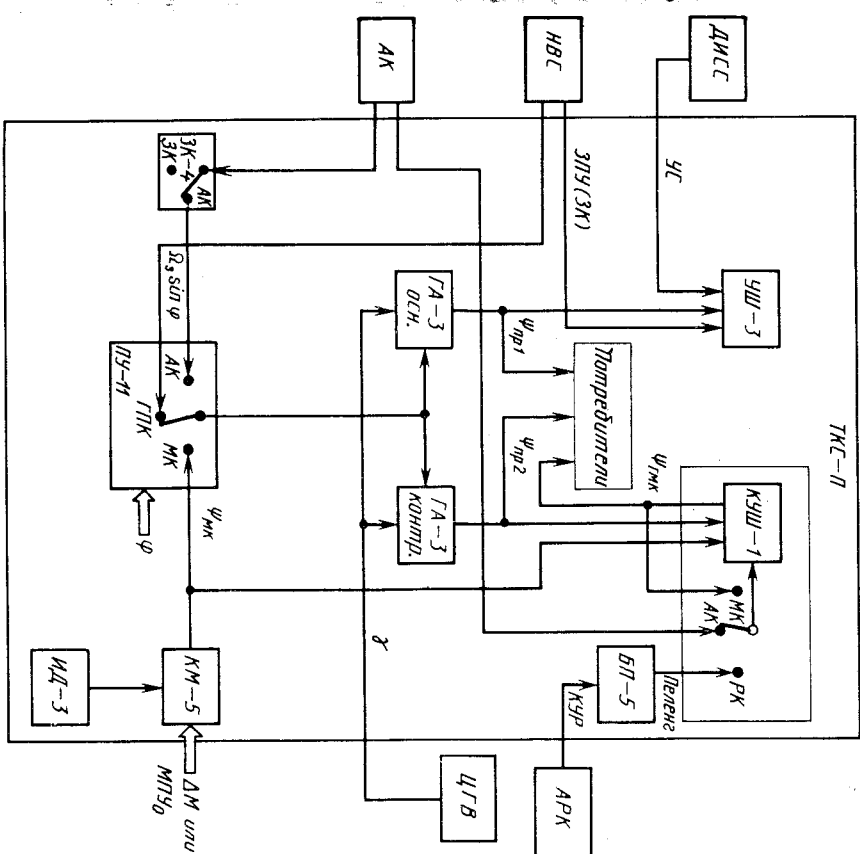


Рис. 2.52. Структурная схема курсовой системы ТКС-II:

АК — астрокомпас; ДИ — ввод магнитного склонения;  $\psi$  — ввод широты места вручную; УС — угол сноса

астрокоррекцию, предназначенную для коррекции гироскопов по сигналам от астродатчика. Этот режим используется также для наземной выставки гироскопов по задатчику курса ЗК-4. Инструментальная точность коррекции этого канала составляет 8'.

Для выставки системы можно использовать также работу системы в режиме "курсообразчика". Этот режим обеспечивает возможность принудительной выставки заданного курса на любом гироскопе. Скорость изменения курса при этом составляет 2 ... 3 °/с при точности установки на требуемый курс 0,5°.

Гироскопы системы выставляются таким образом, чтобы на обоих указателях системы устанавливались одинаковые показания курса. В

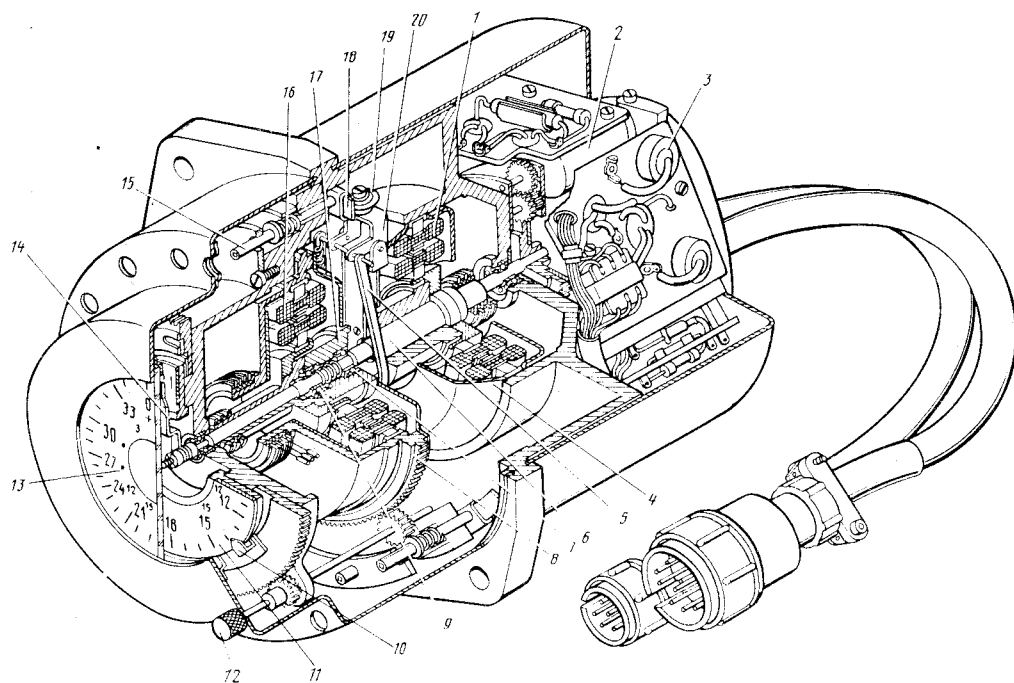


Рис. 2.53. Конструкция коррекционного механизма КМ-5:

1 — селсин канала ИД-3 (М2); 2 — двигатель ДИД-0,5ТА (М3); 3 — усилитель УКМ; 4 — экран; 5 — лента лекала; 6 — курсовая ось; 7 — пружина; 8 — корпус статора с зубчатым колесом; 9 — подшипники; 10 — индекс; 11 — шкала; 12 — кремальера; 13 — шкала магнитного склонения; 14 — стрелка; 15 — винты для устранения девиации; 16 — селсин канала гироскопа (М1); 17 — функциональная втулка; 18 — декало; 19 — ролик; 20 — рычаг двусторонний

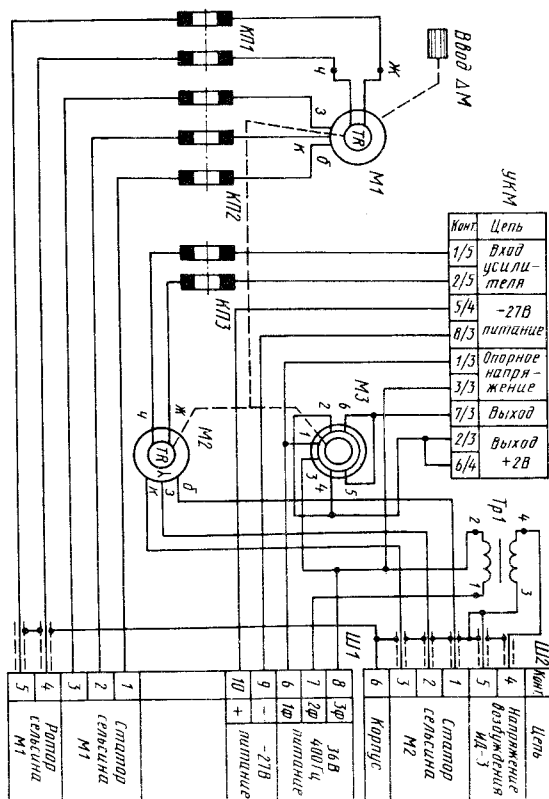


Рис. 2.54. Принципиальная электрическая схема коррекционного механизма КМ-5:

М1 — селсин-приемник магнитного курса типа 573В; М2 — комбинированный селсин-приемник типа 573К первого канала; М3 — двигатель ДИД-0,5ТА обработка магнитного курса; Тр1 — трансформатор питания индукционного датчика; УКМ — усилитель коррекционного механизма (усилитель "первого канала"); Ш1 и Ш2 — интенсионные разъемы 2РМ22КПН10Ш1В1 и 2РМ18КПН1В1

Гироскоп ГА-3 (рис. 2.55 ... 2.57). Чувствительным элементом прибора служит курсовой гироскоп, представляющий собой астабильный гироскоп с тремя степенями свободы с горизонтальным расположением собственной оси вращения и устройством для ввода поправки на вращение Земли. Как известно, такой гироскоп с точностью до дрейфа сохраняет направление своей оси в азимуте постоянным.

Для устранения погрешностей от крена в гироскопе ГА-3 применена дополнительная рама (подвесной корпус), которая приводится к вертикали с помощью следящей системы, получающей сигналы от гироскопической системы.

Гироскоп содержит следующие основные узлы:

- карданов узел прибора;
- узел горизонтальной коррекции;
- узел азимутальной коррекции;
- двухканальную дистанционную передачу;
- узел отработки дополнительной рамы по крену;
- узел реверса;
- узел обогрева прибора;
- узел питания усилителей;

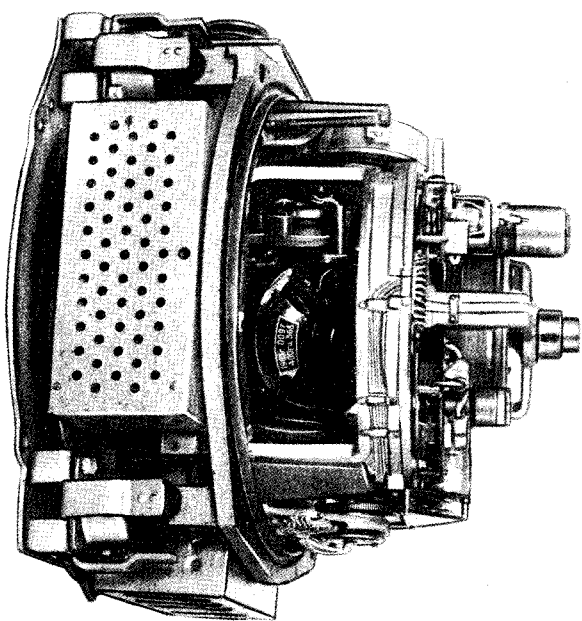


Рис. 2.55. Гироагрегат ГА-3 без кожуха

корпус прибора с амортизационным основанием; кожух прибора со смотровым стеклом.

Кроме того, с помощью малогабаритных штепсельных разъемов типа ГР непосредственно к корпусу гироагрегата присоединяются три усилителя горизонтальной коррекции ГКУ, обработки дополнительной рамы по крену УВР, широтной коррекции УШК.

Карданов узел прибора включает в себя гиросмотор в кожухе, являющийся внутренней рамой кардана подвеса, внешнюю раму кардана подвеса с укрепленным на ней ротором горизонтального мотора-корректора, узел вращающихся подшипников, емкостной датчик с питающим трансформатором, вертикальный подшипниковый узел, контактную группу и коллектор с шестью кольцами.

Гиросмотор курсового гироскопа представляет собой двоярный трехфазный асинхронный двигатель симметричного типа с короткозамкнутой ротором, запрессованным в массивный стальной маховик. Гиросмотор закрытого типа, герметичный, вакуумированный. Конструкция подшипникового узла гиросмотора обеспечивает высокую стабильность положения его центра тяжести. Для снижения момента трения на горизонтальной оси гироскопа применены вращающиеся подшипники. Каждый из двух подшипни-

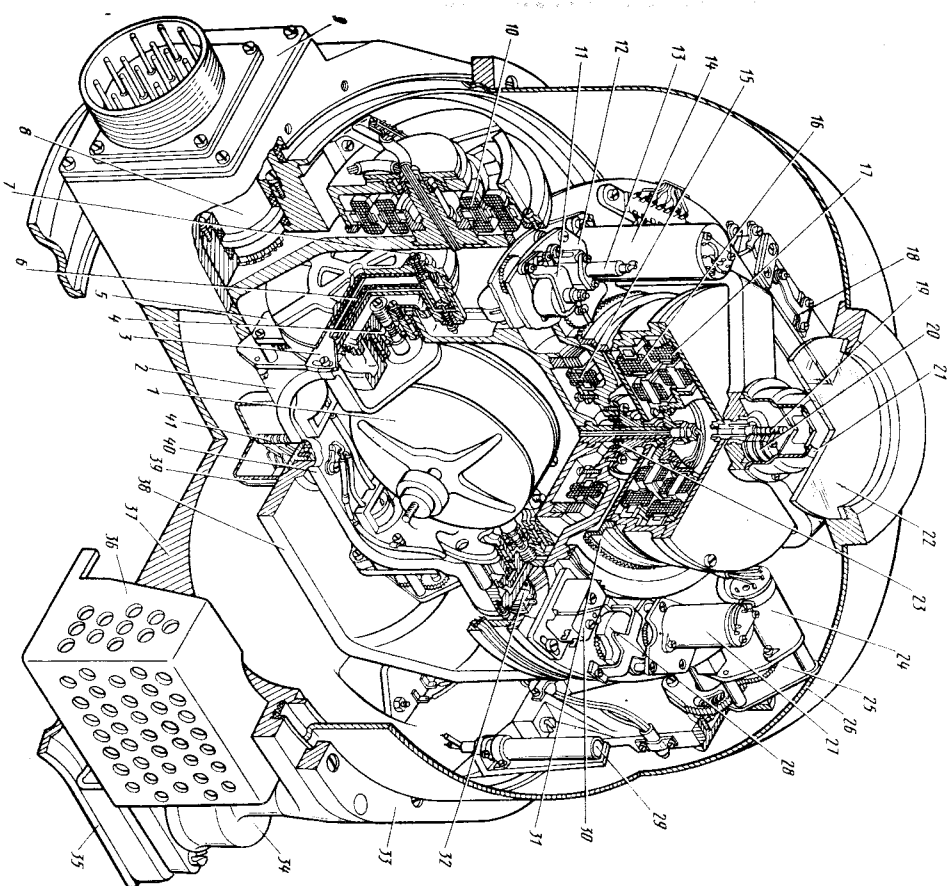


Рис. 2.56. Конструкция гироагрегата ГА-3:

1 - гиросмотор; 2 - двигатель привода; 3 - ротор емкостного датчика; 4 - вращающиеся подшипники; 5 - редуктор привода вращающихся подшипников; 6 - емкостной датчик; 7 - ось подвеса емкостного маятника; 8 - термический токоподвод; 9 - панель блока питания; 10 - ось крена; 11 - электромагнитная муфта переключения скорости; 12 - узел согласования в азимуте; 13 - лампа; 14 - двигатель-интегратор; 15 - горизонтальный мотор-корректор; 16 - ось "трубо" - отсчета; 17 - ось "точного" отсчета; 18 - терморегулятор; 19 - коллектор верхний; 20 - колодка со щетками; 21 - уровень; 22 - стекло; 23 - подшипники вертикальной оси гироскопа; 24 - двигатель обработки по крену; 25 - редуктор обработки по крену; 26 - кожух; 27 - редуктор реверса; 28 - обмотка двигателя ЗН-46; 29 - кулачок; 30 - микропереключатель реверса; 31 - шестерня; 32 - контактная трубка; 33 - фланец; 34 - амортизатор; 35 - основание амортизатора; 36 - усилитель ГКУ; 37 - корпус прибора; 38 - дополнительная рама (подвесной корпус); 39 - колодка; 40 - внешняя рама; 41 - коллектор нижний

Рис. 2.57. (Подпись см. на стр. 122)

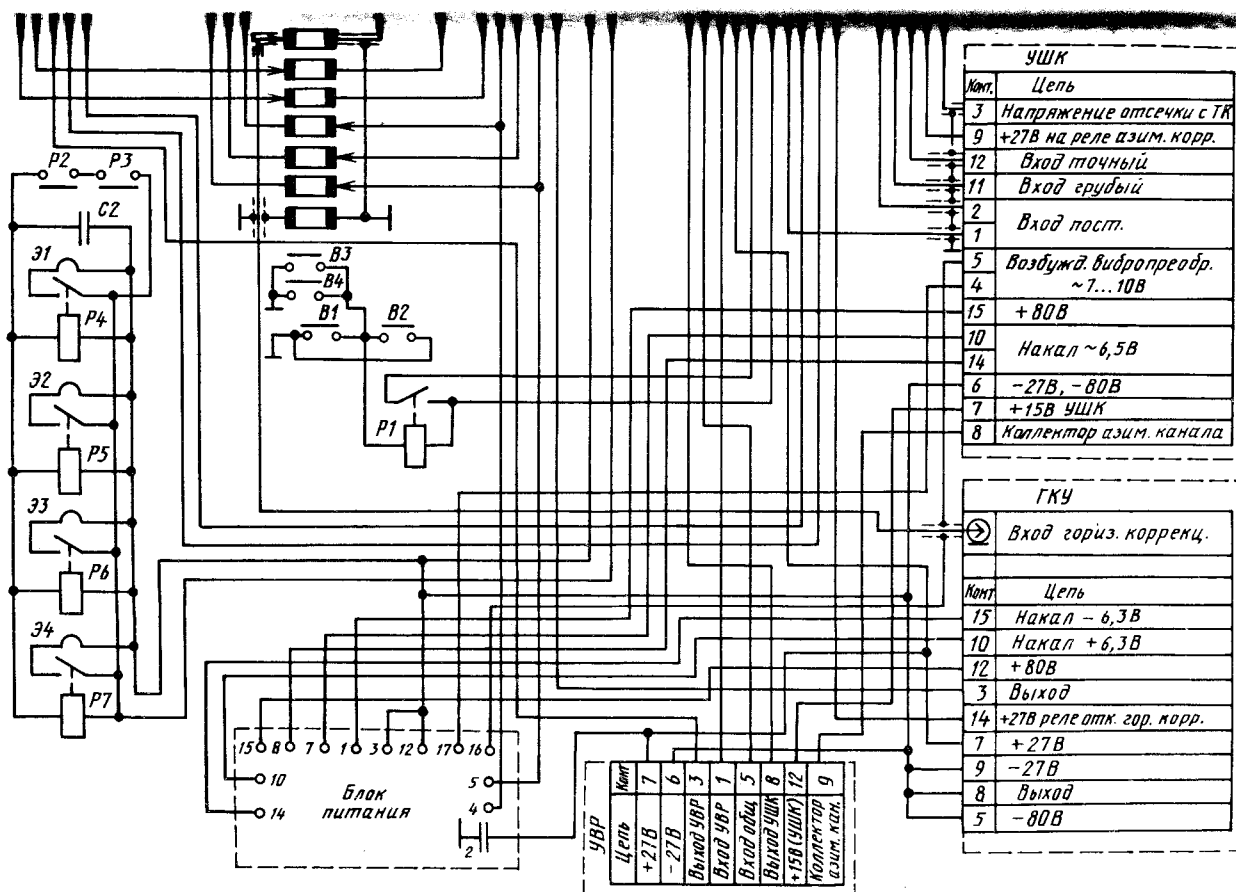
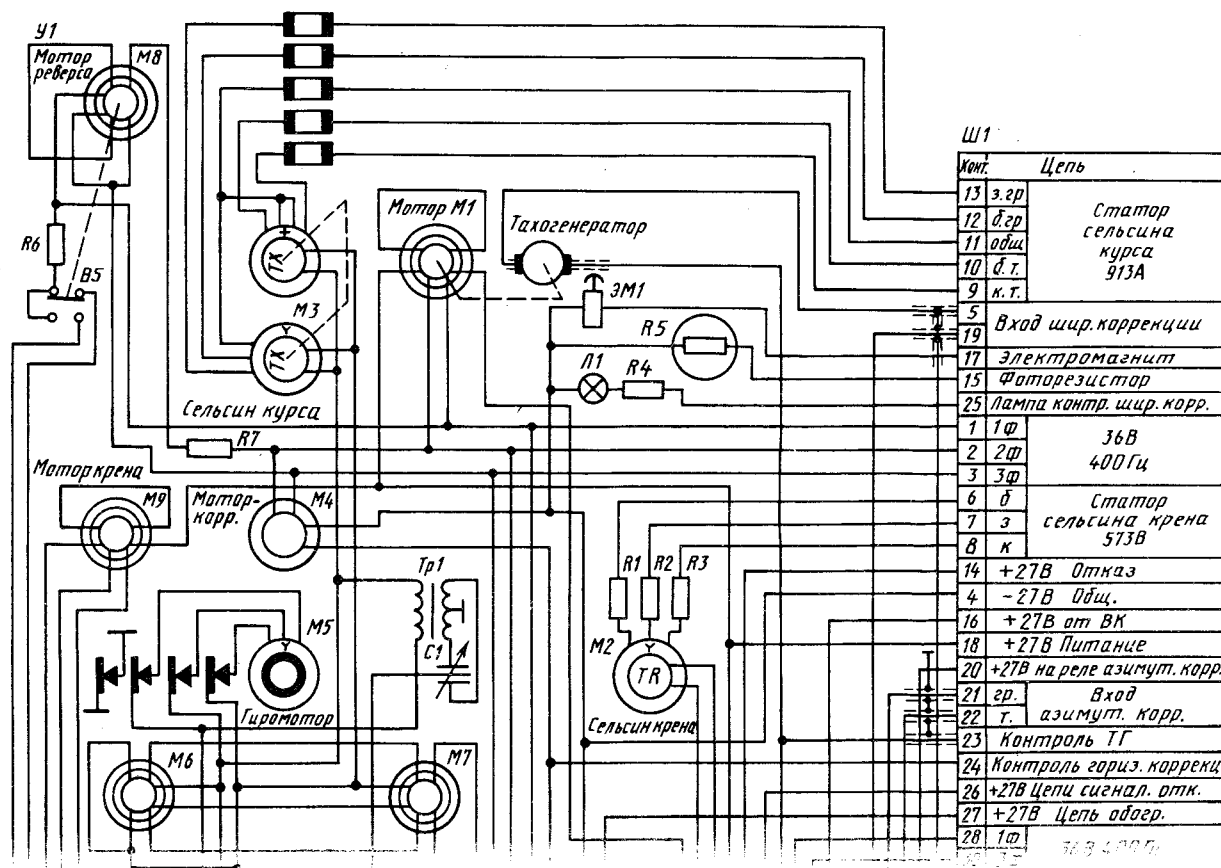


Рис. 2.57. Принципиальная электрическая схема гироскопа ГА-3:

М1 — двигатель генератора ИЭ-1М; М2 — сельсин-присемник типа 573В сигнала крена; МЗ — сельсин-датчик курса типа 913А; М4 — коррекционный мотор; М5 — гироскоп ИАВ-824; М6, М7 — двигатели ДИД-0,1ТА привода вращающихся подшипников; М8 — двигатель ДИД-0,5ТА привода переключателя реверса В5; М9 — двигатель ДИД-0,6ТА отработки полного корпуса; Tr1 — трансформатор питания емкостного датчика С1; В1 ... В4 — микроконтакты сигнализации отката (В1, В2 — транзисторы; С2 — конденсатор некороткозамыкания; R1 ... R4, R6, R7 — добавочные сопротивления; R5 — фоторезистор; КП1 ... КП3 — коллекторы; КП4 — точечная контактная группа; П1 ... П3 — монтажные соединительные колодки; З1 ... З4 — электронагревательные элементы ЭН-46; ГКУ — усилитель горизонтальной коррекции; УШК — усилитель широтной коррекции; УВР — усилитель внешней рамы; Ш1 — штепсельный разъем 2РМ42530Ш2В1

ков приводится во вращение через специальный редуктор двигателем типа ДИД-0,1ТА.

Внешняя рама гироскопа устанавливается в корпусе прибора при помощи вертикального подшипникового узла. Напряжение питания к элементам, расположенным на внешней раме, подается через коллектор, а к гироскопу — через контактную группу. Для обеспечения возможности перемещения гироскопа во внешней раме при изменении самолета углов тангажа, в раме предусмотрена прорезь, ограничивающая его движение в пределах  $\pm 40^\circ$ . При превышении этого угла срабатывают сигнальное и тормозное устройства.

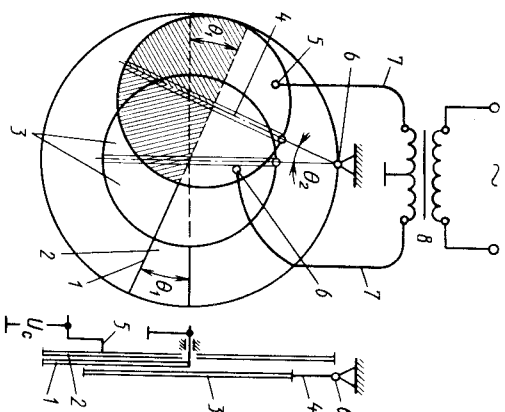
Стабилизация горизонтального положения (в пределах  $1^\circ$ ) главной оси гироскопа осуществляется в гироскопе ГА-3 при помощи системы горизонтальной коррекции, состоящей из чувствительного элемента в виде емкостного датчика с трансформатором, усилителя горизонтальной коррекции ГКУ и исполнительного элемента в виде горизонтального мотора коллектора.

Чувствительным элементом горизонтальной коррекции служит емкостной датчик (рис. 2.58). Он состоит из ротора в виде пластинчатого полого диска, укрепленного на оси гироскопа, и двух изолированных друг от друга статорных пластин (полудисков), подвешенных в виде маятника на прецизионных миниатюрных подшипниках на внешней раме.

Принцип работы емкостного датчика заключается в том, что емкость, образуемая между ротором и двумя статорными пластинами, является переменной. Мост подключен к вторичным обмоткам трансформатора, укрепленного на раме гироскопа. При горизонтальном положении главной оси гироскопа результирующий сигнал  $U_c$ , снимаемый с моста, равен нулю, так как емкости, образуемые ротором с обкладками статорными пластинами (справа и слева), одинаковы. При отклонении главной оси гироскопа от горизонта на некоторый угол  $\theta$  емкости в плечах моста получаются разными, мост разбалансировается и возникает результирующий сигнал  $U_c$ , используемый для коррекции, т. е. для возвращения главной оси гироскопа

Рис. 2.58. Принципиальная схема конструктивного выполнения емкостного датчика:

1 — роторная пластина; 2 — токосъемная пластина; 3 — разрезные статорные пластины; 4 — маятник; 5 — токопроводы; 6 — ось подвеса маятника; 7 — гибкий окошечко (волосяк); 8 — трансформатор;  $\theta_1$  — угол наклона роторной пластины;  $\theta_2$  — угол наклона маятника;  $U_c$  — сигнальное напряжение с датчика



на горизонтальное положение. Сигнал  $U_c$  после усиления в усилителе горизонтальной коррекции ГКУ подается на управляющие обмотки ротора горизонтального мотора-коллектора, представляющего собой двухфазный реверсивный асинхронный двигатель, работающий в короткозамкнутом режиме. Ротор мотора-коллектора укреплен на вертикальной оси внешней рамы, а статор на той же оси дополнительной рамы. Следует иметь в виду, что при выключении питания система горизонтальной коррекции перестает функционировать и гироскоп, работая на выбеге, под действием внешних моментов, уходит из плоскости горизонта. Поэтому, если последующее включение прибора происходит в промежутке от 10 до 45 мин после предыдущего выключения, требуется время (10 ... 15 мин), чтобы гироскоп занял вновь горизонтальное положение. При включении питания прибора с остановившимся гироскопом этого не происходит, так как гироскоп через 15 ... 40 с под действием нутационных сил и горизонтальной коррекции устанавливается в горизонтальное положение.

Широтная коррекция выполняется разворотом курсового сельсина ГА-3 по сигналам с пульта управления ПУ-11 через узел азимутальной коррекции. Работа системы широтной коррекции поясняется рис. 1.9.

Узел азимутальной коррекции совместно с усилителем УШК наряду с широтной коррекцией выполняет еще ряд функций, а именно: магнитную коррекцию гироскопа ГА-3 по "трубному" каналу дистанционной передачи от коррекционного механизма КМ-5 со скоростью не менее  $40^\circ/\text{мин}$ ;

ускоренное начальное согласование сельсина гироскопата со скоростью не менее  $2^\circ/\text{с}$ ;

коррекцию курсового сельсина по трубо-точному каналу от задатчика курса ЗК-4;

ручное управление курсом в режиме курсозадатчика с пульта управления ПУ-11.

Дистанционная связь гироскопата ГА-3 с коррекционным механизмом КМ-5, с указателями штурмана УШ-3 и КУШ-1 и потребителями сигналов



курса осуществляется с помощью "трубого" канала двухканального сельсин-датчика типа 913А 1-го класса, устанавливаемого на азимутальной оси гироскопа и являющегося датчиком курсового сигнала. Двухканальный сельсинная передача состоит из "трубого" и "точного" многополюсного сельсина. Принцип работы двухканальной сельсинной передачи основан на применении многополюсного сельсина, у которого угловые потериности дистанционной передачи снижаются примерно в  $P$  раз по отношению к двухполюсному сельсину, где  $P$  — число пар полюсов многополюсного сельсина.

Узел азимутальной коррекции состоит из двигателя-интегратора типа ИЭ-1М, редуктора, рассчитанного на 2 скорости согласования, электромагнитной переключающей муфты и фотоэлемента с лампочкой. При коррекции передаточное число редуктора соответствует скорости согласования не менее 40'/мин.

Ускоренное согласование системы осуществляется при нажатии кнопки, установленной на пульте управления ПУ-11. При этом срабатывает электромагнитная муфта, перемещающая подвижное зубчатое колесо в новое положение, при котором скорость согласования становится не менее 2°/с. Фотоэлемент с лампочкой служит для контроля скорости широтной коррекции при проверке и регулировке прибора.

Для предохранения редуктора крена дополнительной рамы от поломки в случае, когда дополнительный рама при больших углах крена самолета или во время лабораторных испытаний ложится на упоры, последняя имеет термид редуктора насажена на ось фрикционно. Кроме того, предусмотрены пружинящие упоры, ограничивающие отработку углов крена в пределах 50 ... 55° и сигнализирующие при помощи микровыключателей момента достижения упоров дополнительной рамой зажиганием специальной контрольной лампы на пульте управления. Схема работы этой сигнализации показана на рис. 2.59.

В гироагрегате предусмотрена также контактная система (рис. 2.60), обеспечивающая выдачу сигнала + 27 В при "завале" главной оси гироскопа во внешней раме ("сигнализация по завалу"). Свободный ход гироскопа во внешней раме составляет 40 ... 45°. При относительном повороте гироскопа в раме на эту величину контактная система выдает сигнал + 27 В на лампу сигнализации.

В гироагрегате ГА-3 установлена система электрообогрева, состоящая из четырех подогреваемых элементов типа ЭН-46, мощностью 54 Вт каждый, двух терморегуляторов, четырех реле и конденсатора. Нагревательные элементы устанавливаются в приборе на специальных массивных кронштейнах-теплоотводах.

Узел реверса служит для изменения направления вращения подшипников на горизонтальной оси гироскопа. Он состоит из специального редуктора, на последней оси которого сидит кулачок, включающий и выключающий микровыключатель. Последний переключает обмотки двигателя ДИД-0,1ТА, приводящих во вращение привод средних колес "вращающихся" подшипников.

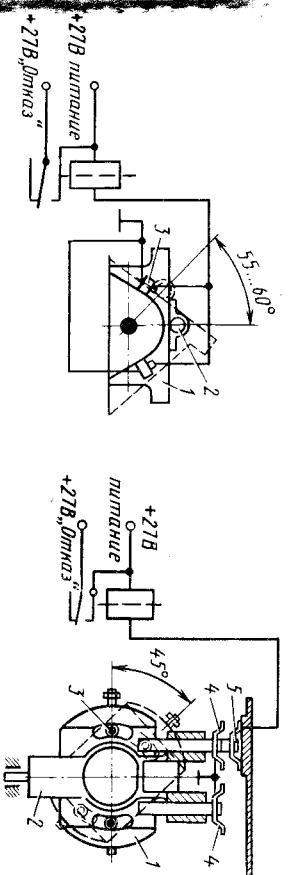


Рис. 2.59. Схема работы сигнализации "завала" дополнительной рамы: 1 — дополнительная рама; 2 — поводок; 3 — сигнальные микропереключатели

Рис. 2.60. Схема работы сигнализации "завала" главной оси гироскопа: 1 — гироскоп; 2 — внешняя рама; 3 — поводки-толкатели; 4 — пружинящие контакты; 5 — контактное кольцо

Для предохранения деталей прибора от воздействия коррозии, контактных пар от окисления и подгорания, а также для улучшения условий работы ряда узлов прибор заполняется инертным газом (азотом) и закрывается герметично. Провода внутреннего монтажа вводятся через термостойкую фторопластовую панель к штепсельному разъему. Отдельным разъемом вводятся экранированный провод, идущий от емкостного датчика на вход усилителя ПКУ. Рядом со штепсельным разъемом прибора в специальном кармашке корпуса прибора размещается блок питания усилителей, расположенных на корпусе гироагрегата.

Для предохранения гироагрегата от вибрационных и ударных перегрузок, возникающих на самолете, служит амортизационное устройство. Прибор крепится к самолету основанием, в котором для этой цели предусмотрены два варианта отверстий под винты М6.

В верхней части кожуха предусмотрено специальное смотровое окно, предназначенное для наблюдения и оценки качества отработки дополнительной рамы по крену и корпусу сельсина в азимуте. Здесь же на кожухе прибора нанесена стрелка с надписью "Направление полета", показывающая в каком направлении необходимо ориентировать гироагрегат при установке его на самолет. Для точной выставки гироагрегата на самолете на нижнем основании прибора имеются две риски, которые должны быть параллельны продольной оси самолета.

#### Основные технические данные

|                                                                     |                 |
|---------------------------------------------------------------------|-----------------|
| Частота вращения ротора гироскопа, об/мин                           | 22000 ... 22500 |
| Кинетический момент гироскопа, кг · м <sup>2</sup> · с <sup>2</sup> | 0,196           |
| Дрейф оси гироскопа в азимуте, ... °/ч, не более                    | 0,5             |
| Напряжение, В:                                                      |                 |
| переменного трехфазного тока частотой 400 Гц                        | 36              |
| постоянного тока                                                    | 27              |

|                                                         |      |
|---------------------------------------------------------|------|
| Потребляемый ток при установленном режиме, А, не более: |      |
| переменный                                              | 1,0  |
| постоянный (режим ГПК без учета системы обогрева)       | 0,6  |
| Ток, потребляемый системой обогрева, А, не более        | 8    |
| Скорость азимутальной коррекции, не менее:              |      |
| нормальная, ... /мин                                    | 40   |
| ускоренная, ... /с                                      | 2    |
| Масса, кг, не более                                     | 13,8 |

Указатель штурмана УШ-3 предназначен для индикации текущего курса самолета (стрелка "К"), индикации одного из трех режимов работы системы, формирования и индикации текущего путевого угла (стрелка "ПУ"), указания угла сноса, равного разности показаний стрелок "К" и "ПУ", а также для индикации заданного путевого угла, поступающего с навигационного вычислителя.

В приборе применена индикация "вид с Земли на самолет", позволяющая наиболее наглядно представить информацию о курсе самолета, текущем путевом угле, угле сноса и заданном путевом угле одновременно. Отсчет показаний курса стрелками "К" и "ПУ" и индексом производится по неподвижной шкале, градуированной на 360° с ценой делений 1°.

Принципиальная схема формирования текущего путевого угла на указателе штурмана УШ-3 показана на рис. 2.61.

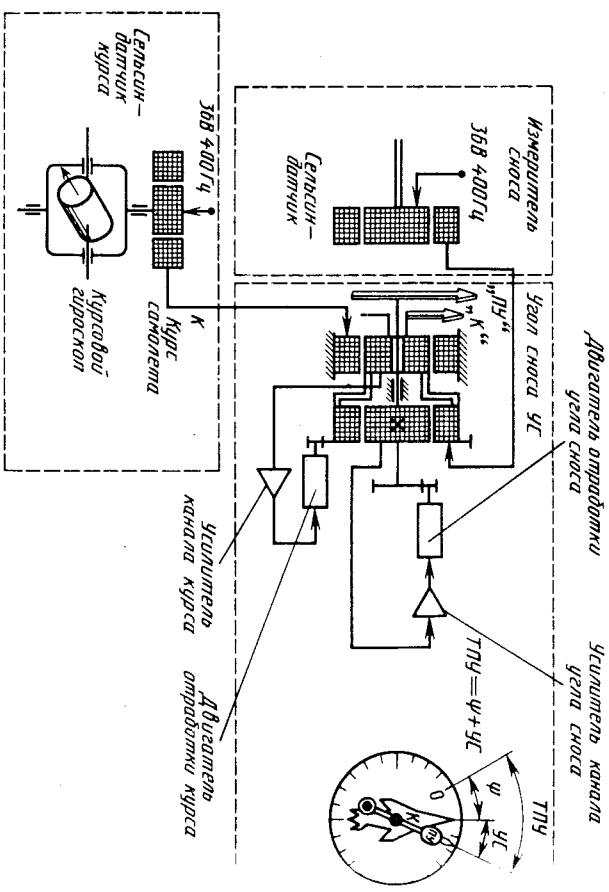


Рис. 2.61. Принципиальная схема формирования текущего путевого угла на указателе штурмана УШ-3

В соответствии с выполняемыми функциями указатель штурмана включает элементы трех следящих систем:

- системы индикации курса самолета от основного гиросчетного на стрелку "К";
- системы формирования и индикации текущего путевого угла на стрелку "ПУ";
- системы индикации заданного путевого угла (ЗПУ) по специальному индексу, выведенному с наружной стороны шкалы.

Из рис. 2.62 видно, что каждая из упомянутых выше трех следящих систем включает в себя сельсин-приемник типа 573В, малогабаритный усилитель типа УП-2, выполненный на полупроводниках, исполнительный двигатель типа ДИД-0,5ТА и редуктор.

Конструкция прибора показана на рис. 2.63. В нижней части лицевой стороны прибора расположены три окошечка, в которых сигнализируется режим работы курсовой системы (ГПК, МК или АК), выдающий в данный момент курс самолета на стрелку "К". На передней лицевой стороне прибора имеется доступ к четырем патронам с лампами подсвета типа СМК-37.

#### Основные технические данные

|                                                                                               |       |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| Погрешность дистанционной передачи курса "К" и заданного путевого угла "ЗПУ", ... °, не более | ± 0,5 |
| Погрешность дистанционной передачи текущего путевого угла "ПУ", ... °, не более               | ± 1   |
| Скорость согласования систем, ... °/с, не менее:                                              |       |
| стрелок "К" и "ПУ"                                                                            | 8     |
| для индекса "ЗПУ"                                                                             | 6     |
| Масса, кг, не более                                                                           | 3,1   |

**Контрольный указатель штурмана КУШ-1.** Прибор получает курс от гиросчетного, магнитный курс от коррекционного механизма КМ-5 и служит для формирования и выдачи потребителям текущего гиromагнитного курса самолета и контроля курса.

Указатель КУШ-1 имеет две стрелки "К" и "1", отсчет показаний которых производится по неподвижной шкале, градуированной на 360° с ценой деления 1°. Стрелка с индексом "К" служит для индикации курса самолета от контрольного гиросчетного системы. Стрелка с индексом "1" в зависимости от положения переключателя (МК, АК, РК), установленного на вращающемся указателе, индицирует гиromагнитный курс, астрономический курс, либо пеленг на радиостанцию.

На рис. 2.64 показана принципиальная схема формирования гиromагнитного курса указателя в КУШ-1, а на рис. 2.65 — принципиальная электрическая схема указателя.

Указатель КУШ-1, также как и указатель УШ-3 включает в себя элементы трех следящих систем:

- системы индикации курса самолета от контрольного гиросчетного на стрелку "К";



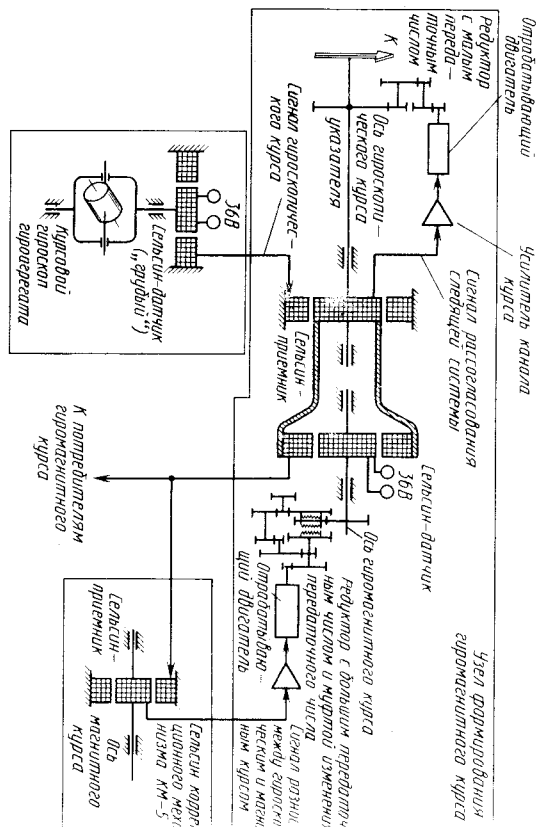


Рис. 2.64. Принципиальная схема формирования тирмагнитного курса в указателе КУШ-1

тором сельсина-приемника коррекционного механизма. Кроме того, этот статор жестко соединен с ротором сельсина-приемника системы индикации курса.

Так как на ротор сельсина-датчика подается напряжение 36 В 400 Гц, то с ротора коррекционного механизма КМ-5 снимается сигнал, который после усиления поступает на управляющую обмотку двигателя ДИД-0,51 А, разворачивающего с помощью редуктора ротор сельсина-датчика до совпадения с КМ-5 положения.

Редуктор согласования сельсина-датчика так же, как и узел согласования сельсина-датчика гироскопического, имеет две скорости согласования нормальную и большую. При нормальной работе редуктор обеспечивает скорость согласования от 2,5°/мин до 5°/мин. При нажатии кнопки ускоренного согласования, расположенной в левом углу лицевой части прибора, включается электромагнитная муфта, передаточное число редуктора уменьшается, что обеспечивает скорость согласования не менее 3°/с.

В нижней части лицевой стороны указателя имеются три сигнальные лампы режимов работы гироскопического курсовой системы (ГПС, МК или АК), выдающего курс самолета на стрелку "К".

Специальное реле типа РС-10 служит для отключения канала магнитной коррекции на выржах самолета по сигналам, поступающим от выключателя коррекции ВК-53РБ.

На передней лицевой стороне прибора имеется доступ к четырем панелям с лампами подвеса типа СМК-37.

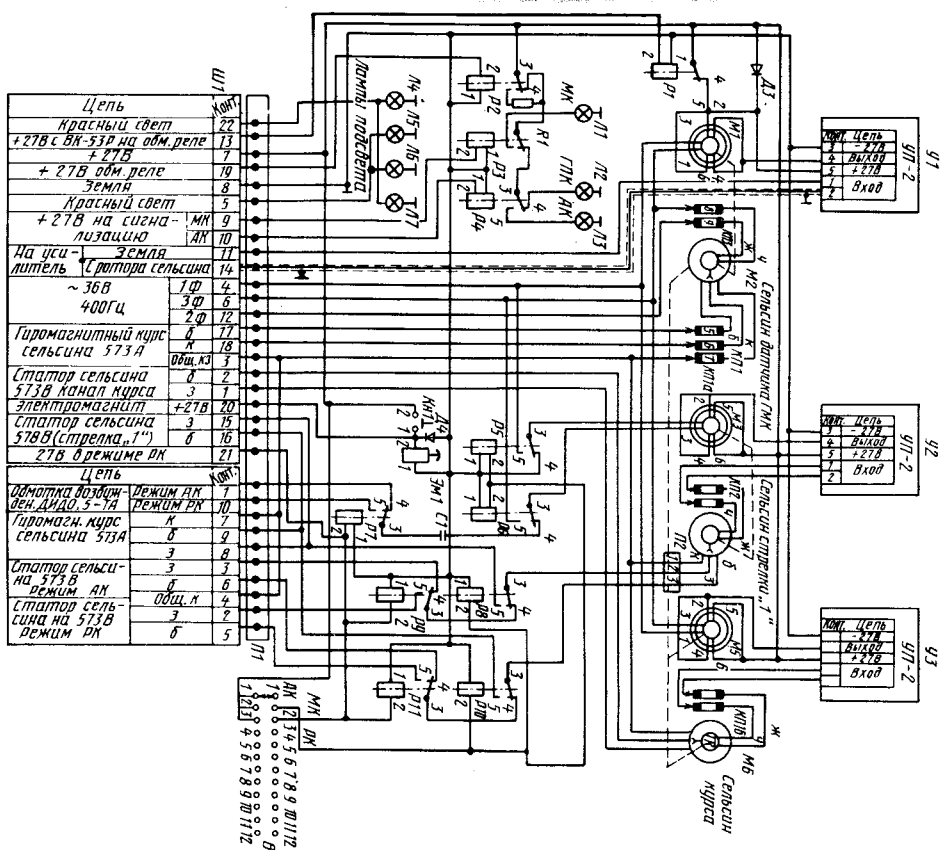
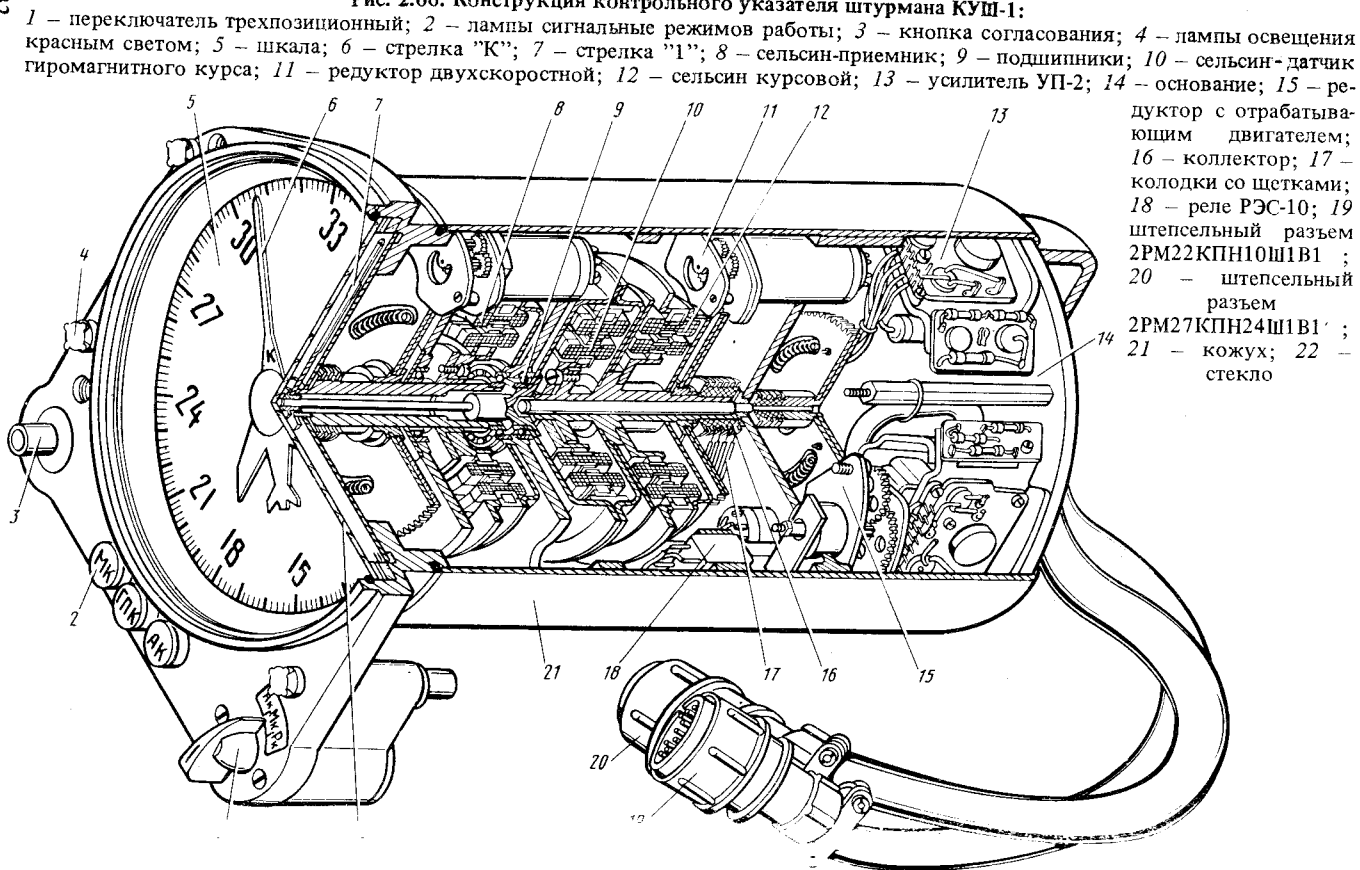


Рис. 2.65. Принципиальная электрическая схема контрольного указателя штурмана КУШ-1:

М1 - двигатель отработки тирмагнитного курса ДИД-0,51А; М2 - сельсин-датчик тирмагнитного курса типа 573А; М3 - двигатель отработки стрелки "К" (ДИД-0,51А); М4 - сельсин-приемник типа 573В стрелки "К"; М5 - двигатель отработки стрелки "К" (ДИД-0,51А); М6 - сельсин-приемник типа 573В; М7 - лампы сигнализации; М8 - реле РС-10; М9 - добавочное сопротивление; М10 - комплект; М11 - переключатель режима стрелки "К"; М12 - кнопка согласования; М13 - электромагнит

Рис. 2.66. Конструкция контрольного указателя штурмана КУШ-1:



## Основные технические данные

|                                                                                                         |       |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| Погрешность дистанционной выдачи курса на стрелку "К", ... °, не более                                  | ± 0,5 |
| Погрешность дистанционной выдачи параметров на стрелку "1", ... °, не более                             | ± 1   |
| Скорость согласования следящих систем не менее: для стрелки "К" и стрелки "1" в режимах АК и РК, ... /с | 8     |
| для стрелки "1" при установке переключателя в положение "МК"                                            | 2,5   |
| нормальная, ... /мин                                                                                    | 3     |
| ускоренная, ... /с                                                                                      | 3,5   |
| Масса, кг, не более                                                                                     | 3,5   |

Пульт управления ПУ-11 (рис. 2.67, 2.68) предназначен для управления режимами работы и сигнализации отказов.

На лицевую панель пульта выведены следующие элементы:

переключатель В2 (11), устанавливающий необходимый режим работы урсовой системы (ГПК, МК или АК) по основному или по контрольному проаррету;

рукоятка  $\varphi$  (12) для установки по шкале необходимой широты места АК вручную, так и автоматически в зависимости от положения переключателя В1 (8);

оси потенциометров R2, R3 (6, 16) для компенсации уходов гироскопов в азимуте при их разбалансировке ("О" — основного, "К" — контрольного);

переключатель В3 (5) "задатчик курса" для установки заданного курса при работе системы в режиме ГПК на основной или на контрольный проаррет;

кнопка Кн (4) "Согласование" для включения ускоренного согласования системы в режимах МК или АК;

переключатель В4 (1) "Коррекция" для переключения каналов коррекции системы на основной или контрольный гираврет;

переключатель В5 (7) "Потребители" для переключения показаний курса, выдаваемых потребителям с основного или контрольного гираврета;

лампы Л1 и Л2 (2) для сигнализации отказа основного и контрольного гираврета.

Кроме указанных элементов, в пульте ПУ-11 смонтированы: стабилизатор напряжения СН-1Т; управляющие реле Р2, Р3; блокировочные реле Р1, Р4; диоды Д1, Д4; лампы встроенного подсвета для освещения панели прибора;

потенциометры R1, R2, R3 типа ППМЛ-М-10 составляют узел формирования широтной поправки и включены по схеме моста. Ось потенциометра R1 связана с синусной шкалой пульта. Потенциометры R2, R3 — балансирующие и служат для компенсации дрейфа гироскопа "основного" или "контрольного" гиравретов. Ось вращения каждого балансирующего

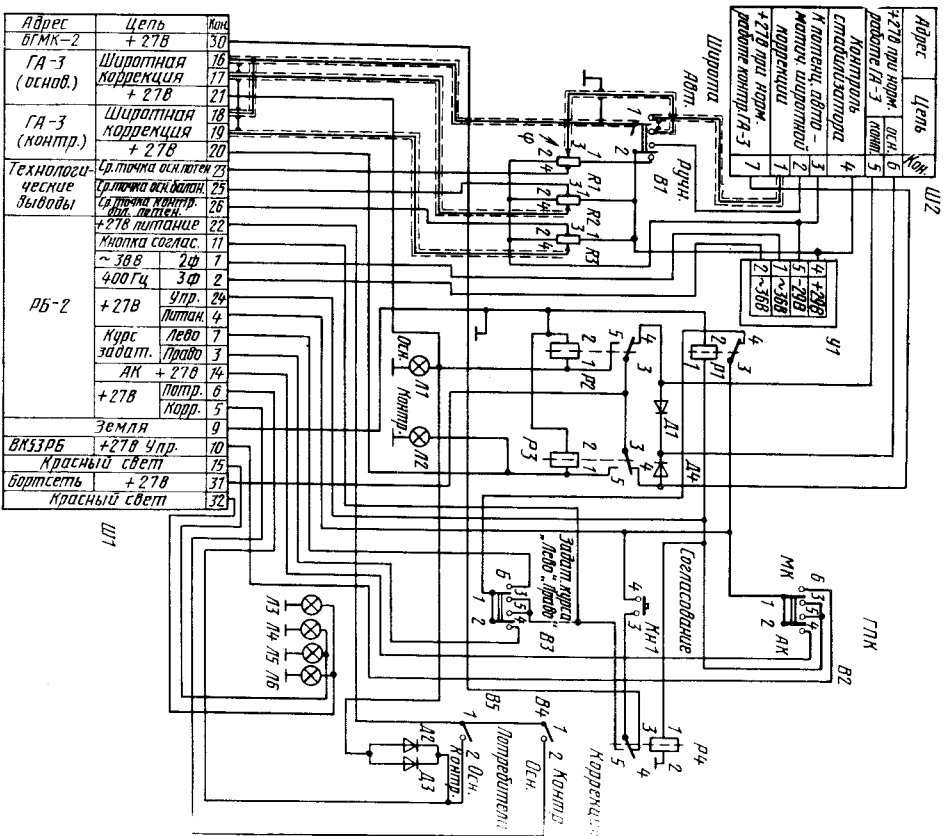


Рис. 2.67. Принципиальная электрическая схема пульта управления ПУ-11:

Р1... Р3 — потенциометры типа ПММЛ, формирующие сигнал широтной коррекции Д1, Д2 — лампы сигнализации; Д3... Д6 — лампы подсветки; У1 — стабилизатор напряжения; Ш1 — штепсельный разъем 2РМТ30Б32Ш1А1; Ш2 — штепсельный разъем 2РМТ18Б7Ш1А1

потенциометра выведена на линейную часть пульта. Мост потенциометра питается от стабилизатора напряжения.

При установке переключателя В1 (8) в положение "Авт." широтный потенциометр Р1 (15) пульт отключается и в канал широтной коррекции системы поступает соответствующий сигнал от бортовой вычислительной системы. Сигнал широтной коррекции следует вводить через 1° до широты 70°, через 2,5° до широты 80° и через 5° до широты 90°. На пульте должна устанавливаться средняя широта участка пути.

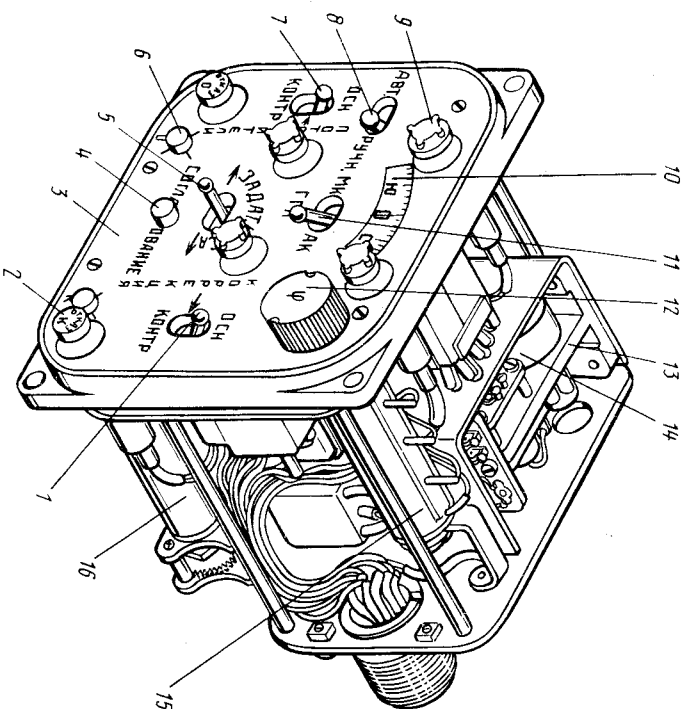


Рис. 2.68. Пульт управления ПУ-11 без кожуха:

1 — переключатель "Коррекция"; 2 — лампа сигнализации отката; 3 — панель световых сигналов; 4 — кнопка согласования; 5 — переключатель работы системы в режиме "Коррекция"; 6 — крышка балансировочных потенциометров; 7 — переключатель "Потребители"; 8 — переключатель ввода широты; 9 — лампа подсветки; 10 — шкала широты; 11 — переключатель режимов работы; 12 — ручка ввода широты; 13 — стабилизатор напряжения; 14 — потенциометр регулировки напряжения; 15 — широтный потенциометр; 16 — балансировочный потенциометр

#### Основные технические данные

Диапазон ввода широты в северном и южном полушариях, ... ° ..... 0 ... 90  
Напряжение стабилизатора, В ... 24 ..... ± 1  
Масса, кг, не более ..... 1,5

Распределительный блок РБ-2 (рис. 2.69 и 2.70) предназначен для осуществления необходимых коммутаций и электрических соединений блоков курсовой системы. Через распределительный блок осуществляется питание основного и контрольного тириатров, а также остальных цепей курсовой системы.

В корпусе распределительного блока смонтированы трансформатор Р1, реле Р1... Р16 и Р19, резисторы Р1... Р7, диоды Д2... Д14 и конденсаторы С1 и С2. В блок также вмонтирован счетчик, регистрирующий наработку системы в часах.

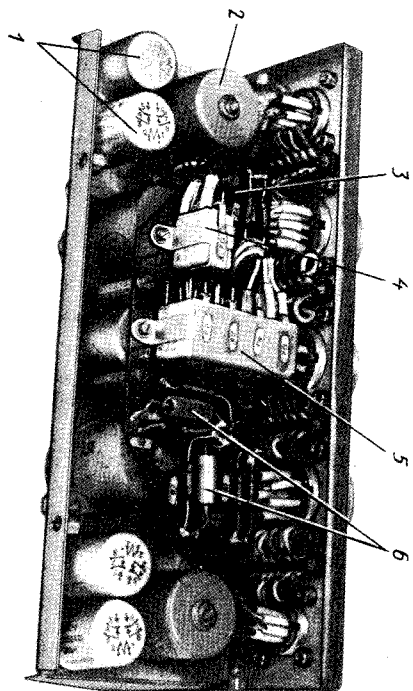


Рис. 2.69. Распределительный блок РБ-2 без кожуха:  
1 — реле РЭС-9; 2 — реле РЭС-8; 3 — плата; 4 — реле РЭС-10/Р19; 5 — скоба с реле  
6 — конденсаторы С1, С2 импульсного устройства

На первичную обмотку трансформатора *Tr1* подается напряжение 36 В 400 Гц, а с его вторичных обмоток снимается напряжение 0,1 В на вход азимутальной коррекции основного или контрольного гироскопа при их коррекции в режиме курсозадатчика.

Реле *P1* служит для подключения задающего напряжения на вход азимутальной коррекции гироскопа при работе системы в режиме ППР. Реле *P4* служит для подачи управляющего напряжения той или иной фазы на вход усилителя азимутальной коррекции гироскопа по сигналам с задатчика курса.

Реле *P5, P10, P11, P12* служат для переключения потребителей курса с основного гироскопа на контрольный и наоборот; переключения датчиков КУШ-1 и УШ-3 при переключении потребителей с одного гироскопа на другой; переключения цепи сигнализации режима работы гироскопов.

Реле *P3, P6* и *P7* служат для переключения цепей коррекции основного и контрольного гироскопов.

Реле *P8* и *P9* служат для осуществления режима астрокоррекции, также для подключения задатчика курса ЗК-4 при выставке гироскопа на Земле.

Реле *P13* и *P14* предназначены для переключения сельсина-приемника коррекционного механизма к сельсин-датчикам гироскопов или к сельсину-датчику указателя КУШ-1, а также для одновременного переключения потребителей гироскопического курса.

Электрический мост резисторов *R1 ... R5* предназначен для арретирования дополнительной рамы (подвесного корпуса) гироскопа в вертикальном положении при отказе гироскопика.

В блок вмонтирован счетчик (на схеме не показан), регистрирующий работу системы в часах.

При установке распределительного блока на самолете обеспечивается доступ к блоку для подключения контрольно-проверочной аппаратуры типа УШ-ТКС-11.

Масса распределительного блока не более 2,5 кг.

Блок пеленгов БП-5 (рис. 2.71 ... 2.73) предназначен для формирования сигнала пеленга на радиостанцию по сигналам магнитного курса, поступающего из курсовой системы и курсового угла радиостанции (КУР), вырабатываемого автоматическим радиокомпасом.

Значение пеленга индицируется на стрелке "1" указателя КУШ-1.

Функционально блок пеленгов включает в себя:

систему магнитного курса, в которую входит сельсин-приемник *M1* типа С-30-1ТБ, усилитель *У1* типа УП-3Т, двигатель *M3* типа ДИП-0,5ТА редуктором, отбавляющим ротор дифференциального сельсина *M2* о магнитному курсу;

дифференциальный сельсин *M2* типа А-6П, который электрически умножает магнитный курс МК с сигналом курсового угла радиостанции КУР, получаемого от радиокомпы, и обеспечивает выдачу на указатель УШ-1 системы ТКС-11 сигнала пеленга П радиостанции.

$\Pi = МК + КУР$ .

При установке ручки переключателя режимов на лицевой панели указателя КУШ-1 в положение "РК" напряжение + 27 В подается на обмотку реле *P1 ... P5* блока пеленгов БП-5, статор сельсина-приемника *M1* подается к сельсину-датчику магнитного курса указателя КУШ-1, а ротор дифференциального сельсина *M2* подключается к сельсину-датчику А-8 (А-16) радиокомпы.

#### Основные технические данные

Погрешность выдачи сигнала пеленга, ... °, не более ... 2,5  
Скорость согласования курсовой оси, ... °/с, не менее ... 8  
Масса, кг, не более ... 1

Задатчик курса ЗК-4 (рис. 2.74, 2.75) представляет собой двухстрелочный электромеханический прибор, обеспечивающий возможность точной начальной дистанционной выставки гироскопов системы по внешней информации о значении курса самолета на земле.

Функционально задатчик курса представляет собой двухканальный сельсин-приемник, состоящий из сельсинов "грубого" и "точного" каналов, роторы которых через редуктор связаны со стрелками "грубого" и "точного" отсчета показаний курса.

Управляется блок кремальерой.

Если переключатель режимов работы ЗК-4 (в верхней части лицевой стороны прибора) установлен в положение "АК", задатчик курса отключен от системы и курсовая система корректируется по данным, выдаваемым



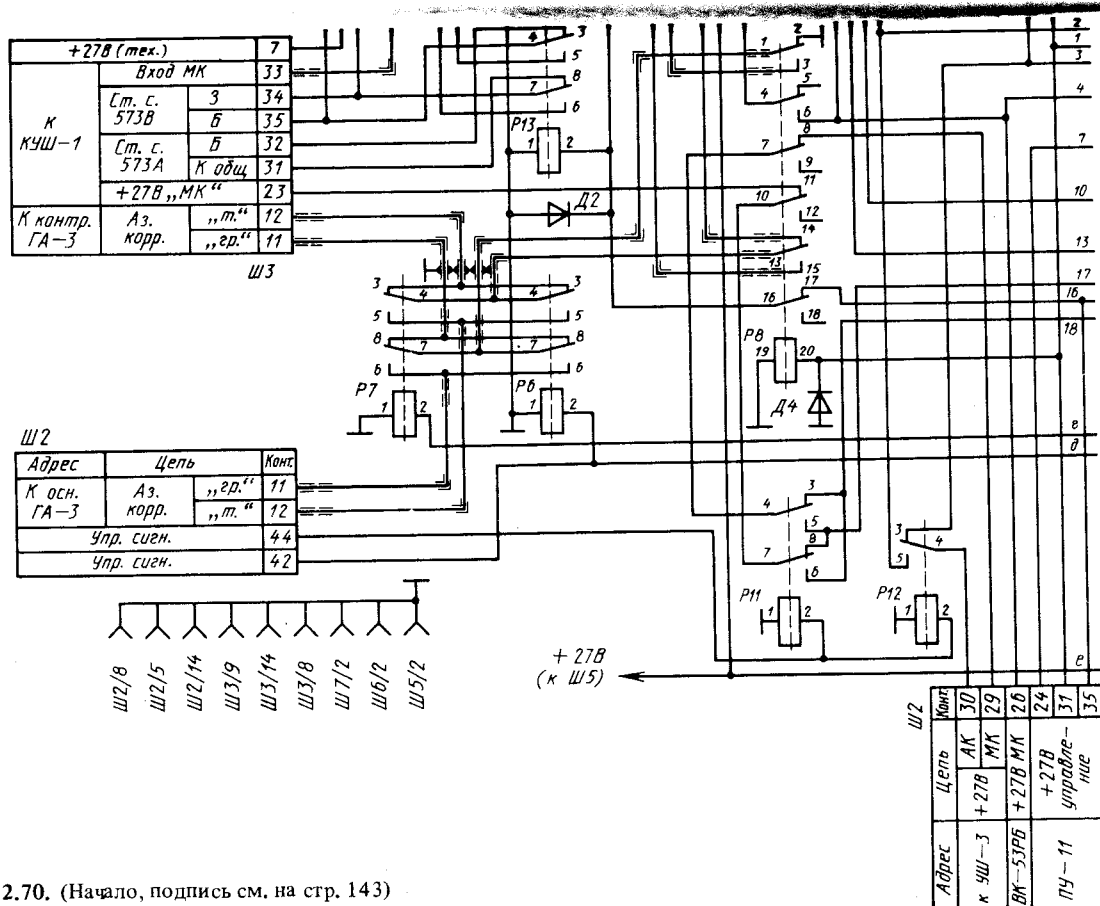
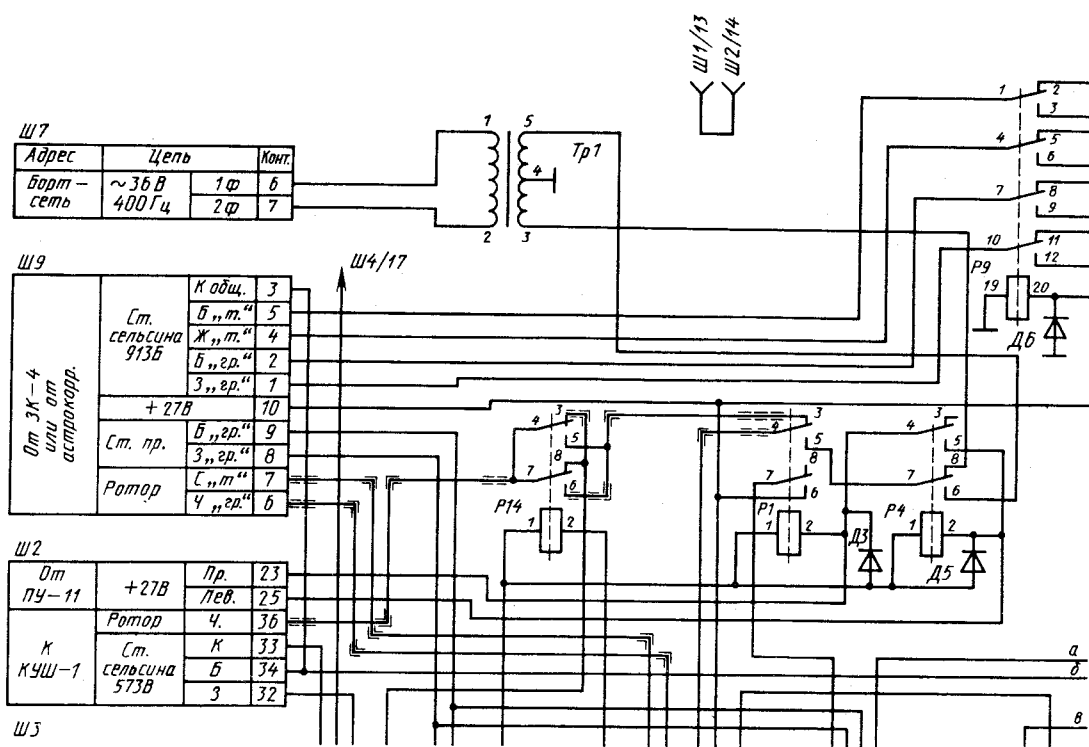


Рис. 2.70. (Начало, подпись см. на стр. 143)

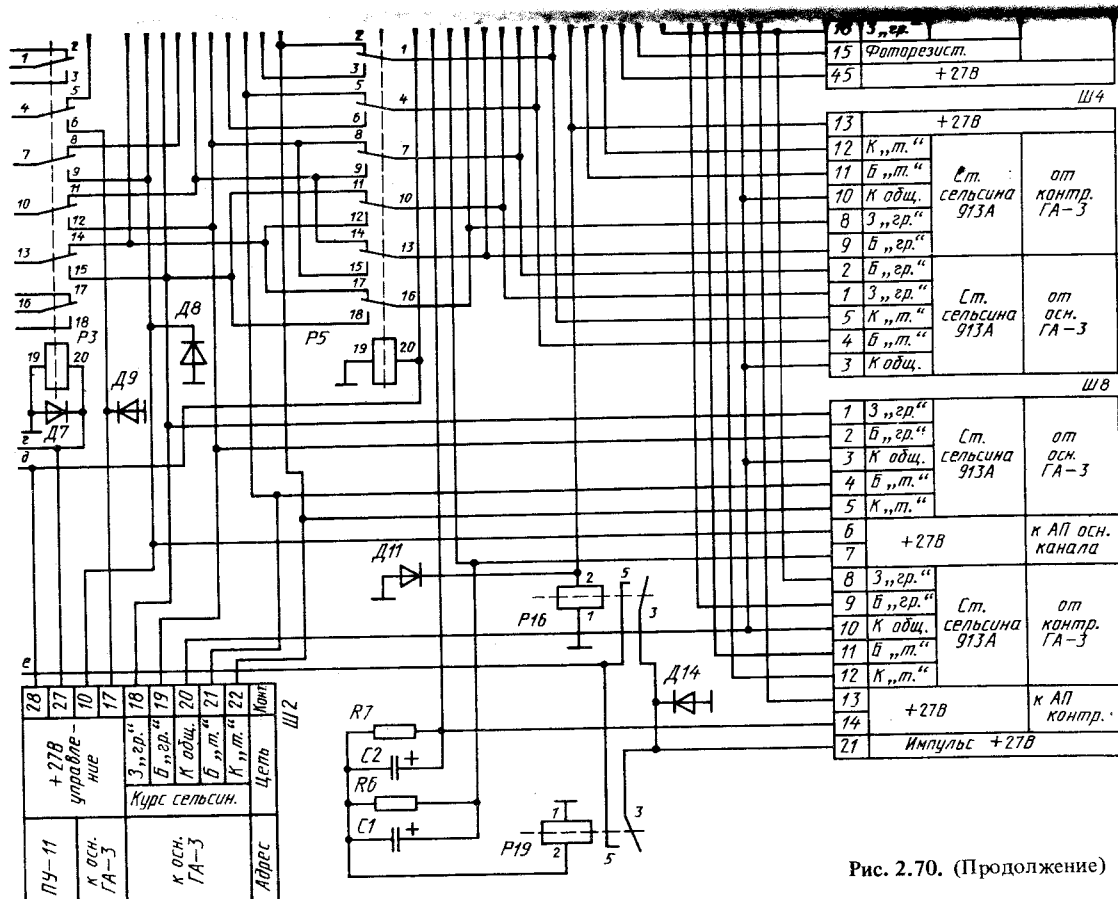
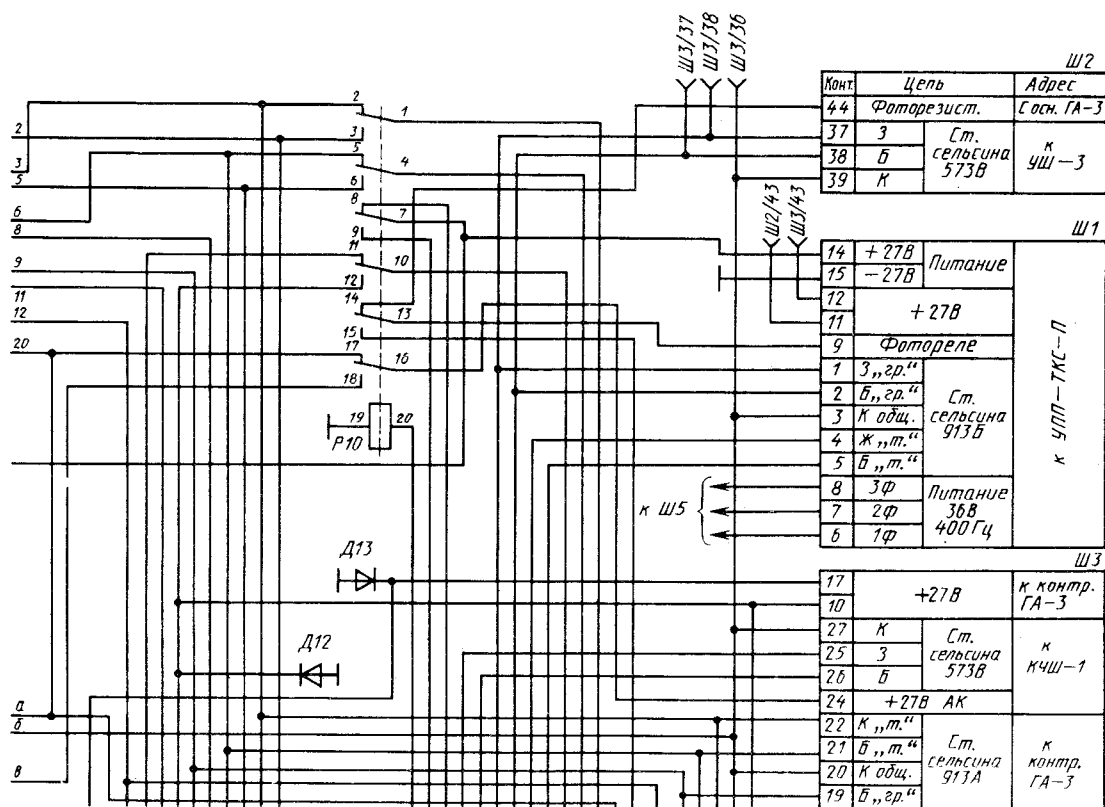
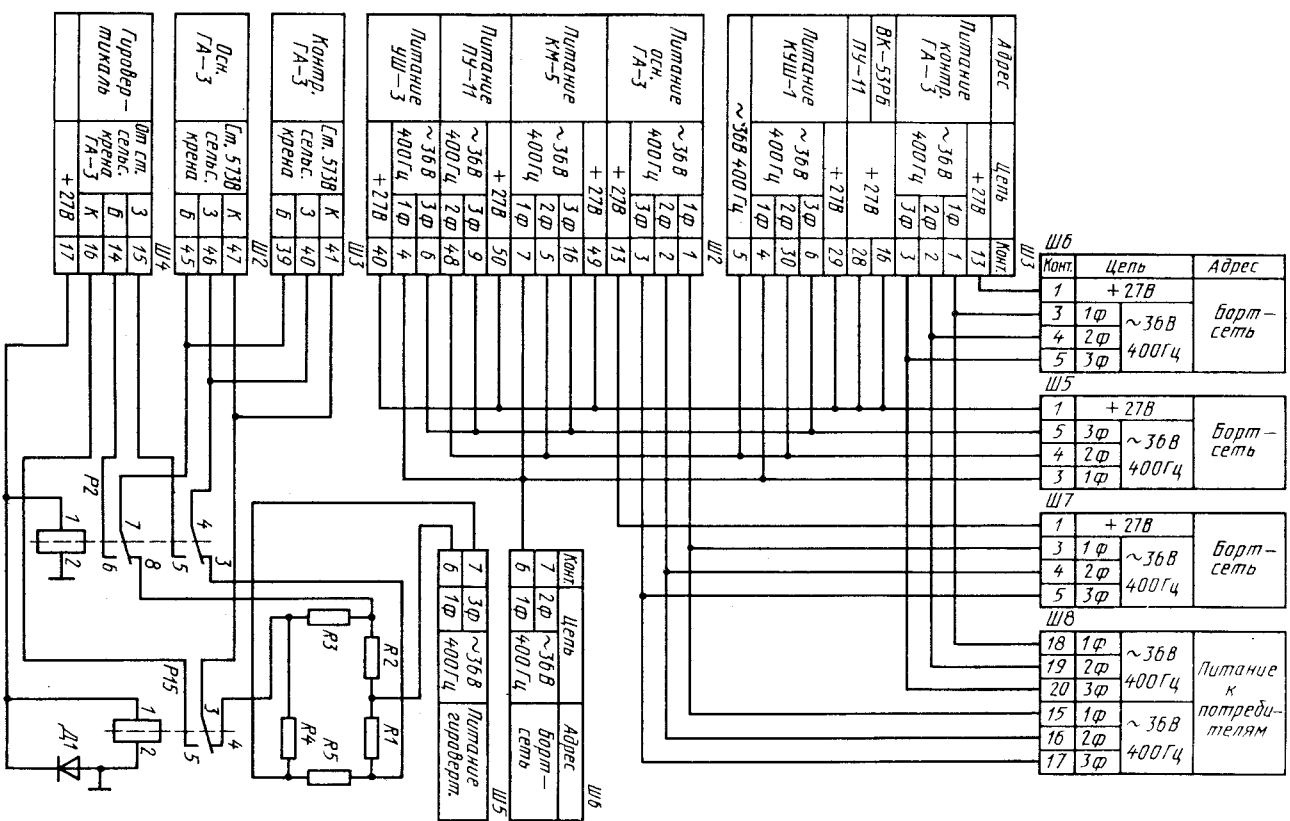


Рис. 2.70. (Продолжение)



астрокомпасом. Для выставки курса с помощью датчика курса устанавливаются переключатель режимов работы системы на пульте управления ПУ-11 в положение "АК", а переключатель датчика курса в положение "ЗК", нажав кремальеру, расположенную в нижней части лицевой стороны прибора, вводит курс самолета, измеренный геодезическим (или иным) способом. Пользование прибором в полете исключается.

Прибор подключается к курсовой системе двумя интенсивными разъемами.

Один из штепсельных разъемов присоединяется к штепсельному разъему распределительного блока РБ-2 с надписью "Астрокорректор", а другой — к астрокорректору.

Масса датчика курса не более 1,5 кг.

Блок гиromатнитного курса БГМК-2 (рис. 2.76 ... 2.78) предназначен для выдачи потребителям сигналов гиromатнитного курса, формируемого в блоке на основе гироскопического курса, поступающего с курсового гироскопа, и магнитного курса, поступающего с коррекционного механизма КМ-5. Кроме того, в блоке имеется сельсин-датчик-повторитель, предназначенный для выдачи потребителям гироскопического курса.

Блок включает в себя следующие каналы (см. рис. 2.77):

канал обработки гироскопического курса, состоящий из сельсин-приемника М1, усилителя У1, обрабатывающего двигателя М2 и редуктора; канал магнитной коррекции, состоящий из сельсин-датчика М4, усилителя У2, обрабатывающего двигателя М5 и двухскоростного редуктора. Статор сельсин-датчика М4 электрически связан со статором сельсин-приемника коррекционного механизма КМ-5 и через двигатель М5 непосредственно с помощью двухскоростного редуктора обрабатывается в согласованное с КМ-5 положение. Таким образом, в блоке БГМК-2 сельсин-датчик М4 является датчиком гиromатнитного курса; сельсин-датчик-повторитель М3, выдающий потребителям курс, снимаемый с гиromатрета ГД-3.

Ускоренное согласование осуществляется включением электромагнитной муфты ЭМ-1, управляемой кнопкой согласования, расположенной на пульте управления ПУ-11. Для отключения магнитной коррекции на выходах срабатывает реле Р3, отключающее отработку сельсин-датчика М4. Сигнал на реле поступает с выключателя коррекции ВК-53РБ (ВК-90).

При установке переключателя режимов на пульте управления ПУ-11 в положение "МК" в режиме коррекции контрольного гиromатрета потребители гиromатнитного курса переключаются с сельсин-датчика М4 на

Рис. 2.70. Принципиальная электрическая схема распределительного блока РБ-2: Р1, Р2, Р4, Р6, Р7, Р11, Р13, Р14 — реле РЭС-9; Р3, Р5, Р8, Р9, Р10 — реле РЭС-8; Р12, Р15, Р16, Р19 — реле РЭС-10; Тр1 — питающий трансформатор; Р1 ... Р5 — резисторы моста электрического арретера; Р6, Р7 и С1, С2 — резисторы и конденсаторы цепи формирования временной задержки срабатывания реле Р19; Д1 — Д14 — диоды Д223Б

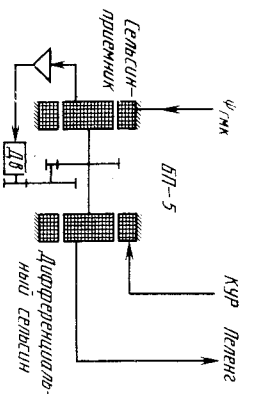


Рис. 2.71. Принципиальная схема формирования блока БП-5

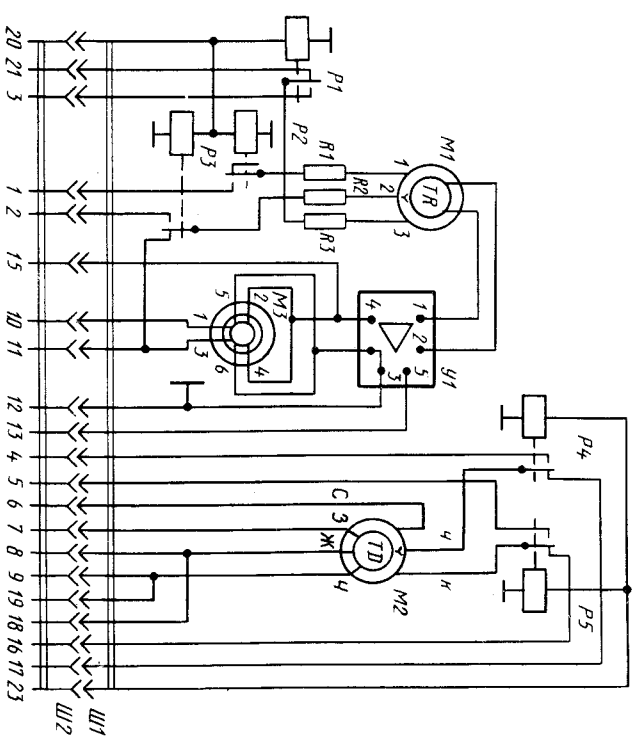


Рис. 2.72. Принципиальная электрическая схема блока пеленгов БП-5:  $M1$  — сельсин-приемник С-30-1ТБ;  $M2$  — дифференциальный сельсин А-6П;  $M3$  — датчик отработки курсовой оси ДИД-0,5Т;  $U1$  — усилитель полупроводниковый УП-3Т;  $P1 \dots P5$  — реле РС-10;  $R1 - R3$  — добавочные сопротивления по 1,5 Ком

сельсин-датчик  $M3$ . Коррекционный механизм КМ-5 в это время переключается с блока БГМК-2 на тот гиросагитат, который работает в данный момент в режиме магнитной коррекции. Если же корректируется основной гиросагитат, потребители получают "запомненный" гиromагнитный курс блока БГМК-2.

#### Основные технические данные

|                                                                                  |     |
|----------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Погрешность выдачи гиromагнитного курса, ... °                                   | 1,5 |
| Погрешность дистанционной передачи сельсина-датчика повторителя, ... °, не более | + 1 |
| Скорость согласования сельсина-датчика гиromагнитного курса:                     |     |
| нормальная, ... °/мин, не менее                                                  | 2,5 |
| ускоренная, ... °/с, не менее                                                    | 3   |

Скорость отработки канала гироскопического курса, ... °/с, не менее ..... 8  
Масса, кг, не более ..... 2,7

Блок дистанционной коррекции БДК-1 (рис. 2.79 ... 2.81) предназначен для ручного ввода поправок в текущий курс, поступающий в навигационный вычислитель из курсовой системы, а также ввода угла поправки при переходе из одной системы координат в другую.

Поправки в текущий курс вводятся с целью компенсации ошибки навигационной вычислитель в определении боковой координаты, вызываемой ошибкой начальной выставки курса, дрейфом гироскопов в азимуте, систематическими ошибками угла сноса и инструментальными ошибками навигационного вычислителя.

По принципу действия блок БДК-1 представляет собой двухканальное дифференциальное устройство, суммирующее сигналы курса, получаемые с основного и контрольного (запасного) гиросагитатов курсовой системы, с поправкой курса, вносимой в курсовую пень обоих гиросагитатов вручную через кремальеру прибора. Первый канал использует двухканальные сельсинны типа 575 — сельсин-приемник и сельсин-датчик (повторитель).

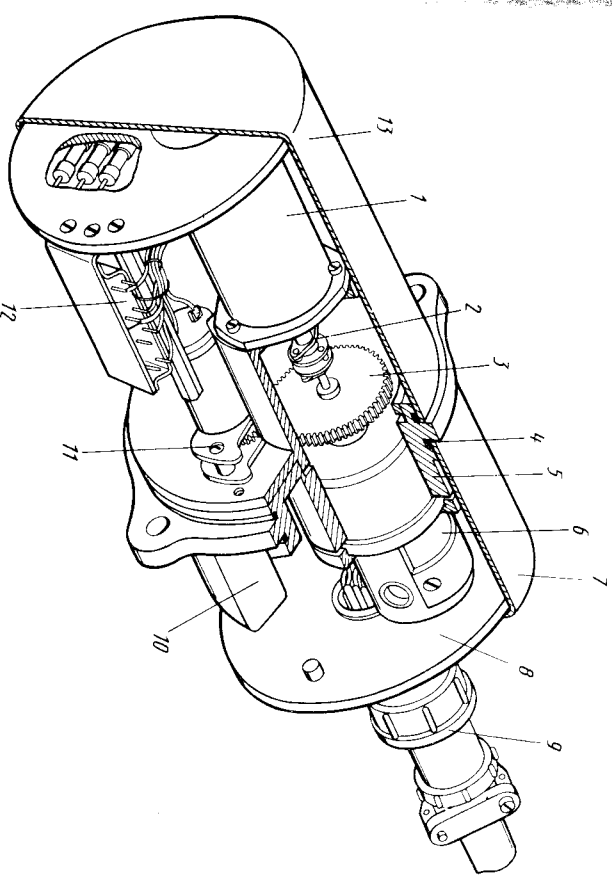


Рис. 2.73. Конструкция блока пеленгов БП-5:

1 — сельсин-приемник С-30-1ТБ; 2 — муфта гибкая; 3 — колесо зубчатое безфото-вос; 4 — шнур резиновый уплотнительный; 5 — корпус прибора; 6 — дифференциальный сельсин А-6П; 7 — кожух задний; 8 — плата; 9 — штепсельный разъем 2РМТ27Б24Ш1А1; 10 — усилитель УП-3Т; 11 — редуктор с обрабатывающим двигателем; 12 — реле; 13 — кожух передний

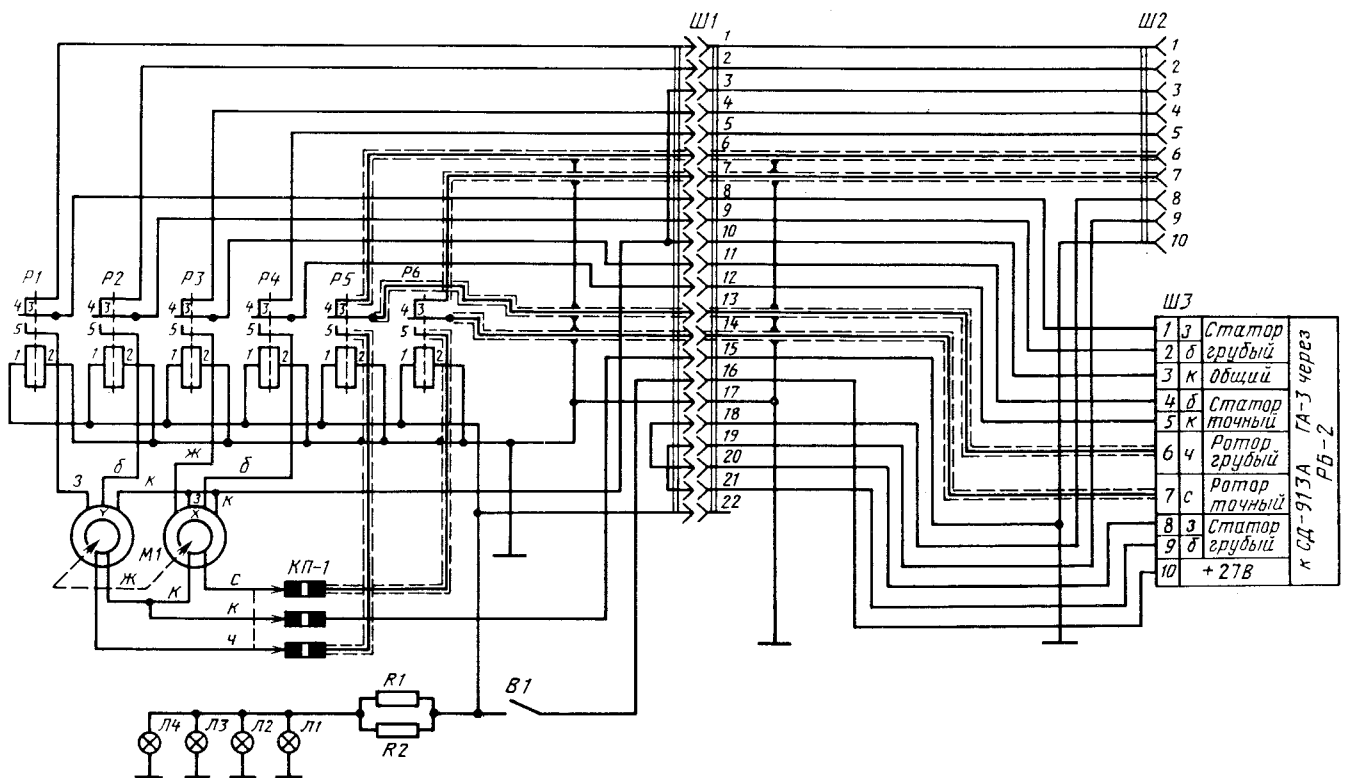


Рис. 2.74. Принципиальная электрическая схема задатчика курса ЗК-4:

М1 — сельсин-приемник двухканальный типа 913В; Л1 ... Л4 — лампы подсвета; В1 — переключатель режимов работы ЗК-4; КП1 — коллектор

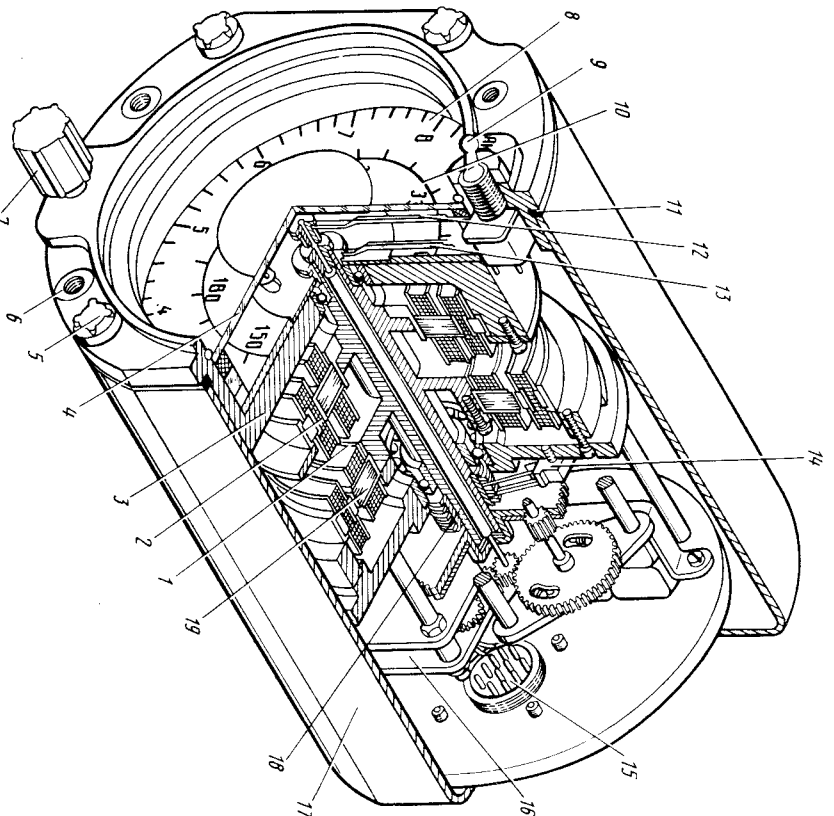


Рис. 2.75. Конструкция задатчика курса ЗК-4:

1 — двухканальный сельсин-приемник типа 913В; 2 — сельсин "грубого" канала; 3 — корпус; 4 — стекло; 5 — лампы красного света; 6 — тайки крепежные; 7 — шкала; 8 — шкала точного отсчета; 9 — переключатель режимов работы; 10 — шкала грубого отсчета; 11 — кольцо резиновое; 12 — стрелка точного отсчета; 13 — стрелка грубого отсчета; 14 — колесика со цветками; 15 — тепловой разъем 2М127Б24Ш1А1; 16 — редуктор; 17 — кожух; 18 — коллектор; 19 — сельсин "точного" канала

При вводе поправки курса с помощью кремальеры происходит механический разворот статора сельсина-датчика повторителя на необходимый угол, благодаря чему с этого сельсина выдается курс, суммированный с введенной поправкой.

Второй канал состоит из дифференциального сельсина (типа ДФС-65ТА). Ротор дифференциального сельсина связан электрически со статором сельсина-датчика курса гироскопа, а механически связан со статором сельсина-датчика повторителя первого канала блока БДК-1, а следовательно, с кремальерой и отсчетным устройством ввода поправки курса БДК-1.

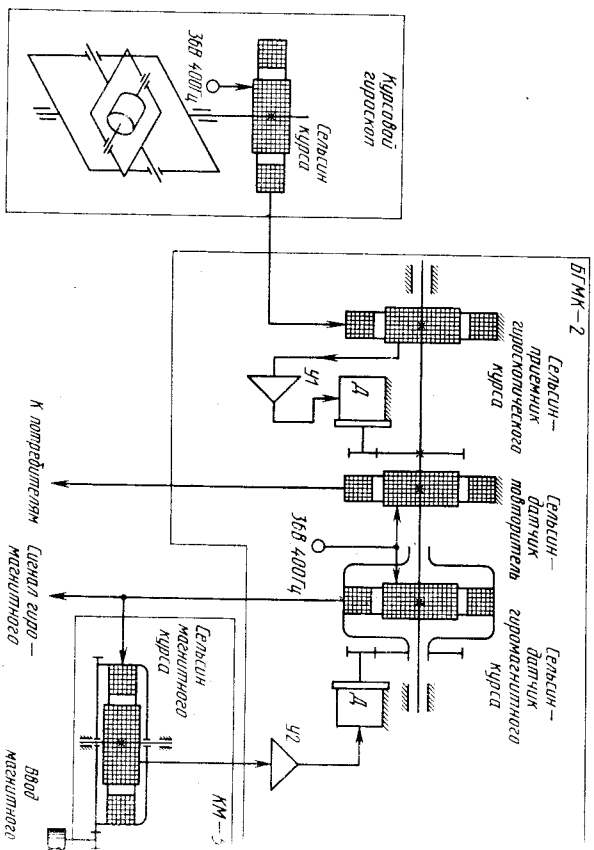


Рис. 2.76. Функциональная схема блока гиромагнитного курса ВГМК-2

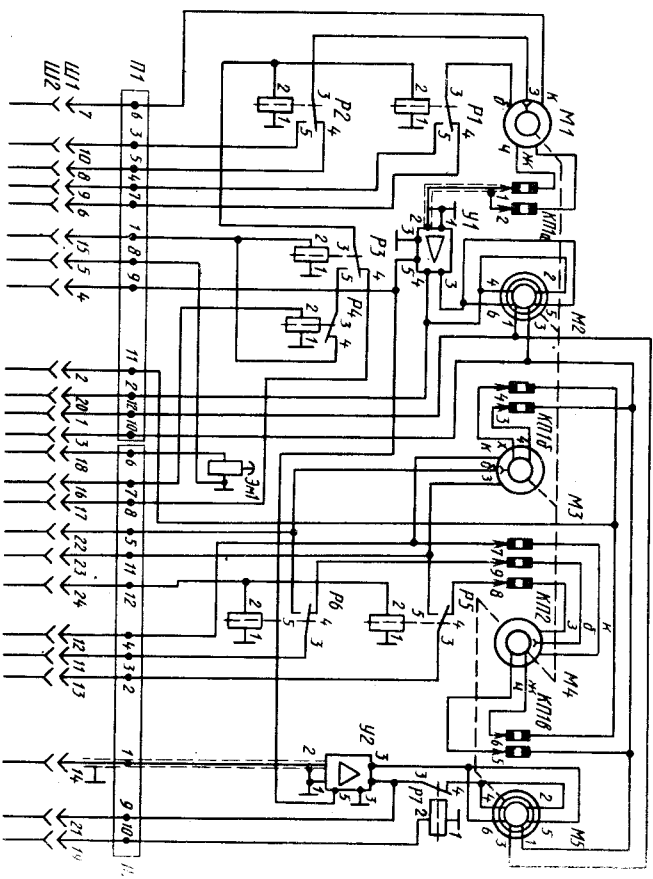
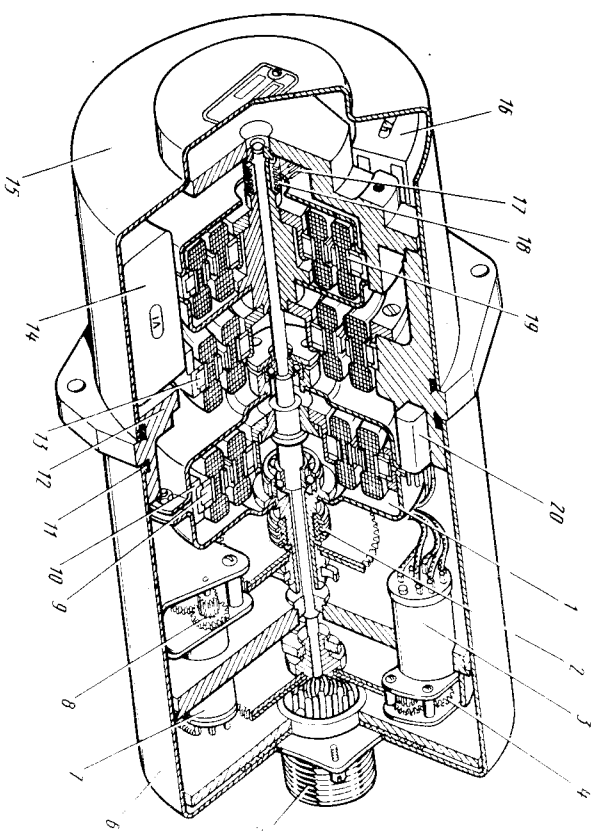


Рис. 2.77. (Подпись см. на стр. 149).

Рис. 2.77. Принципиальная электрическая схема блока гиромагнитного курса ВГМК-2: М1 – серсин-приемник курса 573В; М2 – двигатель отработки курсовой оси ДИД-0,5ТА; М3 – серсин-датчик-повторитель 573А; М4 – серсин-датчик гиромагнитного курса 573А; М5 – датчик отработки гиромагнитного курса ДИД-0,5ТА; КП1, КП2 – коллекторы; П1, П2 – колодки; У1, У2 – усилители полупроводниковые УП-3Т; Эм1 – электромагнит

Угол поправки курса устанавливается с помощью стрелок грубого и точного отсчета по шкале блока ВДК-1. Стрелка грубого отсчета связана со стрелкой точного отсчета через зубчатую передачу с передаточным отношением 1 : 36. Грубый отсчет производится по шкале, разградуированной в диапазоне  $\pm 170^\circ$  и опифровкой через  $30^\circ$ . Точный отсчет ведется по шкале, разградуированной в диапазоне  $10^\circ$  с ценной деления  $2'$  и опифровкой через  $60'$ .

Усилитель, встроенный в прибор, собран из отдельных модулей и имеет вход по "грубому" и "точному" каналам. При рассогласовании дистанционной передачи серсин-датчик гироагрегата – серсин-приемник бло-



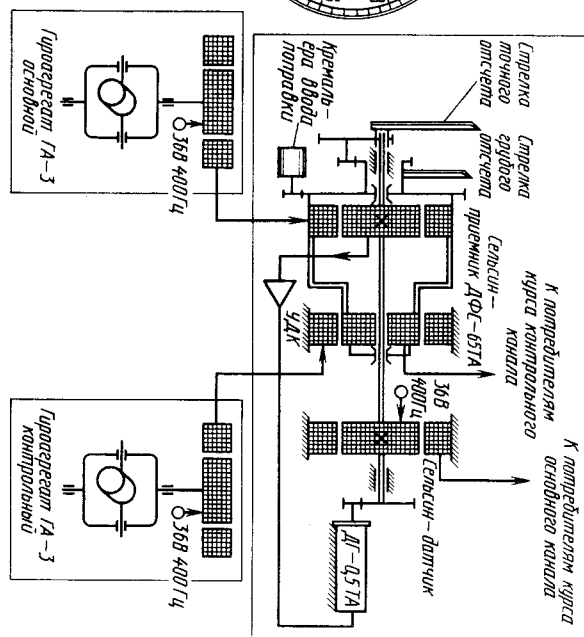
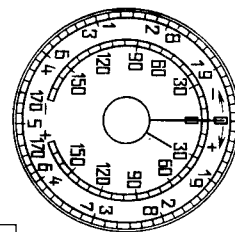


Рис. 2.79. Функциональная схема связи курсовой системы ТКС-II с потребителями через блок БДК-1

ка БДК-1 на угол менее 2...3° вход грубого канала усилителя УДК-1 автоматически отключается и работает только точный канал. Для обеспечения работы блока БДК-1 на ВС, имеющих раздельное питание бортов, питание сельсин-датчика повторителя выполнено через отдельные штырьки (18, 19).

#### Основные технические данные

- Потребность дистанционной передачи сигналов курса через блок БДК-1 потребителям курса при использовании двухканальной сельсинной передачи, ... не более  $\pm 18$
- Скорость отработки сигналов курса, ... °/с, не менее  $\dots 5$
- Разрешающая способность, ... ввода поправки в диапазон  $\pm 170^\circ$   $\dots 2$
- Напряжение источников питания, В:
  - трехфазного переменного тока частотой 400 Гц  $\pm 2\%$   $36 \pm 5\%$
  - постоянного тока  $\dots 27 \pm 10\%$
- Масса, кг, не более  $\dots 4,0$

#### 2.4.3. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

В процессе эксплуатации ВС проводят предварительную, предполетную и послеполетную подготовку курсовой системы и периодическое выполнение регламентных работ.

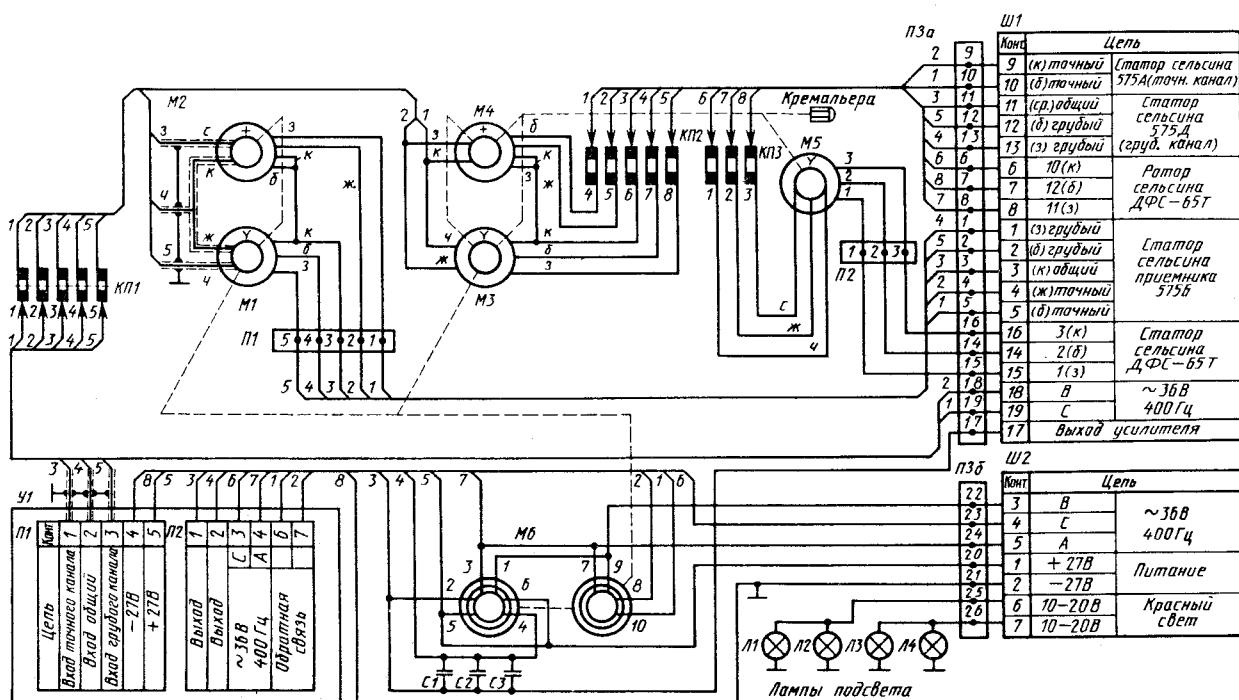


Рис. 2.80. Принципиальная электрическая схема блока БДК-1:

M1, M2 – сельсины-приемники; M3, M4 – сельсины-датчики; M5 – дифференциальный сельсин; M6 – двигатель; У1 – усилитель; Л1, Л2 – лампы освещения красным светом



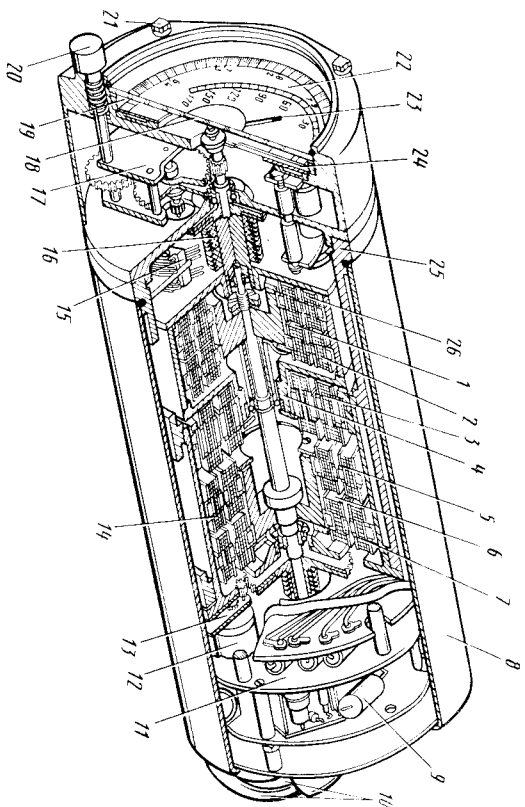


Рис. 2.81. Конструкция блока дистанционной коррекции Б.ДК-1:

1 — сельсин-приемник; 2 — сельсин 575БГ "точного" канала; 3 — дифференциальный сельсин ДФС-65ТА; 4 — ось корпуса статоров; 5 — сельсин 575ДГ "грубого" канала; 6 — сельсин-датчик; 7 — сельсин 575АТ "точного" канала; 8 — кожух; 9 — конденсатор фазировочный; 10 — жгуты со штепсельными разъемами 2РМ24КПН19П1.81 и 2РМ18КПН17Ш1В1; 11 — усилитель УЛК; 12 — двигатель ДП-0,5; 13 — релектор; 14 — корпус статоров; 15 — шетки; 16 — коллектор; 17 — релектор; 18 — стекло; 19 — светопровод; 20 — кремалера; 21 — лампа подсвета; 22 — шкала; 23 — стрелка грубого отсчета; 24 — стрелка точного отсчета; 25 — корпус; 26 — сельсин 573БГ "грубого" канала

При работе с курсовой системой слепует иметь в виду, что в режиме коррекции системы согласующий двигатель азимутальной коррекции гироскопов ИЭ-1М при наличии рассогласования между датчиком коррекции и гироскопом вращается с максимальной частотой, что приводит его к интенсивному износу. В связи с этим при работе с курсовой системой в лаборатории и на самолете режим согласования (коррекции) курса необходимо использовать кратковременно, в течение оговоренного срока ветствующими инструкциями времени.

Проверку системы ТКС до установки на борт самолета выполняют при помощи переносной проверочной установки УП-ТКС-П (рис. 2.82.) Эта установка позволяет проверить токи, потребляемые системой, работоспособность системы, скорости согласования в режимах МК и АК, работоспособность в режиме ПТК и работоспособность системы стабилизации гироскопов по крену.

Установка УП-ТКС-П состоит из четырех чехлодав. Чехлодав № 1 содержит проверочную схему и контрольно-измерительные приборы, чехлодав № 3 — предполетную переносную установку УПП-ТКС-П для контр-

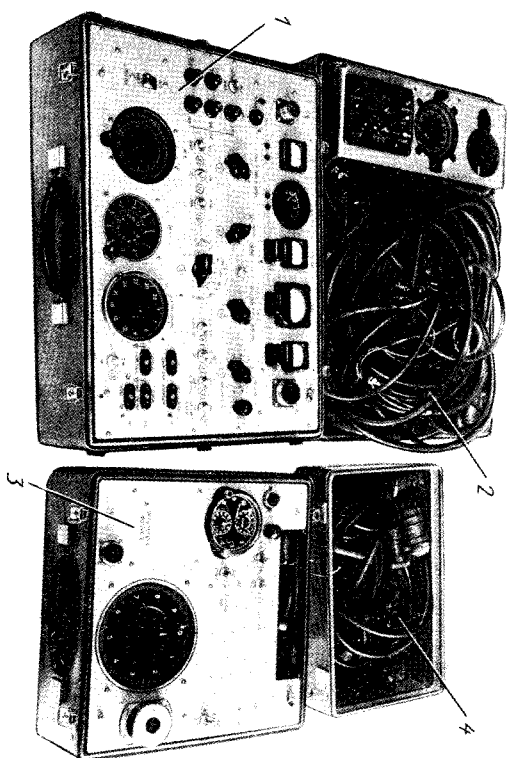


Рис. 2.82. Переносная проверочная установка УП-ТКС-П:

1 — чехлодав № 1; 2 — чехлодав № 2; 3 — чехлодав № 3 (УПП-ТКС-П); 4 — чехлодав № 4

ля курсовой системы без ее растыковки на борту самолета, а в чехлодавах 2 и 4 размещены переходные жгуты для присоединения агрегатов комплекта и приборов ПУ-11, РБ-2, ЗК и ПК-1, необходимых для проверки элементов курсовой системы. Подробное описание назначения чехлодавов изложено в техническом описании и инструкции по эксплуатации проверочной установки.

Схема подключения системы ТКС-П к проверочной установке УП-ТКС-П показана на рис. 2.83.

При проверке токов, потребляемых гироскопами и цепями схемы управления, следует обращать внимание на стабильность контролируемых токов. Резкое изменение токов при постоянном напряжении питания свидетельствует о возможной потере контактирования в электрических цепях блоков.

При проверке погрешности в режиме ПТК замеряют при помощи установок УПП-ТКС-П время 10 импульсов системы широтной коррекции гироскопов. Абсолютное значение времени 10 импульсов  $T_{10}$  должно входить в пределы

$$T'_{10P} < T_{10} < T''_{10P},$$

$$\text{где } T'_{10P} = \frac{1000}{15 \sin \varphi + 5}, \text{ а } T''_{10P} = \frac{1000}{15 \sin \varphi - 5}.$$

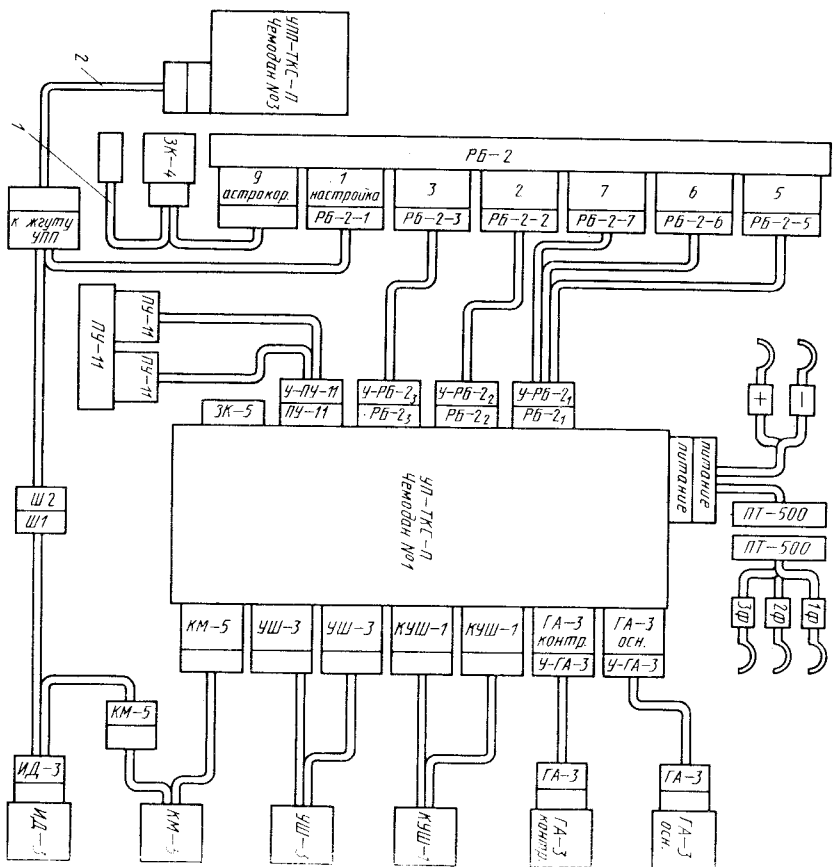


Рис. 2.83. Схема подключения системы ТКС-II к проверочной установке УП-ТКС-II. 1 — жгут, входящий в комплектацию ЗК-4; 2 — жгут, входящий в комплектацию УП-ТКС-II; остальные соединительные жгуты входят в комплект УП-ТКС-II, чехол № 2

Время 10 импульсов и частота вращения статора курсового сельсина в режиме ГПК связаны соотношением

$$T_{10p} = \frac{1000}{\omega_{корр}},$$

где  $T_{10p}$  — расчетное время 10 импульсов в секунду;  $\omega_{корр}$  — частота вращения статора курсового сельсина, равная

$$\omega_{корр} = \Omega_3 \sin \varphi + \omega_{p6};$$

$\Omega_3$  — угловая скорость вращения Земли;

$\varphi$  — широта места проверки;

$\omega_{p6}$  — дрейф от разбаланса гироскопа, который не должен превышать  $5/ч$ .

При вращении шкалы широты в сторону увеличения широты время одного импульса уменьшается, а при вращении в сторону уменьшения широты — увеличивается.

Достоверность контроля существенно повышается, если во время проверки используются измерительные приборы. При этом напряжение на клеммах "Тахогенератор" установки УП-ТКС-II при нормальной работе широтной коррекции должно быть равно напряжению, замеренному на клеммах "ПУ", а фигура Лиссажу на экране осциллографа, подключенного к клеммам "Торизонт. корр.", не должна даже кратковременно исчезать с экрана.

Проверку канала ИД-КМ (первый канал) осуществляют без девиационного прибора. Индукционный датчик устанавливают на специальной интимангнитной поворотной платформе, размещенной в месте, свободном от влияния магнитных масс. Чувствительность канала ИД-КМ проверяют замером показаний коррекционного механизма КМ-5 на 12 курсах, кратных  $30^\circ$ , при плавном вращении поворотного стола по часовой стрелке и против часовой стрелки.

Проверка курсовой системы на самолете без ее рассетки при помощи специальной установки УП-ТКС-II позволяет выполнить следующий объем проверок:

наличие и правильность чередования фаз питающего трехфазного напряжения;

проверку ускоренного согласования системы;

работу широтной коррекции;

работоспособность каналов магнитной коррекции;

проверку каналов гиromангнитного курса указателя КУШ-1 и индикатора пеленга на радиостанцию для системы ТКС-II или работу блока БТМК-2 в системе ТКС-II;

проверку точности выставки;

работу каналов автономного астрокурса;

проверку каналов ЗПУ и ПУ указателя УШ-3.

Проверку перечисленных параметров проводят по методике, указанной в эксплуатационно-технической документации.

Выполнение девиационных работ является условием, при котором система обеспечивает паспортную точность измерений магнитного курса. Девиационные работы должны выполняться на специальном девиационном кругу. Девиационный круг должен быть по возможности удален от ферромагнитных масс, неравномерность направления горизонтальной составляющей магнитного поля Земли на рабочей площади круга не должна превышать  $0,25^\circ$ .

Конструкция магнитного канала системы позволяет устранить установочную ошибку разворота индукционного датчика, погущеющую девиацию девиационным устройством, расположенным на индукционном дат-

чике, и четвертную девиацию с помощью декального устройства в коррекционном механизме.

Компасный курс определяют по показаниям коррекционного механизма при расчете установочной ошибки и коэффициентов поукругловости девиации. При устранении четвертной девиации компасный курс определяют по стрелке "1" указателя КУШ-1 (в системе ТКС-11) или по прибору с наиболее точной шкалой (в системе ТКС-12).

Магнитный курс самолета определяют по курсу системы в режиме ГПК, первоначально выставка которого выполнена при помощи выносного теодолита с буссолью (например, Т-30). При измерении истинного курса при пеленгации самолета необходимо учитывать значение магнитного склонения в месте списания девиации.

Установочную ошибку определяют при снятом с индукционного датчика девиационном приборе и списывают разворотом индукционного датчика. Затем устанавливают девиационный прибор и списывают поукругловую девиацию.

Четвертную девиацию и инструментальные погрешности курсовой системы устраняют с помощью декального устройства коррекционного механизма КМ-5 на 24 магнитных курсах.

При регулировке декального устройства необходимо иметь в виду, что ход регулировочного винта имеет разрешающую способность не более  $5^\circ$  (далее может наступить механическое разрушение ленты дека).

В ТКС предусмотрена система сигнализации, что повышает ее информационную надежность. При отказе основного гироагрегата на пульте управления курсовой системы загорается сигнальная лампа "О" и потребители курса основного гироагрегата автоматически переключаются на контрольный гироагрегат. При отказе контрольного гироагрегата на пульте управления курсовой системы загорается сигнальная лампа "К".

При завышенных улогах гироагрегата в азимуте может наблюдаться расхождение показаний приборов, получающих гироскопический курс от основного гироагрегата, с показаниями курса на приборах, получающих гироскопический курс от контрольного гироагрегата, или с показаниями курса на других приборах, получающих ортодромический курс. В этом случае переключение потребителей гироскопического курса основного гироагрегата на контрольный гироагрегат осуществляется вручную.

При отказе индукционного датчика ИД-3 или коррекционного механизма КМ-5 показания магнитного курса на КМ-5 и гироманитного курса на приборах, получающих курс от указателя КУШ-1 или блока БГМК-2, в полете выполняются в районе устойчивой работы ИД-3).

При отказе контрольного указателя КУШ-1 или блока БГМК-2, выносных датчиками гироманитного курса курсовой системы, в прямом полете будут наблюдаться показания курса на приборах, индицирующих гироманитный курс, отличные от показаний магнитного курса на

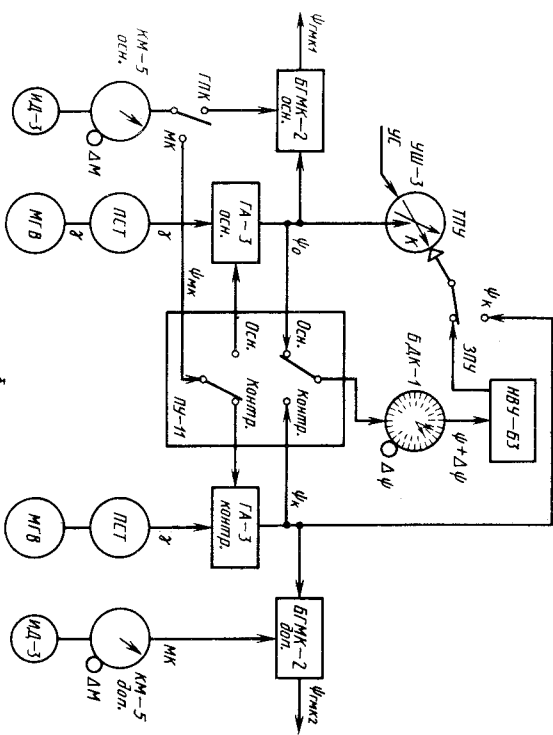
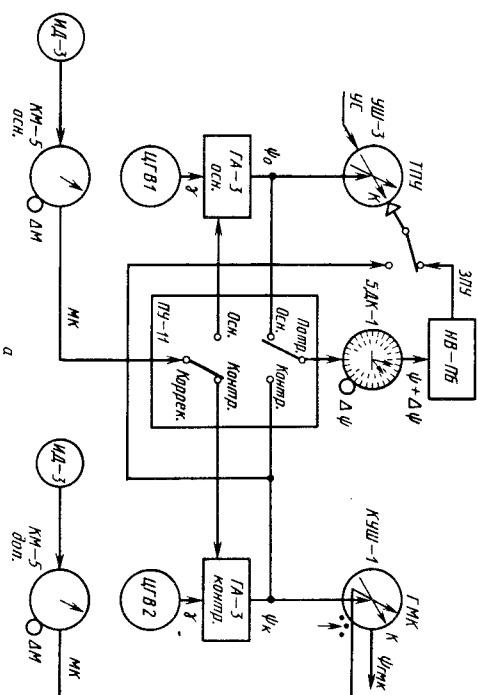


Рис. 2.84. Структурные схемы измерения курса:  
а — на самолете Ил-62; б — на самолете Ту-154

КМ-5. При этом ускоренного согласования блока БГМК-2 или указателя КУШ-1 с коррекционным механизмом не происходит.

Курсовая система ТКС является весьма точным датчиком курса для автономной навигации. Наблюдения показывают, что примерно две трети от инструментальной погрешности ( $0,5^\circ/4$ ) приходится на постоянную в данном полете составляющую. Это обстоятельство позволяет прогнози-

ровать поведение навигационной системы и обеспечить точную навигацию при значительных дальностях полета.

На самолетах Ил-62 и Ил-76 кроме системы ТКС-II установлены дополнительные блоки ИД-3, ИД-5 и БДК-1 (рис. 2.84, а), а на самолетах Ту-154 кроме системы ТКС-II установлены дополнительные блоки ИД-3, БДК-2 и БДК-1 (рис. 2.84, б). Этим достигается практическое полное разделение каналов измерения курса по двум бортам, что позволяет обеспечить их работу от независимых систем электроснабжения на этих самолетах. Блоки основного канала получают питание от одного борта, блоки контрольного — от другого. Питание блоков ПУ-11, БДК-1 переключается автоматически от левого или правого борта одновременно с переключением потребителей от основного на контрольный гидроагрегат.

Характерной особенностью использования курсовой системы на указанных самолетах является индикация курса контрольного гидроагрегата на индиксе ЗПУ указателя УИ-3. Другой особенностью является постоянное подключение дополнительного блока КМ-5 к блоку формирования гидромагнитного курса системы — блоку КУШ-1 или дополнительному блоку БДК-2. Кроме того, для обеспечения нормальной работы курсовой системы при отказе гидровертикали предусмотрены переключатели (на рис. 2.84 не показаны), обеспечивающие работу дополнительной рамы гидроагрегата ГВ-3 от встроенного в систему ТКС электрического агрегата.

## 2.5. СИСТЕМА ОПРЕДЕЛЕНИЯ И УСТРАНЕНИЯ ДЕВИАЦИИ СОУД

### 2.5.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

В разд. 1.1.6 рассмотрены основные принципы определения и компенсации магнитной девиации, а также требования к девиационным площадкам. Увеличение габаритных размеров и массы ВС усложняет достаточное трудоемкую операцию по их развороту на магнитные курсы. Кроме того, при выполнении девиационных работ и буксировке ВС индукционный датчик, размещаемый на консолях крыльев перемещается в большом районе и, следовательно, площадь, где направление горизонтальной составляющей магнитного поля Земли должно быть неизменным, увеличивается. Железобетонные покрытия аэродромов, особенно для ВС с низким расположением датчиков, могут создавать значительные погрешности, поэтому для девиационных работ с современными датчиками магнитного курса требуются площадки с неармированными покрытиями.

СОУД — система, предназначенная для определения и компенсации магнитной девиации без разворота ВС на девиационном круге. Применение СОУД позволяет снизить трудоемкость девиационных работ, а в некоторых случаях эта система является единственным приемлемым средством проведения девиационных работ.

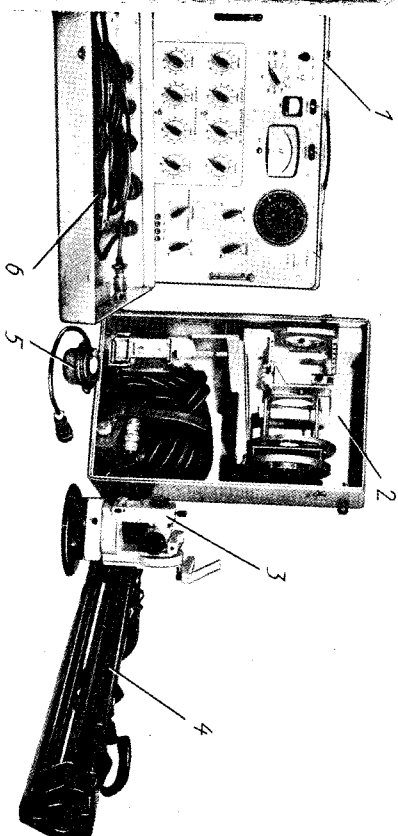


Рис. 2.85. Внешний вид комплекта СОУД: 1 — чемодан СОУД Чн-1 (блок измерений БИ-2); 2 — теодолит 2Т30; 3 — штатив теодолита; 4 — индукционный датчик ИД-6 1-й серии; 5 — соединительные жгуты

Комплект СОУД состоит из двух чемоданов (СОУД Чн-1, СОУД Чн-2) и теодолита 2Т30 (рис. 2.85).

#### Основные технические данные

|                                                                                                                                                                                                          |                                           |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------|
| Погрешность устранения девиации в диапазоне измерения горизонтальной составляющей напряженности магнитного поля Земли от 0,16 ... 0,19 Э при величине девиации не более: полукруговой 10°, четвертной 2° | по каждому коэффициенту, ... °, не более: |
| для ЧЗ типа ИД-6 1-й серии                                                                                                                                                                               | 0,5                                       |
| для ЧЗ типа ИД-3, ИД-5                                                                                                                                                                                   | 1                                         |
| Напряжение источников питания, В:                                                                                                                                                                        |                                           |
| постоянного тока                                                                                                                                                                                         | 27                                        |
| переменного трехфазного тока частотой 400 Гц при прямом чередовании фаз                                                                                                                                  | 36                                        |
| Температурный диапазон работы, ... °С                                                                                                                                                                    | -30 ... +50                               |
| Масса, кг, не более                                                                                                                                                                                      | 50                                        |

Принцип действия СОУД поясняется векторной диаграммой девиации, показанной на рис. 2.86. Из рисунка следует, что если на строго зафиксированных направлениях  $CX$  и  $OY$  измерить составляющие напряженности магнитного поля без ВС и с ВС, то разность измеренных значений равна составляющим напряженности магнитного поля ВС по его продольной и поперечной осям:

$$C = K(H_{pC} - H_{mC});$$

$$B = K(H_{pB} - H_{mB}),$$

где  $B$ ,  $C$  — коэффициенты полукруговой девиации, т. е. составляющие  $H_{BC}$  по продольной и поперечной осям ВС;  $H_{pC}$ ,  $H_{pB}$  — составляющие

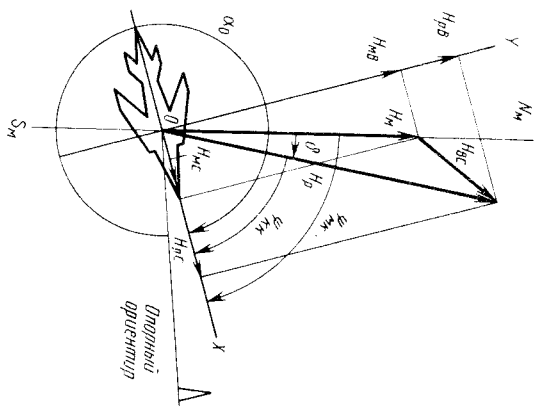


Рис. 2.86. Векторная диаграмма получаемой девиации:

$\vec{H}_m$  — вектор горизонтальной составляющей магнитного поля Земли;  $\vec{H}_{VC}$  — вектор горизонтальной составляющей магнитного поля ВС;  $\vec{H}_r$  — результирующий вектор горизонтальной составляющей магнитного поля;  $\vec{H}_h$  — продольная ось  $H_h$ ;  $\vec{H}_t$  — азимут продольной оси ВС от  $H_h$  в плоскости оптического ориентира;  $H_{mC}$  и  $H_{mB}$  — составляющие  $H_m$  по осям ВС;  $H_{mC}$  и  $H_{mB}$  — составляющие  $H_r$  по осям  $H_h$  и  $H_t$ .

$H_r$  по продольной и поперечной осям ВС;  $H_{mC}$ ,  $H_{mB}$  — составляющие  $H_h$  по продольной и поперечной осям ВС;  $K$  — коэффициент пропорциональности.

Сказанное справедливо, если причина вектора напряженности  $H_h$  не зависит от курса самолета, т.е. является следствием влияния "твердого" железа. При наличии "мягкого" железа еще пара уравнений (при другом значении  $\alpha_0$ ).

Измеритель составляющих магнитного поля СОУД представляет собой двухканальный магнитометр компенсационного типа, измеряющий проекции вектора индукции горизонтальной составляющей постоянного магнитного поля на две взаимно перпендикулярные оси.

Структурная схема канала измерения СОУД показана на рис. 2.87. При наличии постоянного магнитного поля, действующего на чувствительные элементы ЧЗ датчика СОУД, в его продольном (поперечном) чувствительном элементе появляется напряжение, которое поступает на вход усилителя УЗ нуля-индикатора. На выходе усилителя появляется сигнал  $I_K$ .

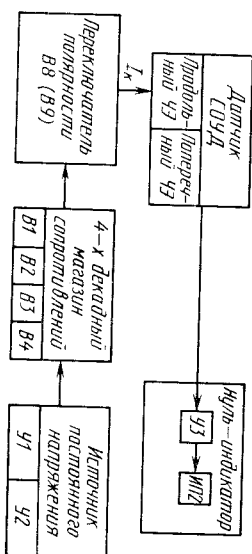


Рис. 2.87. Структурная схема канала измерения СОУД:

$I_K$  — ток компенсации; ЧЗ — чувствительный элемент; УЗ — стабилизаторы напряжения СН-13; УЗ — усилитель нуля-индикатора; ИИЗ — показывающий прибор нуля-индикатора; В1, В4 — магазин сопротивлений

который фиксируется показывающим прибором ИИЗ нуля-индикатора. От высокостабильного источника постоянного тока через магазин сопротивлений В1... В4 и переключающий полярности В8 (В9) в сигнальную обмотку соответствующего чувствительного элемента датчика подается ток компенсации  $I_K$ , который создает постоянное магнитное поле, равное по величине и противоположное по направлению внешнему магнитному полю. Момент компенсации контролируется по нулевым показаниям нуля-индикатора. Индукция  $B_m$  измеряемого магнитного поля  $H_m$  пропорциональна ому  $I_K$  компенсации.

## 2.5.2. УСТРОЙСТВО БЛОКОВ

СОУД Чн-1 представляет собой магнитометр, включающий чувствительный элемент в виде индукционного датчика типа ИД-6 1-й серии кл. 1 и блок измерений БИ-21, и предназначен для измерения постоянного магнитного поля.

Индукционный датчик ИД-6 1-й серии кл. 1 (датчик СОУД) предназначен для преобразования напряженности магнитного поля в ЭДС. Преобразование осуществляется по двум взаимно перпендикулярным осям чувствительности, стабилизированным в плоскости горизонта магнитным подвесом датчика. При девиационных работах используется, как правило, штатный индукционный датчик курсовой системы (ИД-6 1-й серии, ИД-3). Описание индукционных датчиков приводится при рассмотрении соответствующих курсовых систем.

Индукционный датчик (штатный или из комплекта СОУД) подключается к блоку измерений БИ-21 (рис. 2.88) через разъем ШЗ блока.

Блок измерения предназначен для формирования и измерения по двум каналам калиброванного постоянного тока, используемого при измерениях индукции постоянных магнитных полей. В блок входят:

два стабилизированных источника тока Э1 и Э2, каждый из которых содержит два стабилизатора напряжений СН-13 (У1 и У2) и четырехкаскадный магазин сопротивлений (R1... R7 и В1... В4);

исбирательный усилитель У99 (УЗ);

усилитель У-109 (У4);

курсовой указатель УПКС-1 (У5);

микроамперметр М1690А (ИИЗ);

вольтметр М4203 (ИИ1).

Блок измерений работает следующим образом. Напряжение возбуждения с генератора усилителя УЗ через контакты 5, 6 разъема ШЗ поступает на индукционный датчик. При измерении по каналу В сигнал с контактов 1, 2 разъема ШЗ индукционного датчика поступает на вход УЗ, преобразуется в постоянное напряжение и с выхода УЗ подается на микроамперметр ИИЗ. От стабилизированного источника тока Э1 через переключатель В8 постоянный ток подается на контакты 1, 2 разъема ШЗ непосредственно в сигнальную обмотку поперечного феррозонда датчика СОУД. Переключа-

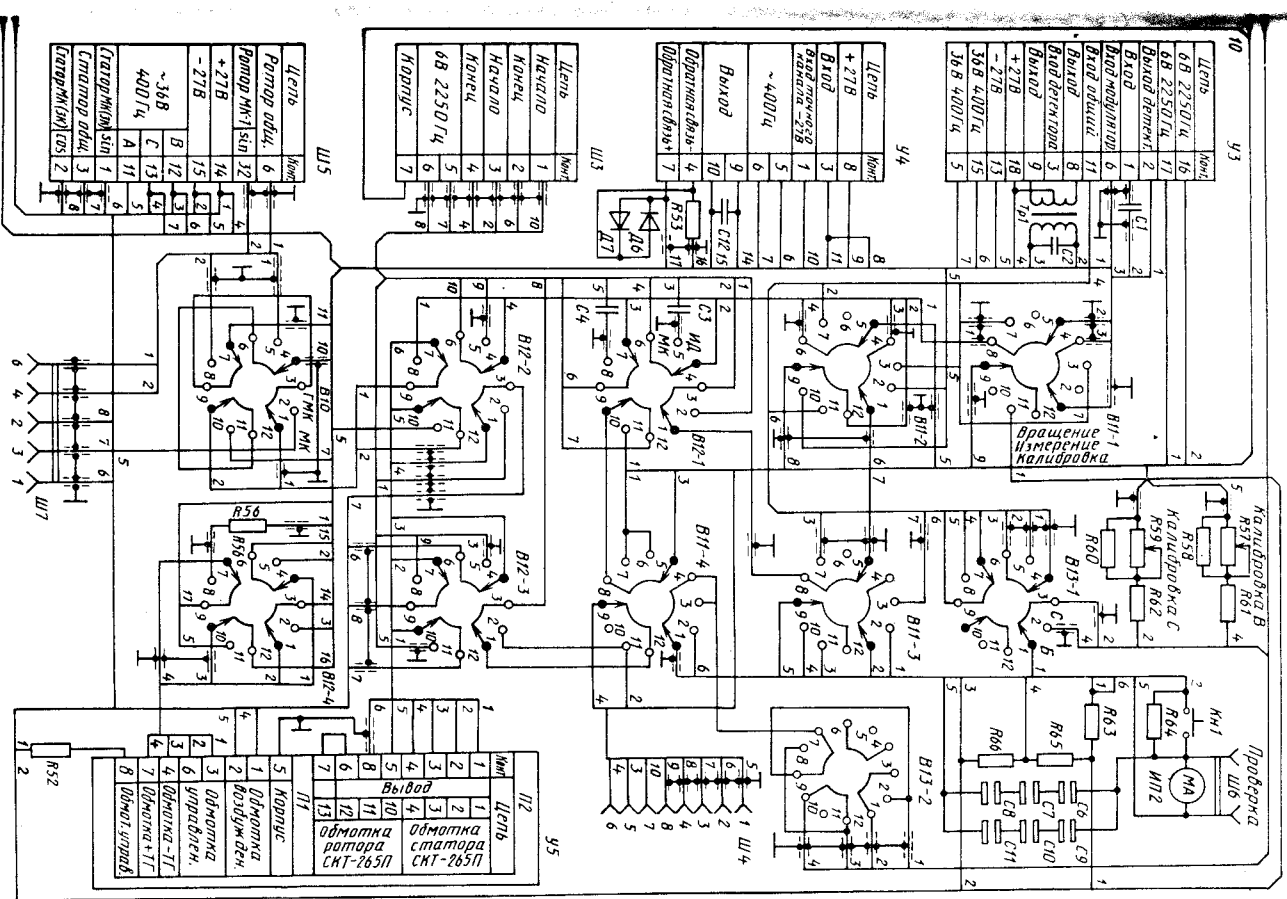
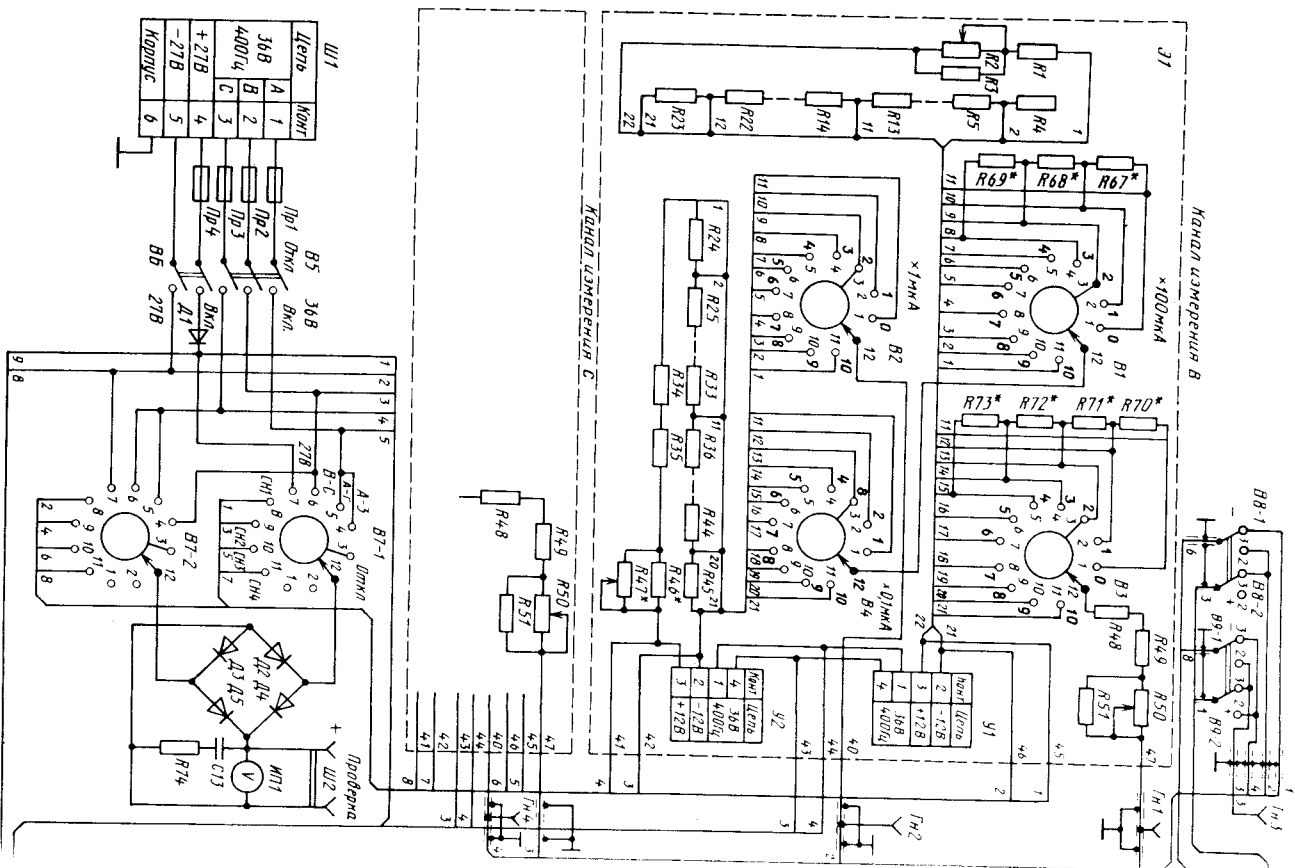


Рис. 2.88. Принципиальная электрическая схема блока измерений БИ-21

телями  $B1 \dots B4, B8$  устанавливается такая сила тока, при которой показания микроамперметра  $ИП2$  равны 0. Сила тока определяется по показаниям переключателей  $B1 \dots B4$  канала  $B$ , а знак полярности тока — по положению переключателя  $B8$ .

Измерение по каналу  $C$  производится аналогичным способом. При этом сигнал с продольного ферродина индукционного датчика снимается с контактов 3, 4 разьема  $ИЗ$ . На эти же контакты подается ток компенсации от источника постоянного тока  $Э2$  через переключатель  $B9$ . Сила тока определяется по положением переключателей  $B1 \dots B4$  канала  $C$ , а знак полярности тока по положению переключателя  $B9$ .

Величина индукции магнитного поля определяется по формуле

$$B_m = KI_k.$$

Переменные резисторы  $R2$  и  $R47$  используются при настройке стабилизированных источников тока  $Э1, Э2$ .

Вольтметр  $ИП1$  с выпрямительным мостом из четырех диодов предназначен для контроля напряжений источников питания ( $36 В$   $400 Гц$  и  $27 В$ ) и стабилизаторов напряжения  $У1, У2$  ( $11 В$ ).

В цепи питания блока измерений установлены предохранители.

Проверка работоспособности каналов измерения  $B$  и  $C$  производится с помощью контрольных гнезд  $Гн1 \dots Гн4$ .

Конструктивно СОУД Чн-1 представляет собой металлический чехол, содержащий индукционный датчик, блок измерений и соединительные жгуты. Доступ к штепсельным разъемам чехол имеет  $И1, И3, И4, И5$  и  $И6$  обеспечивается через боковую откидывающуюся на петлях крышку. В корпусе чехол закреплена кожух, в который устанавливается и закрепляется датчик  $ИД-6-1$  и серии кл. 1. На крышке чехол имеет штырь как с блок-схемами подключения СОУД.

СОУД Чн-2 представляет собой набор приспособлений, который размещен внутри металлического чехол.

## 2.5.3. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Принцип действия СОУД основан на следующих предположениях: модуль вектора индукции горизонтальной составляющей магнитного поля  $ВС$  от "мягкого" железа пропорционален модулю вектора горизонтальной составляющей магнитного поля Земли (Девияция от "мягкого" железа не зависит от широты местоположения);

вектор индукции от "твердого" железа не зависит от широты местоположения (Девияция от "твердого" железа при изменении широты местоположения  $ВС$  изменяется);

Девияция от электромагнитных полей отсутствует.

Только при соблюдении указанных условий СОУД даст надежные результаты измерения коэффициентов Девияции.

Девияционные работы на  $ВС$  с применением СОУД проводят в следующем порядке:

устанавливают  $ВС$  на специально размеченную площадку для выполнения девиационных работ и определяют его магнитный курс;

снимают штатный датчик с  $ВС$ , устанавливают его на штатив в специальном поворотном приспособлении вне магнитного поля  $ВС$ , подключают к курсовой системе  $ВС$  и устраняют инструментальную погрешность канала магнитной коррекции системы;

присоединяют СОУД к штатной системе измерения курса  $ВС$ , устанавливают штатный датчик, соединенный с теодолитом с помощью специального кронштейна, на штатное место, ориентируют его в направлении продольной оси  $ВС$  и измеряют азимут на внешней ориентир;

измеряют токи компенсации;

снимают штатный датчик со специальным кронштейном и теодолитом с  $ВС$ , устанавливают на штатив вне магнитного поля  $ВС$  и ориентируют параллельно продольной оси  $ВС$  по азимуту внешнего ориентира;

измеряют токи компенсации;

по разности токов компенсации, измеренных в штатном месте  $ВС$  и над точкой площадки вне  $ВС$ , вычисляют коэффициенты полукруговой девиации  $В, С$ ;

с помощью предусмотренных в бортовой системе средств (девиационный прибор, дистанционный электрический компенсатор) компенсируют коэффициенты полукруговой девиации  $В$  и  $С$ ;

снимают штатный датчик со специального кронштейна и устанавливают на  $ВС$ ;

поворотом ИД по указателю курсовой системы выставляют магнитный курс  $ВС$ ;

проверяют по соответствующей инструкции правильность компенсации магнитной девиации.

При эксплуатации СОУД следует исключить влияние внешних ферромагнитных масс при измерениях токов компенсации (стреминки, монтажные инструменты и детали, СПУ и т. д.).

Кроме своей основной функции СОУД позволяет проводить магнитное обследование места установки индукционных датчиков.

## 2.6. ПРИБОР НАВИГАЦИОННЫЙ ПЛАНОВЫЙ ПНП-72

### 2.6.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Приборы типа ПНП-72 различных модификаций относятся к электро-механическим дистанционным индикаторам курса и других навигационных параметров, определяющих положение  $ВС$  относительно заданной линии пути в горизонтальной плоскости, а также радиоориентиров при полете на маршруте и заходе на посадку.



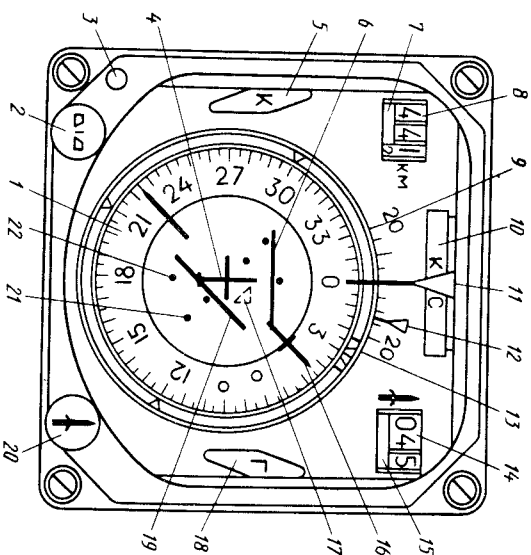


Рис. 2.89. Лицевая часть прибора ПНП-72:

1 — шкала текущего курса; 2 — кремальера ЗК; 3 — кнопка тест-контроля; 4 — подвижный силуэт самолета; 5 — флажок бленкера отказа курсового радиоприемника; 6 — стрелка отклонения от равносигнальной зоны тиссадного радиомаяка; 7 — шторка бленкера нерабочего состояния счетчика дальности; 8 — счетчик дальности; 9 — шкала указателя УС; 10 — флажок бленкера отказа датчика и указателя текущего курса; 11 — индекс отсчета текущего курса; 12 — индекс УС; 13 — индекс заданного курса; 14 — счетчик ЗПУ или заданного азимута; 15 — шторка бленкера нерабочего состояния счетчика ЗПУ; 16 — стрелка ЗПУ; 17 — указатель положения "на" или "от" радиостанции; 18 — флажок бленкера отказа тиссадного радиоприемника; 19 — стрелка отклонения от заданной линии пути или от равносигнальной зоны курсового радиомаяка; 20 — кремальера ЗПУ; 21 — шкала указателя отклонения от заданной линии пути или равносигнальной зоны курсового радиомаяка; 22 — шкалы указателя отклонения от равносигнальной зоны тиссадного радиомаяка

В зависимости от варианта исполнения прибор ПНП-72 объединяется в одной конструкции до 14 указателей, которые индицируют до двадцати двух параметров. Вариант исполнения лицевой части прибора ПНП-72 показан на рис. 2.89, а принципиальная электрическая схема прибора — на рис. 2.90. Прибор имеет индикацию "вид с самолета на землю".

#### Основные технические данные

|                                                                                                  |               |
|--------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------|
| Погрешность указателей, не более:                                                                |               |
| текущего курса, заданного курса, заданного путевого угла, угла сноса, КУР (азимута), ... °       | ± 1           |
| в диапазоне 0 ... 25 км                                                                          | ± (0,5 ... 1) |
| в полном диапазоне указателей                                                                    | ± 1,5         |
| отклонения от курсовой и тиссадных зон (от максимального значения индицируемой величины), %, ... | ± 10          |

Ток полного отклонения магнитоэлектрических указателей от курсовой и тиссадной зон при входном сопротивлении  $(1 \pm 0,05)$  КОм, мкА ..... 150 ± 15

Напряжение срабатывания сигнализаторов нерабочего состояния счетчиков дальности и заданного путевого угла при входном сопротивлении 210 Ом, В, не более .. 18

Ток срабатывания магнитоэлектрических бленкеров отказа курсового и тиссадного радиоприемников и указателя "на" или "от" мкА ..... 250

Входное сопротивление бленкеров отказа курсового и тиссадного радиоприемников, Ом ..... 600

Входное сопротивление указателя "на" или "от", Ом .. 120

Входное сопротивление по каналу "Исправность КС", Ом, не менее ..... 1500

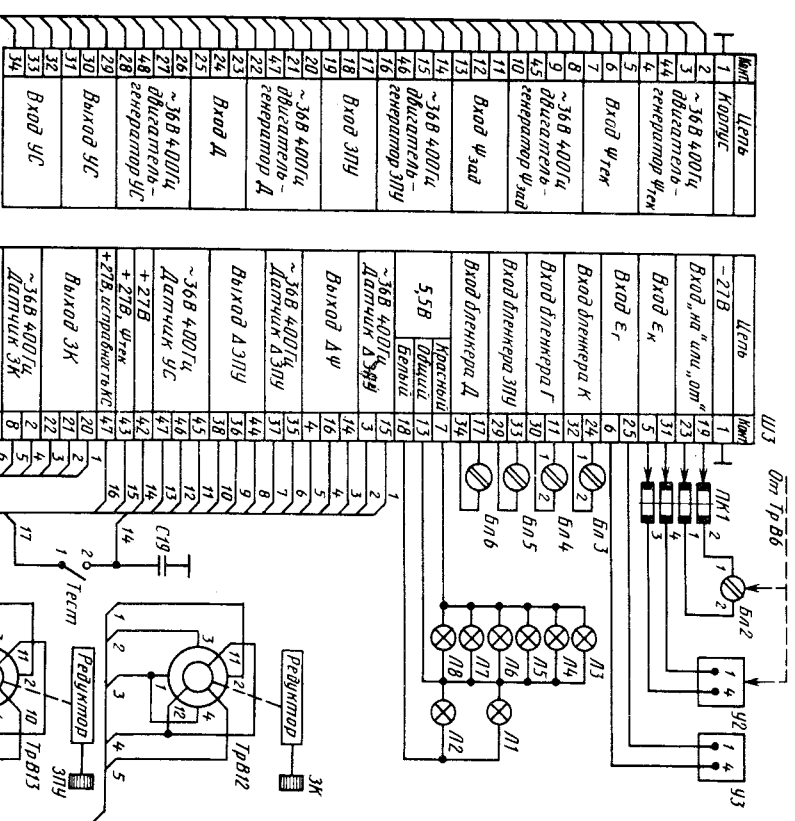
Напряжение источников питания, В:

|                                                                                   |      |
|-----------------------------------------------------------------------------------|------|
| прехфразного переменного тока частотой 400 Гц с прямым порядком чередования фаз   | 36   |
| постоянного тока                                                                  | 27   |
| переменного или постоянного тока для питания ламп встроенного подсвета            | 5,5  |
| Потребляемые токи, А, при номинальных напряжениях источников питания:             |      |
| от источника постоянного тока                                                     | 1    |
| от источника переменного тока                                                     | 2,5  |
| от источника постоянного или переменного тока в целях подсвета                    | 0,75 |
| Скорость обработки следящих систем в нормальных климатических условиях, не менее: |      |
| указателя текущего курса, ... °/с                                                 | 30   |
| указателя заданного курса и указателя заданного путевого угла, ... °/с            | 40   |
| указателей текущего азимута (КУР) и указателя угла сноса, ... °/с                 | 60   |
| указателя дальности, км/с                                                         | 15   |
| Масса, кг, не более                                                               | 3,5  |

#### 2.6.2. УСТРОЙСТВО ПРИБОРА

Указатель текущего курса представляет собой следящую систему с использованием в качестве приемника дистанционной передачи синусо-косинусного трансформатора Trv1 (типа СКТ-220-1П), усилителя блока управления и контроля БУК-1М или БУК-1-1 и сервопривода с исполнительным двигателем М1 (типа ДГМ-0,25Д). Двигатель М1 через зубчатую передачу обрабатывает шкалу курса и роторы синусо-косинусных трансформаторов Trv1 и Trv2 до согласованного положения ротора СКТ-приемника прибора с датчиком курса. Одновременно двигатель М1 через одинаковые кинематические передачи обрабатывает (в зависимости от варианта прибора) входные шестерни дифференциала, служащего для суммирования текущего и заданного курса (или ЗПУ).

С целью улучшения динамических характеристик следящей системы в указателе применен тахогенератор, являющийся конструктивной частью



|           |    |   |
|-----------|----|---|
| Выход шты | 10 | 5 |
| 26        | 7  |   |
| 27        | 8  |   |
| 9         | 9  |   |
| 10        | 10 |   |

~368 400 Н  
 Диаметр шты

A  
 (рис. 2, 90а)

10 (рис. 2, 90а)

## Указатель заданного

читатель текущего курса.

ий алгебраической сумме углов текущего и заданного курса ( $\Delta\psi$ ), и

через кинематическую передачу разворачивает ось синусно-косинусного трансформатора *Trb4* и индекса заданного курса.

Синусно-косинусный трансформатор *Trb4* (типа СКТ-220-1Д) служит датчиком сигнала, пропорционального отклонению текущего от заданного курса ( $\Delta\psi$ ).

Указатель заданного путевого угла представляет собой следящую систему с использованием в качестве приемника синусно-косинусного трансформатора *Trb5* (типа СКТ-220-1П), усилителя и двигатель-генератора *M3*, обрабатывающего ротор СКТ-приемника *Trb5* в положение, соответствующее с датчиком заданного путевого угла. Одновременно с ротором СКТ-приемника *Trb5* двигатель-генератор *M3* через кинематическую передачу обрабатывает вторую входную шестерню дифференциала ( $\psi \pm 3\Pi$ ); первую обрабатывает датчик текущего курса.

Выходная ось дифференциала ( $\psi \pm 3\Pi$ ), угол поворота которой равен алгебраической сумме углов текущего курса и заданного путевого угла, через кинематическую передачу разворачивает стрелку ЗПУ, узел показателя отклонения от заданной траектории в горизонтальной плоскости ("на" или "от" радиостанции) и ротор синусно-косинусного трансформатора *Trb6* типа СКТ-220-1Д, который служит датчиком сигнала, пропорционального отклонению текущего курса от заданного путевого угла ( $\Delta 3\Pi$ ). Кроме того, одновременно с обработкой ротора приемника *Trb5* двигатель-генератор *M3* обрабатывает входную шестерню счетчика ЗПУ. Передаточное число кинематической передачи между входной шестерней счетчика и ротором приемника *Trb5*  $i = 36$ , что обеспечивает трехразрядность счетчика ЗПУ, первый барабан которого, связанный с выходной осью счетчика, делает полный оборот при изменении заданного путевого угла на  $10^\circ$ .

Указатель дальности представляет собой следящую систему с использованием в качестве приемника синусно-косинусного трансформатора *Trb7* (типа СКТ-220-1П), усилителя, двигатель-генератора *M4* (типа ДГМ-0,25) и кинематической передачи на входную ось счетчика дальности *M4*. Передаточное число кинематической передачи между входной осью счетчика дальности и ротором СКТ-приемника *Trb7* ( $i = 100$  или  $i = 50$ ) выбрано из расчета того, что поворот ротора *Trb7* на  $360^\circ$  должен соответствовать показанию счетчика 999 км либо 499 км. При этом первый барабан счетчика, сидящий на входной оси, полный оборот которого соответствует 10 км, должен сделать 100 оборотов.

Указатель угла сноса представляет собой следящую систему с использованием в качестве приемника синусно-косинусного трансформатора *Trb9* (типа СКТ-220-1П), усилителя блока управления и контроли и двигатель-генератор *M5* (типа ДГМ-0,25Д).

Датчик прибора *Trb12* предназначен для выдачи потребителям сигналов, пропорциональных заданному курсу, и представляет собой синусно-

косинусный трансформатор типа СКТ-220-1Д, ротор которого через кинематическую передачу связан с кремальерой заданного курса.

Датчик прибора *Trb13* предназначен для выдачи внешним потребителям сигналов, пропорциональных ЗПУ, и представляет собой синусно-косинусный трансформатор типа СКТ-220-1Д, ротор которого через кинематическую передачу связан с кремальерой ЗПУ.

Указатель отклонения от равносигнальной зоны курсового маяка или от траектории в горизонтальной плоскости представляет собой магнитоэлектрический указатель, который механически связан со стрелкой заданного путевого угла и вращается вместе с ней. Указатель отклонения от равносигнальной зоны глассадного маяка или от траектории в вертикальной плоскости аналогичен указателю отклонения от равносигнальной зоны курсового маяка. Отличие заключается в том, что этот указатель неподвижен относительно курса прибора.

Сигнализатор направления полета самолета "на" или "от" радиостанции представляет собой двухполюсный магнитоэлектрический бленкер, который обрабатывает при подаче на бленкер сигнала соответствующей полярности, при этом на левую часть прибора выпадает треугольный индекс, ориентированный в направлении полета "на" или "от" радиостанции, соответственно полярности подаваемого на бленкер сигнала. Узел указателя направления полета самолета "на" или "от" радиостанции кинематически связан со стрелкой ЗПУ и вращается вместе с ней.

Сигнализатор отказа канала текущего курса "КС", отказа датчиков отклонения от курсовой зоны "К" и отклонения от глассадной зоны "Г" представляет собой магнитоэлектрические бленкеры. Флажки сигнализаторов при обеспокоенном состоянии бленкеров выпадает на левую часть прибора. Сигнализаторы нерабочего состояния счетчиков заданного путевого угла и дальности представляют собой электромагнитные бленкеры. При отсутствии на них управляющего напряжения возвратная пружина возвращает якорь в первоначальное положение и флажок выпадает на левую часть.

В приборах осуществлен встроенный белый подсвет.

Блок управления и контроли (БУК-1М или БУК-1-1) является составной частью прибора ПНП-72 и предназначен для усиления сигналов переменного тока, поступающих с приемников следящих систем. Блок включает в себя шесть усилителей следящих систем, выполненных на базе усилителя УСС-2, схему автоматического непрерывного контроля следящей системы текущего курса, схему тест-контроля всех следящих систем и схему коммутации приемников следящих систем.

Принципиальная электрическая схема следящей системы курса со встроенным контролем показана на рис. 2.91. Чувствительным элементом неисправности следящей системы служит синусно-косинусный контрольный приемник *Trb2* (СКТ-212), обмотки статора которого включены через резисторы *R3*, *R4* параллельно обмоткам статора основного приемника *Trb1* (СКТ-220), а ротор механически связан с ротором основного прием-

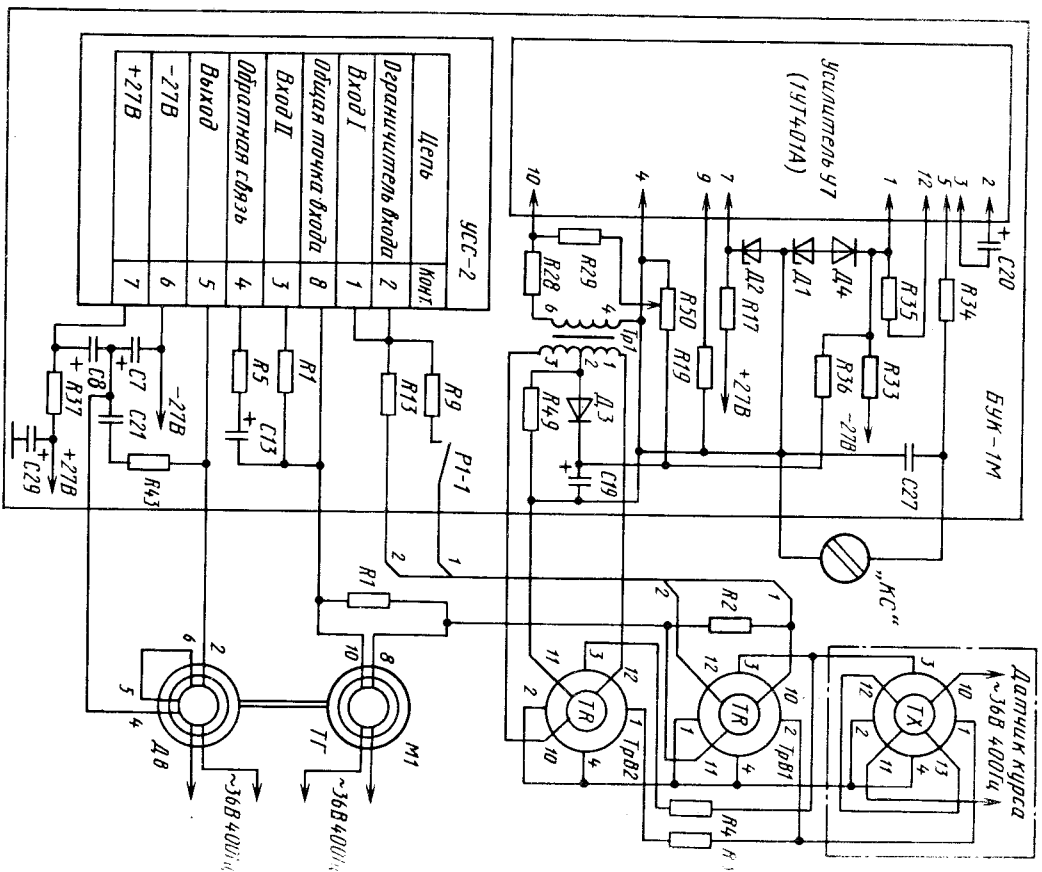


Рис. 2.91. Принципиальная электрическая схема следящей системы курса со встроенным контролем

ника и развернут относительно ротора этого приемника на  $45^\circ$ . Таким образом, в согласованном режиме следящей системы текущего курса на синусной и косинусной обмотках ротора СКТ-приемника  $Trb1$  имеются равные напряжения:

$$KU_0 \sin 45^\circ = KU_0 \cos 45^\circ.$$

В случае отказа любого из элементов следящей системы прибора (СКТ-приемника, усилителя или двигателя) изменится величина вектора магнитного потока или угол между вектором суммарного магнитного потока и осями обмоток ротора, вследствие чего уменьшится напряжение на роторных обмотках или нарушится их равенство.

Схема работает следующим образом. Встречно-последовательно соединенные роторные обмотки СКТ-приемника  $Trb2$  подключены к первичной обмотке входного трансформатора  $Tr1$  со средней точкой. На вторичной обмотке этого трансформатора напряжение пропорционально разности напряжений, снимаемых с роторных обмоток  $Trb2$ . В согласованном режиме и при нормальных параметрах следящей системы это напряжение будет близким к нулю. При этом ток, протекающий между общей точкой роторных обмоток и средней точкой первичной обмотки трансформатора  $Tr1$ , создает на резисторе  $R49$  некоторое падение напряжения, которое выводится на усилитель У7. Это напряжение является опорным, оно усиливается и подается на бленкер КС, который срабатывает, и флажок бленкера, сигнализирующий об отказе, не виден. При выбранном опорном напряжении опорного напряжения (нет питания дистанционной передачи) с выхода операционного усилителя на бленкер поступает напряжение обратной полярности и появится флажок на лицевой части прибора. При уменьшении напряжения (снижение крутизны дистанционной передачи) на одной или обеих роторных обмотках  $Trb2$  опорное напряжение уменьшается. Если это напряжение меньше допустимого, то напряжение на выходе усилителя падает и бленкер сигнализирует выпадением флажка об отказе следящей системы.

Напряжением питания операционного усилителя является сигнал исправности системы измерения курса. В случае отказа курсовой системы операционный усилитель обесточивается, обесточивается бленкер, флажок бленкера также выпадает на лицевую часть. В случае отказа СКТ-приемника, усилителя, двигателя или элементов кинематики, как уже упоминалось выше, нарушается равенство напряжений на роторных обмотках  $Trb2$ . На вторичной обмотке трансформатора  $Tr1$  появляется напряжение, пропорциональное разности напряжений, снимаемых с роторных обмоток. Это напряжение подается на вход операционного усилителя У7 вместе с опорным напряжением, что вызывает уменьшение сигнала постоянного тока на выходе этого усилителя и появление флажка на лицевой части прибора, сигнализирующего об отказе следящей системы текущего курса. Инверсионность усилителя У7, позволяющая исключить ложные срабатывания, обеспечивается конденсатором  $C20$ , подключенным параллельно его выходу.

Для проверки схемы встроенного непрерывного контроля и работоспособности следящих систем перед полетом и в полете предусмотрены встроенный тест-контроль. При нажатии кнопки "Тест" замыкаются контакты реле и через резистор  $R9$  на вход усилителя следящей системы пода-

ется сигнал с косинусной обмотки ротора приемника. Следящая система обрабатывает до тех пор, пока сигнал с косинусной обмотки СКТ не сконсенсруется сигналом, поступающим на вход усилителя с синусной обмотки. При этом указатель прибора отклоняется от исходного положения на определенный угол, схема контроля курса обесточивает бленкер, флажок бленкера появится на лицевой части прибора.

При отпускании кнопки следящая система вернется в исходное положение, флажок бленкера с лицевой части прибора исчезнет. Погрешность с которой стрелки указателей отклоняются и возвращаются в исходное положение при тест-контроле, определяет работоспособность следящих систем, а выпадание и возврат в рабочее положение флажка бленкера при тест-контроле определяет исправность непрерывного встроенного контроля.

Прибор выполнен в герметичном исполнении. Герметизация кожуха, стекла, штепсельных разъемов и винтов крепления осуществляется герметиком. Герметизация кремальеры осуществляется прокладками из фторопласта, кнопки тест-контроля — с помощью резиновой втулки. Штепсельные разъемы типа РС установлены непосредственно на приборе. Блок управления и контроля (БУК-1 или БУК-1-1), установленный на задней части прибора, выполняется в виде отдельного узла. С прибором его связь осуществляется через разъем типа РС.

Для обеспечения правильного (соответствующего схемам соединения) подсоединения ответных частей к штепсельным разъемам прибора на задней стенке корпуса блока управления и контроля нанесены треугольные цветные указатели разъемов: красного цвета — Ш2, желтого цвета — Ш3. Элементы ответных частей штепсельных разъемов, подключаемых к штепсельным разъемам прибора, должны иметь окраску соответствующего цвета.

### 2.6.3. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Прибор ПНП-72 является многофункциональным прибором, осуществляющим как индикацию навигационных параметров полета, так и формирование управляющих воздействий для обеспечения движения ВС по заданной траектории. Общее количество функциональных операций составляет около трех десятков. Структурная схема взаимодействия прибора ПНП-72 с оборудованием ВС показана на рис. 2.92.

Некоторые индикаторы (указатели) прибора вручную или автоматически переключаются на различные датчики индицируемого параметра. Например, сигнал курса может поступать либо от датчика гироскопического курса, либо от датчика гироматного курса, либо непосредственно от навигационного вычислителя, либо от резервных систем. Это требует от экипажа постоянного внимания к показаниям прибора, оценки состояния навигационных систем и своевременного управления оборудованием в процессе полета.

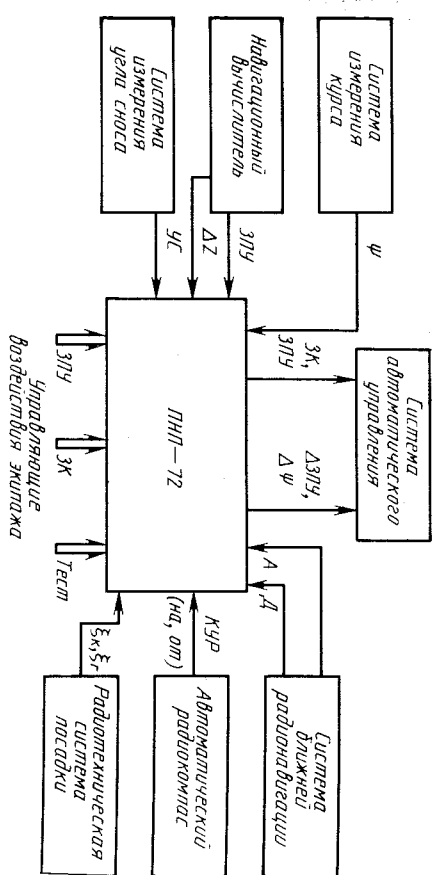


Рис. 2.92. Структурная схема взаимодействия прибора ПНП-72 с бортовым оборудованием

ПНП-72 является основным навигационным индикатором, позволяющим осуществлять навигацию на протяжении всего полета. Сопоставление индицируемых параметров с навигационной обстановкой — основная функция экипажа, позволяющая обеспечить безопасное управление ВС. В эту функцию входит также и периодическое сравнение показаний с дублирующими или резервными приборами.

Проверка прибора на борту ВС выполняется в соответствии с его технологией обслуживания. Так как прибор является индикатором выходной навигационной информации, вырабатываемой оборудованием на борту ВС, то его проверка при подготовке к полету и других формах обслуживания выполняется без контрольно-проверочной аппаратуры.

Проверка демонтированного прибора выполняется с помощью контрольно-проверочной аппаратуры КПА-72, которая используется также при регламентных работах.

Неисправность любого канала прибора практически обнаруживается с помощью тест-контроля. Исключение составляет проверка работоспособности бленкеров сигнализации исправности информационных каналов — текущего курса, отклонения от курсовой и глиссадных зон, ЗПУ и дальности. Если нельзя определить наличие сигналов исправности информационных систем без расстыковки штепсельных разъемов, эти сигналы определяются с расстыковкой разъемов прибора.

### 3. АППАРАТУРА ИЗМЕРЕНИЯ ВЕРТИКАЛИ

#### 3.1. ЦЕНТРАЛЬНАЯ ГИРОВЕРТИКАЛЬ ЦТВ

##### 3.1.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Центральная гировертикаль (рис. 3.1) предназначена для определения положения летательного аппарата в пространстве относительно истинной вертикали места. Она является централизованым датчиком углов крена и тангажа, которые выдаются в виде электрических сигналов потребителям. Потребителями сигналов ЦТВ являются индикаторы крена и тангажа, полтажные, навигационные и радиолокационные системы.

ЦТВ выпускаются в различных модификациях, которые отличаются друг от друга типом и характеристиками датчиков для съема сигналов.

##### Основные технические характеристики

|                                                                                                                                                                                                                              |               |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------------|
| Погрешность выдерживания вертикали (углов крена и тангажа) на качающемся основании с углом качания $5^\circ$ и периодом 13 ... 15 с или то же в горизонтальном прямолинейном полете, ... , не более                          | $\pm 15$      |
| Погрешность прибора после выражений и разворотов длительностью до 10 мин с угловыми скоростями менее $0,3^\circ/\text{с}$ (при этом поперечная коррекция должна отключаться с помощью выключателя коррекции), ... , не более | $\pm 2$       |
| Скорость прцессии под действием коррекции в нормальных температурных условиях, ... /мин                                                                                                                                      | $0,7 \dots 2$ |
| Диапазон предельных углов работы (при ориентации продольной оси прибора вдоль продольной оси летательного аппарата), ...                                                                                                     | $\pm 180$     |
| по крену                                                                                                                                                                                                                     | $\pm 180$     |
| по тангажу                                                                                                                                                                                                                   | $\pm 70$      |

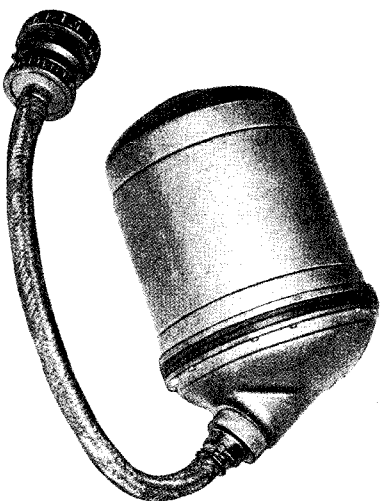


Рис. 3.1. Внешний вид ЦТВ

|                                                                                                                            |           |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| Напряжение, В, и частота, Гц, источника питания                                                                            | 36; 400   |
| Потребляемая мощность по цепи переменного тока, В · А, не более                                                            | 70        |
| Предельные значения угловых скоростей по осм крена и тангажа, ... /с                                                       | 120       |
| Погрешность линейной характеристики потенциометрических датчиков крена и тангажа в диапазоне рабочих углов, ... , не более | $\pm 0,5$ |
| Разрешающая способность (чувствительность) потенциометрических датчиков, ...                                               | 12 ... 15 |
| Время готовности к работе, мин, не более                                                                                   | 4         |
| Масса прибора, кг, не более                                                                                                | 7,8       |

##### 3.1.2. УСТРОЙСТВО ЦТВ

ЦТВ представляет собой двухгироскопическую платформу с силовой стабилизацией, корректируемую по вертикали от жидкостного маятникового элемента. По сравнению с однострокошными вертикалями (типа АГД-1) ЦТВ обладает повышенной точностью, что достигается главным образом благодаря применению в приборе принципа силовой гироскопической стабилизации. Применение этого принципа позволяет компенсировать значительную часть вредных возмущающих моментов (моментов трения в потенциометрах для съема сигналов, моментов остаточной несбалансированности рам карданова подвеса и т. д.), которые в однострокошных вертикалях приводят к повышенным "уходам". Благодаря этому принципу стало также возможным снизить скорость коррекции платформы по вертикали, что уменьшает влияние эволюций ВС на погрешность прибора.

Схематично устройство ЦТВ показано на рис. 3.2. Стабилизированная платформа 1, состоящая из двух гироскопов 2 и 8, коррекционных моторов 5, 13 и разгрузочного двигателя 14, является внутренней рамой карданова подвеса. Ось Z платформы 1 стабилизирована по направлению вертикали места и в дальнейшем будет называться нормальной осью платформы. Внешняя рама (рама крена) 15 имеет возможность неограниченного поворота в корпусе прибора: поворот платформы 1 вокруг оси Y ограничен в пределах  $\pm 70^\circ$ .

Ось X внешней рамы направлена вдоль продольной оси летательного аппарата. Относительно нее снимаются сигналы углов крена. Относительно оси Y снимаются сигналы углов тангажа. Съем сигналов, пропорциональных углам крена и тангажа, осуществляется при помощи потенциометрических датчиков 3 и 6.

На платформе 1 расположены два гироскопа 2 и 8 с одинаковыми по величине и противоположно направленными кинетическими моментами H. В исходном положении последние параллельны оси Z. Гироскопы включены в кожухи и вместе с ними имеют возможность поворачиваться на небольшие углы относительно осей X<sub>1</sub> и Y<sub>1</sub>, называемых осями пре-

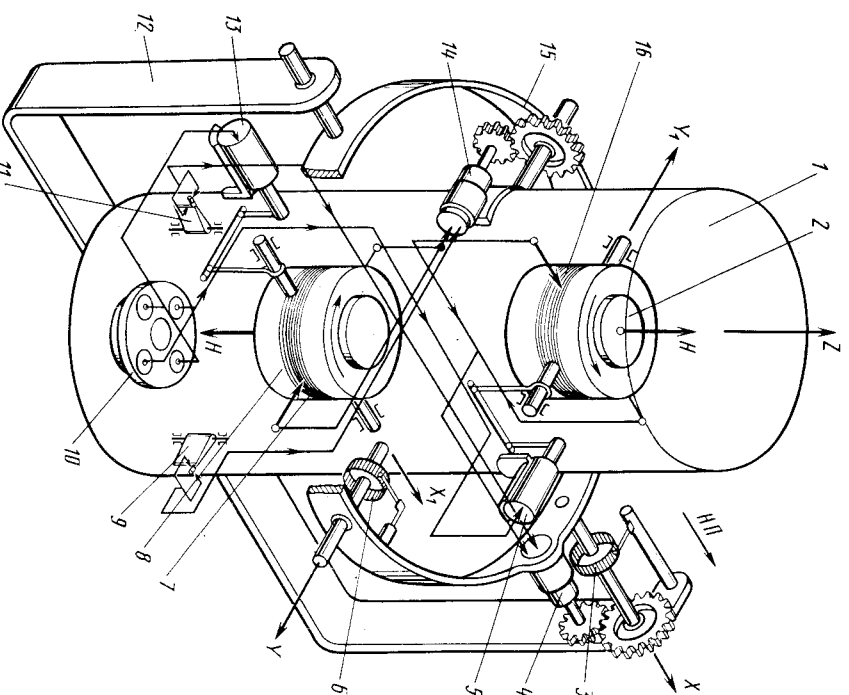


Рис. 3.2. Кинематическая схема ЦПВ:

1 — платформа (внутренняя рама); 2, 8 — гироскопы в кожухах (гироузы); 3, 6 — потенциометрические датчики углов крена и тангажа; 4, 14 — разгрузочные двигатели; 5, 13 — коррекционные моторы; 7, 16 — управляющие потенциометры; 9, 11 — магнитная система ускоренного восстановления; 10 — жидкостный магнитный переключатель; 12 — рама; 15 — внешняя рама

цессии. В горизонтальном рабочем положении прибора оси прецессии соответственно параллельны измерительным осям карданова подвеса  $X$  и  $Y$ . Для компенсации моментов трения в измерительных осях и других вредных моментов, действующих на платформу, в приборе имеются два разгрузочных двигателя 4 и 14. Разгрузочный двигатель 4 укреплен на внешней раме карданова подвеса и связан через редуктор с корпусом прибора. Разгрузочный двигатель 14 укреплен на платформе и связан через редуктор с наружной рамой.

На кожухе гироскопа 2 находится потенциометр 16, выдающий сигнал на разгрузочный двигатель 4, а на кожухе гироскопа 8 — аналогичный по-

тенсиометр 7, управляющий разгрузочным двигателем 14. Щетки потенциометров связаны с платформой.

Гироскоп 2 вместе с внешней рамой карданова подвеса и разгрузочным двигателем 4 осуществляет стабилизацию платформы 1 относительно оси  $X$ , а гироскоп 8 вместе с платформой и разгрузочным двигателем 14 — стабилизацию этой платформы относительно оси  $Y$ . В целом платформа 1 оказывается стабилизированной в абсолютном пространстве и близка по своим свойствам к свободному гироскопу (при отключенной коррекции).

Рассмотрим схему стабилизации. Предположим, что вокруг оси  $X$  внешней рамы карданова подвеса возник некоторый возмущающий момент  $M$ . Этот момент через подпinnики оси  $Y$  платформы и подпinnики оси  $Y_1$  гироскопа 2 воздействует на последний. Под действием момента  $M$  гироскоп 2 начинает прецессировать относительно оси  $Y_1$ . При этом возникает гироскопический момент, направленный по оси  $X$  внешней рамы, уравновешивающий в первое мгновение возмущающий момент  $M$ .

При отклонении гироскопа 2 со щеток, связанных с потенциометром 16, снимается сигнал, пропорциональный углу отклонения гироскопа 2 от нулевого положения, соответствующего совпадению оси собственного вращения гироскопа  $H$  с осью  $Z$  платформы. Этот сигнал поступает на разгрузочный двигатель 4, который развивает на оси внешней рамы карданова подвеса момент, противоположный возмущающему моменту  $M$ . При наступлении равновесия между возмущающим и разгрузочным моментами прецессия гироскопа 2 прекращается и он остается отклоненным на некоторый угол вокруг оси прецессии  $Y_1$ . При этом платформа 1 от действия момента  $M$  своего первоначального положения не изменяет. После того как действие момента  $M$  прекращается, гироскоп возвращается в нулевое положение под действием момента разгрузочного двигателя.

Аналогично работает система силовой разгрузки, состоящая из гироскопа 8 и разгрузочного двигателя 14, при воздействии на платформу возмущающих моментов вокруг оси  $Y$ .

Таким образом, платформа 1 при наличии в приборе силовой разгрузки сохраняет неизменным свое положение в пространстве при действии возмущающих моментов по измерительным осям.

Для придания оси  $Z$  гиросtabilизированной платформы вертикального направления в приборе имеется система коррекции, состоящая из жидкостного магниткового переключателя 10 и двух коррекционных моторов 5 и 13. Коррекционный мотор 5 связан шарнирной перекачей с осью кожуха гироскопа 2; коррекционный мотор 13 связан аналогичным образом с осью кожуха гироскопа 8.

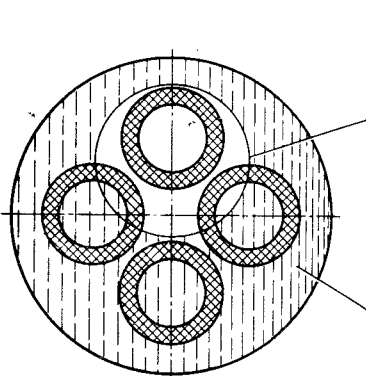
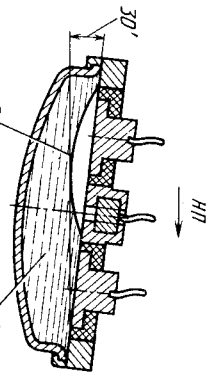
Процесс коррекции в ЦПВ происходит аналогично действию коррекции в однострокошных вертикалях, где коррекционный момент, приложенный, например, к оси внутренней рамы, вызывает прецессию гироскопа вокруг оси внешней рамы. Ось прецессии  $Y_1$  для гироскопа 2 является как бы осью внутренней рамы, а измерительная ось  $X$  платформы является для него осью внешней рамы. Аналогично для гироскопа 8 ось прецессии



$X_1$  служит осью внутренней рамы, а измерительная ось платформы  $Y$  — осью внешней рамы.

Жидкостный переключатель 10 представляет собой чашу с токопроводящей жидкостью, закрытую крышкой с четырьмя крестообразно расположенными электродами (рис. 3.3). При отклонении платформы 1 (см. рис. 3.2) на некоторый угол от вертикали, например вокруг оси  $X$ , жидкостный переключатель 10 выдает сигнал на коррекционный мотор 11. Последний создает на оси кожуха гироскопа 2 момент, под действием которого платформа 1 прецессирует к вертикали вокруг оси  $X$ . Точно так же осуществляется коррекция платформы относительно оси  $Y$  тем же жидкостным переключателем 10 и коррекционным мотором 13. Моменты вращения в измерительных осях не препятствуют прецессионному движению платформы, так как они компенсируются разгрузочными двигателями 14. В ЦТВ предусмотрена возможность раздельного выключения потерей и продольной коррекции с целью уменьшения погрешностей прибора при действии ускорений.

Для ускоренного приведения платформы 1 к вертикальному направлению (при запуске прибора) применяются механические магнитики 9 и 11, расположенные на платформе. Каждый магнитик работает только в одной плоскости и имеет контактное устройство. При наклоне платформы, например вокруг оси  $X$ , магнитик 9 через свою контактную группу включает разгрузочный двигатель. На разгрузочном двигателе суммируются два сигнала: сигнал с потенциометра 16 системы силовой разгрузки и сигнал с магнитика 9 системы ускоренного восстановления.



всегда превышает по величине сигнал с потенциометра силовой разгрузки и направлен противоположно ему. Под действием суммарного момента разгрузочного двигателя 4 гироскоп 2 начинает прецессировать. Прецессия гироскопа прекращается и после того, как гироскоп отклонится до положения, соответствующего максимальному сигналу, снимаемому с потенциометра 16. Гироскоп 2 продолжает прецессировать под действием избыточного момента от сигнала магнитика до тех пор, пока не достигнет ограничивающий упор. При этом платформа практически теряет свои гироскопические свойства относительно оси  $X$  и под действием избыточного

Рис. 3.3. Схема жидкостного переключателя: 1 — токопроводящая жидкость; 2 — плановый воздушный пузырь

момента  $\Delta M$  начнет ускоренно с угловой скоростью  $\omega_X$  двигаться к вертикальному положению.

Одновременно с поведением угловой скорости  $\omega_X$  возникает гироскопический момент  $M_{T2} = H_2 \omega_X$  у гироскопа 2, который воздействует на платформу относительно оси  $Y$ . Для гироскопа 8 этот момент — возмущающий. Он вызывает его прецессию относительно оси  $X$  вслед за платформой с угловой скоростью

$$\frac{H_2 \omega_X}{H_8} = \omega_X \quad (\text{так как } H_2 = H_8).$$

Таким образом, гироскоп 8 оказывается как бы жестко связанным с платформой и ускоренно движется вместе с ней относительно измерительной оси  $X$ .

Гироскопические моменты гироскопов 2 и 8, которые возникают от носительно измерительной оси  $Y$  платформы, взаимно компенсируются  $H_2 \omega_X = H_8 \omega_X$ , так как гироскопы вращаются в противоположных направлениях и разгрузочный двигатель не испытывает дополнительной нагрузки, обеспечивая плавное восстановление платформы к вертикали. Если бы гироскопы имели одинаковое направление вращения, то гироскопические моменты суммировались бы и не всегда могли быть скомпенсированы разгрузочным двигателем.

Таким же образом происходит ускоренное восстановление платформы вокруг оси  $Y$  с помощью магнитика 11 и разгрузочного двигателя 14.

Система ускоренного восстановления (или арретирования) ЦТВ приводит платформу 1 к вертикали с точностью  $\pm (1,5 \dots 2)^\circ$  из любого положения. Дальнейшее точное восстановление платформы к вертикали осуществляется системой коррекции. Система ускоренного восстановления включается при запуске на 40 ... 120 с, т. е. на время, необходимое для набора оборотов гироскопами и восстановления платформы к вертикали.

Электрическая схема ЦТВ состоит из схемы гироскопической части прибора (рис. 3.4) и схемы потенциометрических датчиков для съема сигналов угла крена и тангажа.

Гироскопическая часть прибора питается трехфазным переменным напряжением 36 В 400 Гц. Гироскопы  $M1$  и  $M2$  представляют собой асинхронные электродвигатели с короткозамкнутым ротором. Их статорные обмотки соединены в звезду и включены параллельно друг другу.

Пусковой ток гироскопов составляет 2,3 ... 2,5 А. По мере набора оборотов потребляемый гироскопами ток уменьшается до 0,8 ... 1,1 А.

Элементы схемы образуют три системы: систему коррекции, состоящую из жидкостного переключателя 91 и коррекционных моторов  $M3$  и  $M4$ ;

систему разгрузки, состоящую из управляющих потенциометров  $M1$  и  $M2$  и разгрузочных двигателей  $M5$  и  $M6$ ;

систему ускоренного восстановления, состоящую из магнитиков контактных  $MK1$  и  $MK2$  и разгрузочных двигателей  $M5$  и  $M6$ .

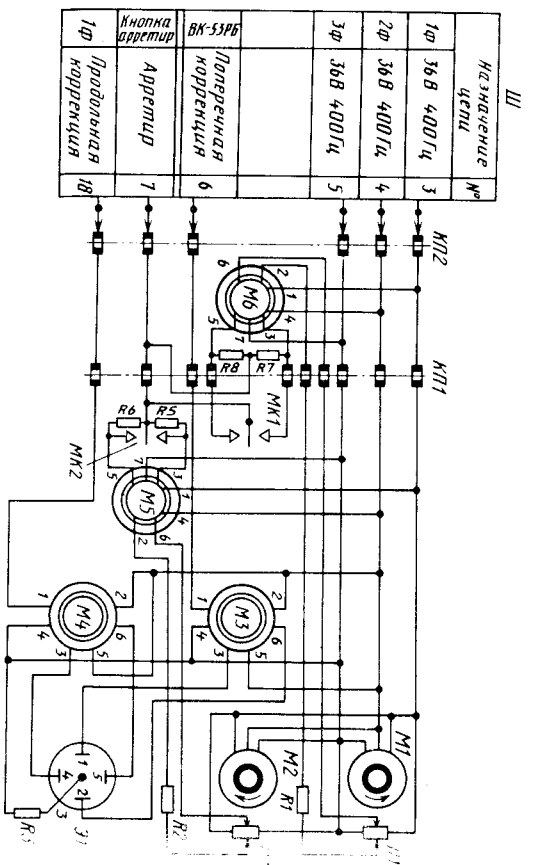


Рис. 3.4. Принципиальная электрическая схема гироскопической части ЦПВ:  
 М1, М2 – гиromоторы; М3, М4 – коррекционные моторы; М5, М6 – разгрузочный двигатель; З1 – жидкостный переключатель; МК1, МК2 – магнитные системы; К11, К12 – управляющие потенциометры; К11 и К12 – коллекторные кольца; Ш – штепсельный разъем 2РМ42КП30Ш2А1

Потенциометрические датчики ЦПВ (рис. 3.5) служат для выдачи сигналов крена и тангажа летательного аппарата. В ЦПВ применяются три волочные потенциометрические датчики с линейной характеристикой, т. е. выдаваемый сигнал изменяется пропорционально углу поворота прибора в пределах рабочего угла (при условии отсутствия токовой нагрузки на шестках).

Мощность потенциометрических датчиков при подключенной нагрузке (суммарная потребляемая и снимаемая мощность) не превышает 2,5 Вт. Для установки ЦПВ в рабочее положение и технологической проверки прибора имеются специальные установочные (точные) потенциометры крена и тангажа с разрешающей способностью на виток 3 ... 4°. Потенциометры питаются от источника постоянного тока напряжением 27 В. Рабочий угол потенциометров составляет  $\pm 10^\circ$ . При рабочем положении прибора допускается выходной сигнал со шток потенциометрических датчиков соответствующий углу  $\pm 1^\circ$ .

Конструктивно ЦПВ состоит из следующих основных узлов: дв. гироскопических узлов, двухгироскопического узла, карданова узла и узла амортизации.

Гироскопический узел. Основным элементом гироскопического узла является асинхронный гиromотор переменного тока типа ГМА-4П. Он представляет собой трехфазный асинхронный двигатель с короткозамкнутым ротором. Гиromотор размещен в кожухе, состоящем из корпуса и

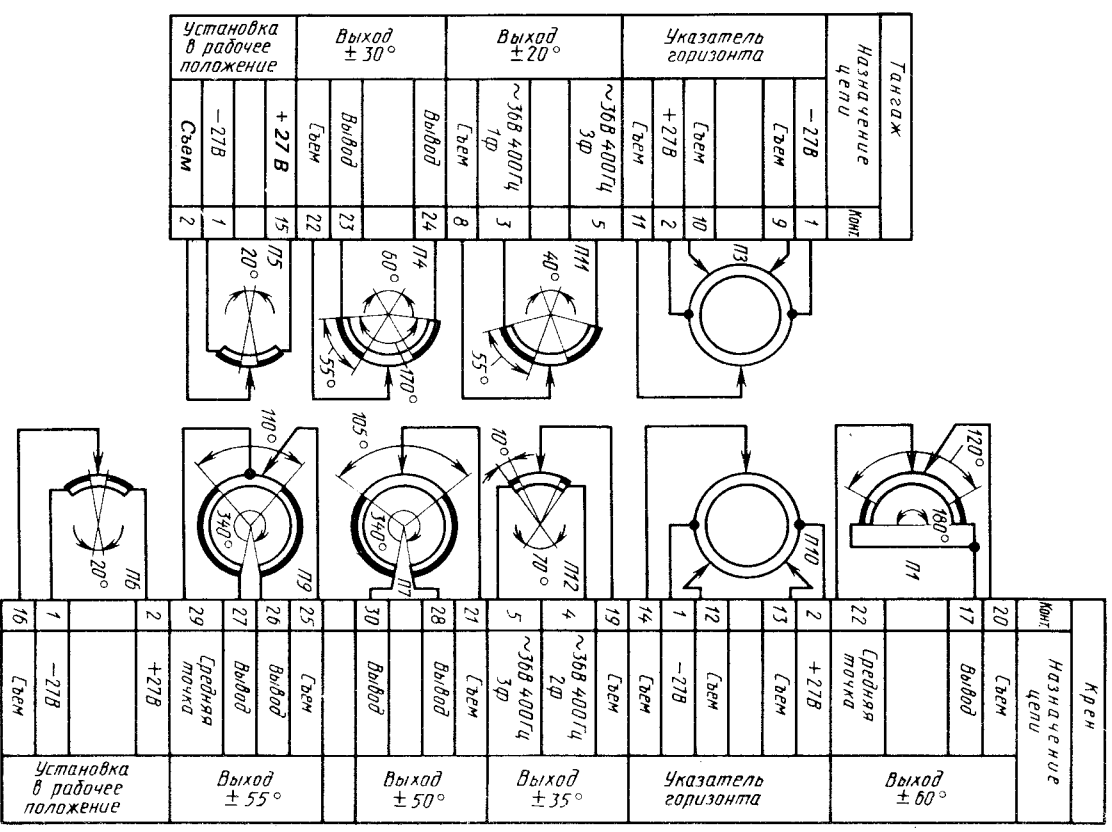


Рис. 3.5. Потенциометрические датчики ЦПВ

крышки. Оси корпуса — оси прецессии — являются осями подвеса гироскопа. Одна из осей — полая, сквозь нее проходит проводка статора гироскопа на внутреннюю раму. На корпусе гироскопа размещен потенциометрический датчик угла.

#### Основные технические данные

|                                                                       |                 |
|-----------------------------------------------------------------------|-----------------|
| Напряжение, В, и частота, Гц, источника питания                       | 36; 400 или 40; |
| Кинетический момент, $\text{кг} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{с}^{-1}$ | 500             |
| Пусковой ток при $+20^\circ \text{C}$ , А                             | 0,392           |
| Номинальный ток, А                                                    | 1,5             |
|                                                                       | 0,32            |

**Двухгироскопный узел** (рис. 3.6) представляет собой два гироскопа, расположенные во внутренней раме друг над другом, оси прецессии которых параллельны измерительным осям прибора (т. е. под углом  $90^\circ$  друг к другу) относительно друг друга при рабочем горизонтальном положении прибора).

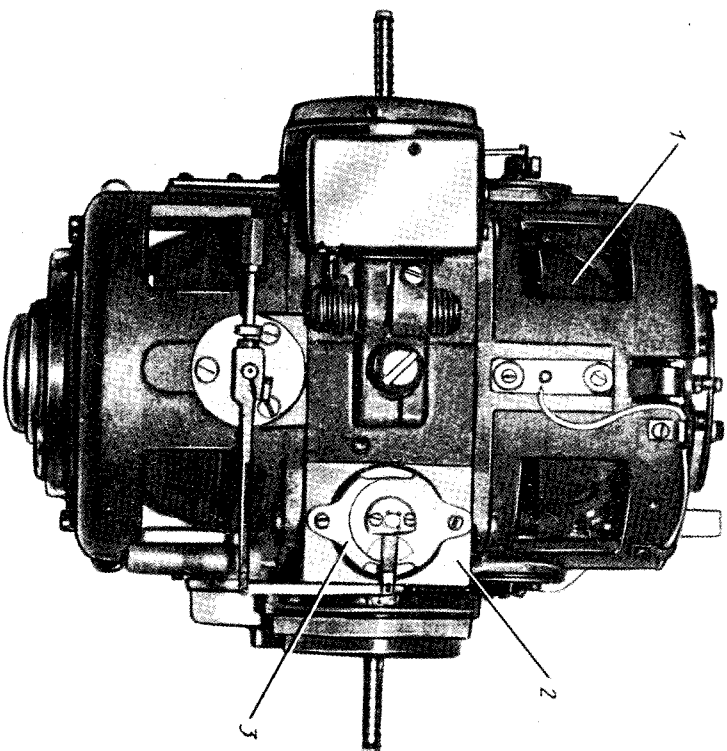


Рис. 3.6. Двухгироскопный узел ЦГВ:

1 — гироскоп; 2 — внутренняя рама; 3 — мотор-корректор (ДПД-0,5)

Двухгироскопный узел, являющийся внутренней рамой, конструктивно может быть разделен на три части:

верхняя часть рамы (крышка рамы) с гироскопом крена составляет узел, называемый гироскопом с упором 1; нижняя часть рамы (крышка рамы) с гироскопом тангажа и жидкостным переключателем образует узел, называемый гироскопом с переключателем;

средняя часть рамы с осями и другими смонтированными на ней элементами составляет внутреннюю раму с деталями 2.

**Карданов узел.** Двухгироскопный узел, помещенный в наружную раму, образует карданов узел ЦГВ.

Карданов узел, помещенный в корпус, образует сборку под названием "карданов узел в корпусе". Карданов узел в корпусе герметично закрывается с помощью кожуха и крышки, скрепленных с корпусом. Кожух изготовлен из толстой латуни. На наружной его поверхности выгравирована стрелка, указывающая направление полета. Через трубку, ввинченную в крышку, проверяется герметичность и производится заполнение прибора инертным газом. К крышке прибора припаян герметический ввод на 31 контакт. Жгут из 30 проводов выводится наружу через патрубков и заканчивается разъемом.

Для амортизации прибора применяются резиновые амортизаторы, смонтированные на отдельном узле, закрепляющемся на приборе.

### 3.1.3. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Техническое обслуживание ЦГВ выполняется как на борту ВС, так и до ее установки на борт. Для проверки используют пульт проверки ЦГВ.

Пульт для проверки ЦГВ представляет собой металлический чемодан, состоящий из двух частей: кожуха с панелью и крышки, в которой уложены соединительные жгуты. Крышка-съемная и во время работы с пультом отделивается от кожуха. При переноске и транспортировании пульта крышка соединяется с кожухом двумя замками и пульт закрывается чехлом. Лицевая панель пульта (рис. 3.7) прикреплена к кожуху винтами через резиновые амортизаторы.

В комплект пульта входят следующие соединительные жгуты (рис. 3.8): жгут № 1 (с надписью на штепсельных разъемах "Пульт — ПГ-70") для подключения к пулту преобразователя ПГ-70 при проверке ЦГВ в лабораторных условиях;

жгут № 2 (с надписью на штепсельных разъемах ("Пульт — СК-ЦГВ")) для присоединения к пулту кабеля монтажной схемы, через который осуществляется связь с ЦГВ на борту ВС;

жгут № 3 (с надписью на штепсельных разъемах "ЦГВ — ЦГВ") для подключения ЦГВ к пулту прибора;

три проводника со штырьками красного, синего и желтого цвета для

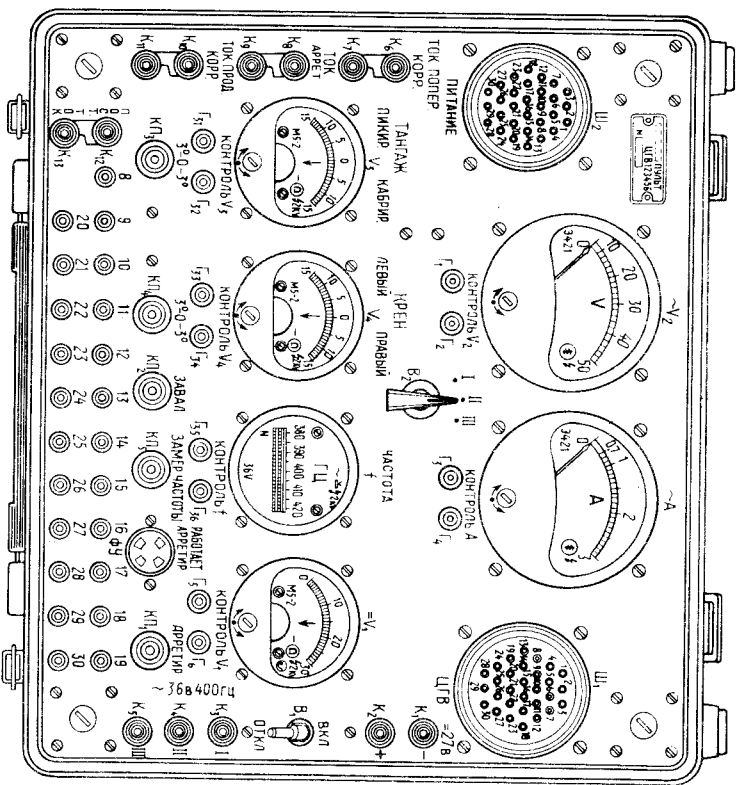


Рис. 3.7. Лицевая панель пульты для проверки ЦТВ

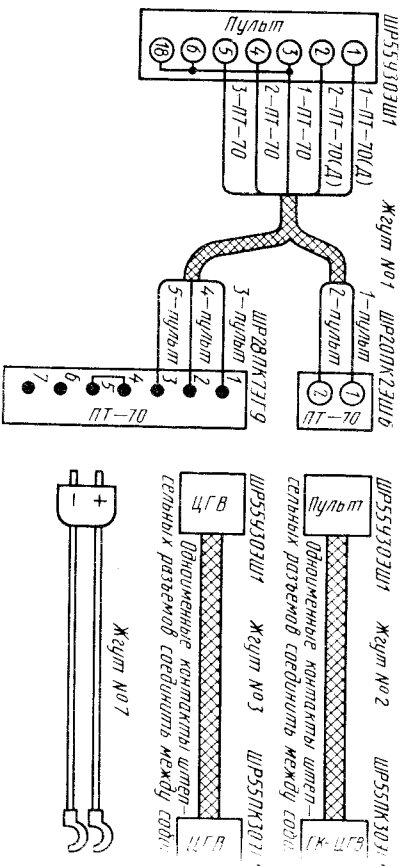


Рис. 3.8. Жгуты к пульту для проверки ЦТВ

связи с приставкой при проверке линейности потенциометрических датчиков ЦТВ;

жгут № 7 для подключения к пульту источника постоянного тока. При помощи пульта можно контролировать следующие параметры ЦТВ:

- напряжения питания постоянным и переменным током, а также частоту переменного тока;
- потребляемый переменный ток в фазах;
- время готовности;
- время восстановления из заводов под действием коррекции;
- надежность контактов на потенциометрических датчиках;
- линейность характеристик потенциометрических датчиков (с помощью приставки к пульту);
- токи в цепях рабочей и ускоренной коррекции;
- правильность чередования фаз переменного тока.

Проверки выполняются в соответствии с руководством по эксплуатации. Для запуска ЦТВ на борту ВС необходимо подать на прибор трехфазное переменное напряжение 36 В 400 Гц (от централизованной сети или преобразователя типа ПТ-70), постоянное напряжение 27 В и включить на 30 ... 40 с кнопку "Арретир ЦТВ", которая располагается на пульте пилота или вмонтирована в визуальный указатель. Кнопка "Арретир ЦТВ" включает систему ускоренного восстановления прибора.

Арретирование ЦТВ можно производить также через 1 ... 2 мин после запуска прибора несколькими (два — три раза) включениями кнопки "Арретир ЦТВ". Длительность каждого включения приблизительно 10 с. Состояние готовности ЦТВ определяется по дистанционному указателю, работающему от ЦТВ.

В полете за счет продолжной коррекции вследствие действия линейных ускорений прибор накапливает погрешности по тангажу со скоростью, в среднем равной 1 ... 1,5° за каждую минуту набора скорости. При развороте на 90° ошибка, накопленная по тангажу, переходит в ошибку по крену.

Максимальная погрешность ЦТВ после разворотов длительностью менее 10 мин с угловыми скоростями более 0,3 °/с не превышает  $\pm 2^\circ$  при отключении поперечной коррекции через ВК-53РБ.

Прибор "выбивается" при эволюциях с углами тангажа, превышающими 65°, а также при электропитании (при обрыве хотя бы одной фазы переменного тока).

При необходимости включение ЦТВ в полете выполняется в режиме горизонтального прямолинейного полета с постоянной скоростью. Для того (после восстановления питания) следует включить несколько раз кнопку "Арретир ЦТВ" до приведения прибора в положение, близкое к рабочему и контролируемое по визуальному указателю, работающему от сигналов ЦТВ, и продолжить горизонтальный полет с постоянной скоростью в течение 2 ... 3 мин до окончательного восстановления прибора в рабочее положение.

Включение кнопки "Арретир ЦВ" в полете с ускорениями motion привести к "выбыванию" прибора из рабочего положения. Снимать и переносить ЦВ следует не ранее чем через 10 мин после выключения питания (т. е. с остановленными гиromоторами).

### 3.2. МАЛОГАБАРИТНАЯ ГИРОВЕРТИКАЛЬ МГВ-1С

#### 3.2.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Малогабаритная гировертикаль МГВ-1С (рис. 3.9) предназначена для определения углов крена и тангажа на ВС.

Имеются различные модификации прибора. На самолетах Ту-154 установлена модификация МГВ-1СУ, на самолетах Як-42 — МГВ-1СУ8.

#### Основные технические данные

|                                                                                                                                  |           |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| Диапазон углов работы, ... °:                                                                                                    |           |
| по крену                                                                                                                         | ± 180     |
| по тангажу                                                                                                                       | ± 60      |
| Погрешность выдерживания вертикали, ... °:                                                                                       |           |
| на неподвижном основании                                                                                                         | ± 5       |
| на качающемся основании                                                                                                          | ± 15      |
| Скорость накопления погрешности, ... °/мин, во время виражей и разворотов со скоростью более 0,3 °/с, не более                   | 30        |
| Скорость прелессии от магнитиковой коррекции, ... °/мин                                                                          | 0,4       |
| Погрешность выдачи углов крена и тангажа с СКТ-265Д, СКТ-265ДВ, а также с линейных потенциометрических датчиков, ... °, не более | 0,6 ... 2 |
| Скорость прелессии дистанционного завалы, ... °/мин, не более                                                                    | ± 1       |
| Потребляемый ток, А:                                                                                                             | 4         |
| от источника переменного тока напряжением 36 В                                                                                   |           |
| 400 Гц                                                                                                                           | 0,8       |
| от источника постоянного тока напряжением 27 В, не более                                                                         | 0,6       |
| Масса прибора с амортизацией, кг                                                                                                 | 5,6       |

Прибор является двухгироскопной платформой с силовой стабилизацией и коррекцией вертикали, осуществляемой от одноосных жидкостных магнитиков (рис. 3.10).

Система силовой стабилизации (разгрузки) предназначена для компенсации возмущающих моментов, действующих по измерительным осям прибора X и Y. Рамы I и 6 образуют карданов подвеску с углом поворота ± 60° вокруг оси Y и ± 180° вокруг оси X. На внутренней раме I находится гироскопы 32 и 19.

Стабилизация относительно измерительной оси Y, направленной в

рис. 3.9. Малогабаритная гировертикаль МГВ-1С

поперечной оси объекта, осуществляется при помощи гироскопа 32 и разгрузочного двигателя 27, а стабилизация относительно оси X, направленной по продольной оси ВС, — при помощи гироскопа 19 и разгрузочного двигателя 15. Кинетические моменты H<sub>1</sub> и H<sub>2</sub> гироскопов равны по величине и противоположны по направлению.

Роторы гироскопов 32 и 19 могут отклоняться относительно осей прелессии X<sub>1</sub> и Y<sub>1</sub>. Углы поворота гироскопов вокруг осей X<sub>1</sub> и Y<sub>1</sub> ограничены упорами для того, чтобы шетки 31 и 15 всегда находились в контакте с потенциометрами разгрузки 30 и 16.

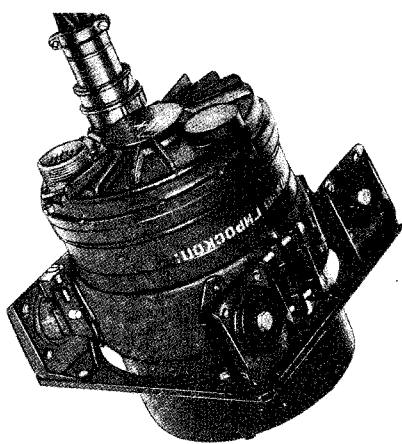
Двигатель 27 расположен на внутренней раме и через шестерню кинематически связан с наружной рамой 6.

При возникновении возмущающих моментов m на оси Y начинается прелессия гироскопа 32 вокруг оси X<sub>1</sub> со скоростью ω<sub>X1</sub> и возникает гироскопический момент M<sub>r</sub>. На шетках 31 появляется управляющий сигнал. Этот сигнал поступает на двигатель 27, который развивает момент разгрузки M<sub>r</sub>, противоположный возмущающему моменту m. При наступлении равенства этих двух моментов гироскоп останавливается с отклонением на небольшой угол и дальше не прелессирует, а гироскопический момент становится равным нулю, внутренняя рама I от возмущающего момента вокруг оси Y не поворачивается. При снятии момента m гироскоп под действием разгрузочного двигателя 27 возвращается в первоначальное положение.

Аналогично происходит разгрузка от возмущающих моментов, возникающих по оси X. В ней участвуют гироскоп 19 и потенциометр 16, сигнал с которого через шетки 15 поступает на двигатель 25, расположенный на корпусе прибора. Двигатель 25 кинематически связан с наружной рамой 6 через зубчатое колесо 26.

Таким образом, внутренняя рама является стабилизированной платформой и при нормальной работе системы разгрузки сохраняет свое положение в абсолютном пространстве независимо от воздействия возмущающих моментов на измерительных осях X и Y и служит базой для отчета углов крена и тангажа объекта.

Во время разгона гиromоторов с целью предотвращения возникновения автоколебаний из-за недостаточности кинетического момента дей-



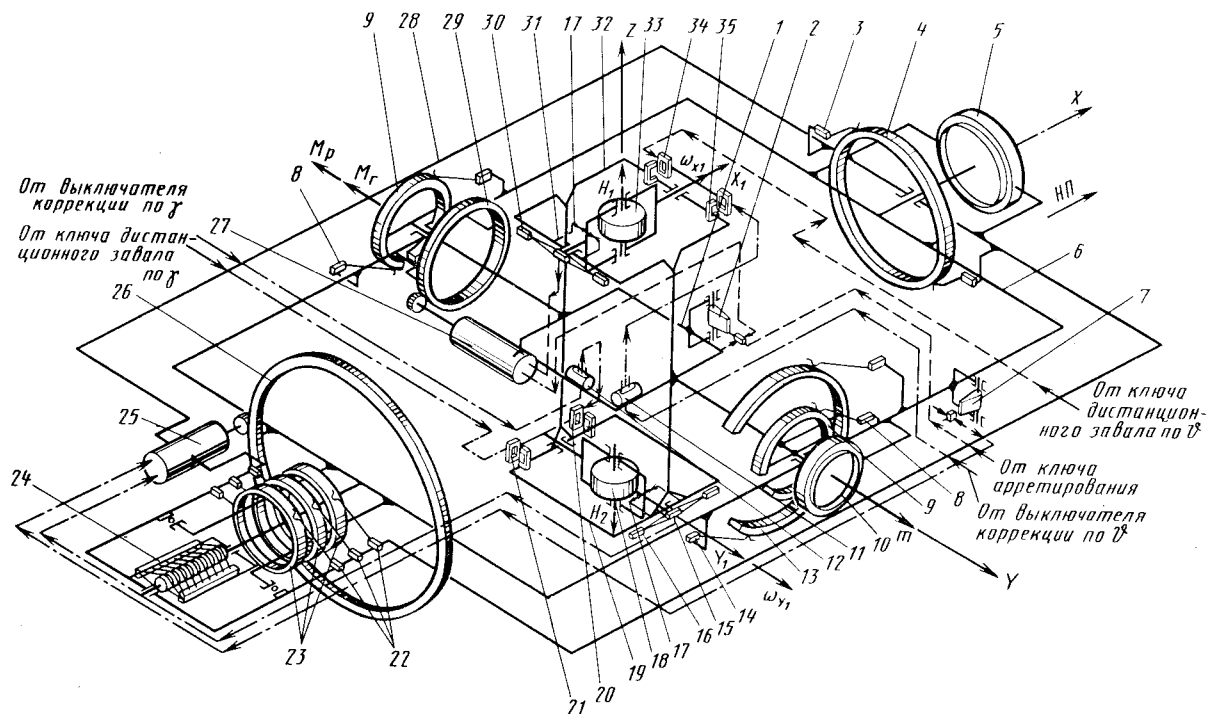


Рис. 3.10. Кинематическая схема прибора МГВ-1С:

1 — внутренняя рама; 2, 7 — механические маятники; 3, 8, 14, 22 — щеточные узлы; 4, 9, 13, 23 — потенциометры; 5, 10 — синусно-косинусные трансформаторы; 6 — наружная рама; 11, 12 — жидкостные маятниковые переключатели; 15, 31 — щеточные узлы потенциометра разгрузки; 16, 30 — потенциометры разгрузки; 17 — упор; 18, 33 — роторы в кожухе; 19, 32 — гироскопы; 20, 21, 34, 35 — моментные датчики. 24 — коллектор; 25, 27 — двигатели разгрузочные; 26, 29 — зубчатые колеса; 28 — корпус прибора.

ствие силовой стабилизации автоматически ослабляется. Восстановление нормального действия стабилизации происходит одновременно с включением режима быстрого восстановления (арретирования).

Режим арретирования осуществляется быстрое восстановление платформы в горизонтальное положение в процессе запуска прибора по сигналам от механических маятников 2 и 7, которые установлены соответственно на внутренней и наружной рамах. Оси маятников для повышения их чувствительности расположены вертикально. Если, например, внутренняя рама 1 в момент запуска имеет завал относительно оси  $Y$ , один из контактов, расположенных по обе стороны маятника 2, замыкается. Сигнал маятника, поступающий на управляющую обмотку двигателя разгрузки 27, выбран так, чтобы он был противоположен по знаку и превышал максимальный сигнал, который можно снять с потенциометра разгрузки 30. Поэтому двигатель развивает момент, заставляющий гироскоп 32 прецессировать вокруг оси  $X$ , до тех пор, пока его движение не будет ограничено одним из упоров 17. В момент касания упора гироскоп теряет степень свободы и под действием момента двигателя 27 платформа, как обычно, гироскопическое тело, начинает ускоренно вращаться относительно оси  $Y$  к горизонтальному положению. Если по инерции платформа перейдет горизонтальное положение, маятник 2 сформирует сигнал обратного знака и платформа изменит направление своего вращения. После нескольких колебаний платформа останавливается в положении, близком к горизонтальному.

Процесс быстрого восстановления по оси  $X$  происходит так же, причем сигнал с маятника 7 подается на двигатель 25, воздействующий на гироскоп 19. В результате действия системы арретирования по обоим осям платформа восстанавливается из любых наклонов в горизонтальное положение независимо от положения корпуса прибора, связанного с объектом.

Режим арретирования включается кнопкой, установленной в удобном для оператора месте, через 2 ... 2,5 мин после подачи питания на прибор, т. е. по окончании разгона гироскопов.

Система маятниковой коррекции предназначена для совмещения оси  $Z$  стабилизированной платформы с истинной вертикалью. Коррекция по каждому каналу может быть раздельно выключена, что необходимо для уменьшения погрешности прибора при воздействии ускорений.

В приборе предусмотрена также система сигнализации его работоспособности и система дистанционного заваля платформы.

Для сигнализации работоспособности прибора на осях прецессии гироскопов установлены упоры 17 с электрическими контактами. Когда гироскоп в процессе запуска и арретирования или вследствие возникшей в приборе неисправности касается упора, срабатывает группа из двух реле и выдается сигнал, предупреждающий о выходе прибора из работоспособного состояния.

Для получения нужного заваля платформы относительно измеритель-

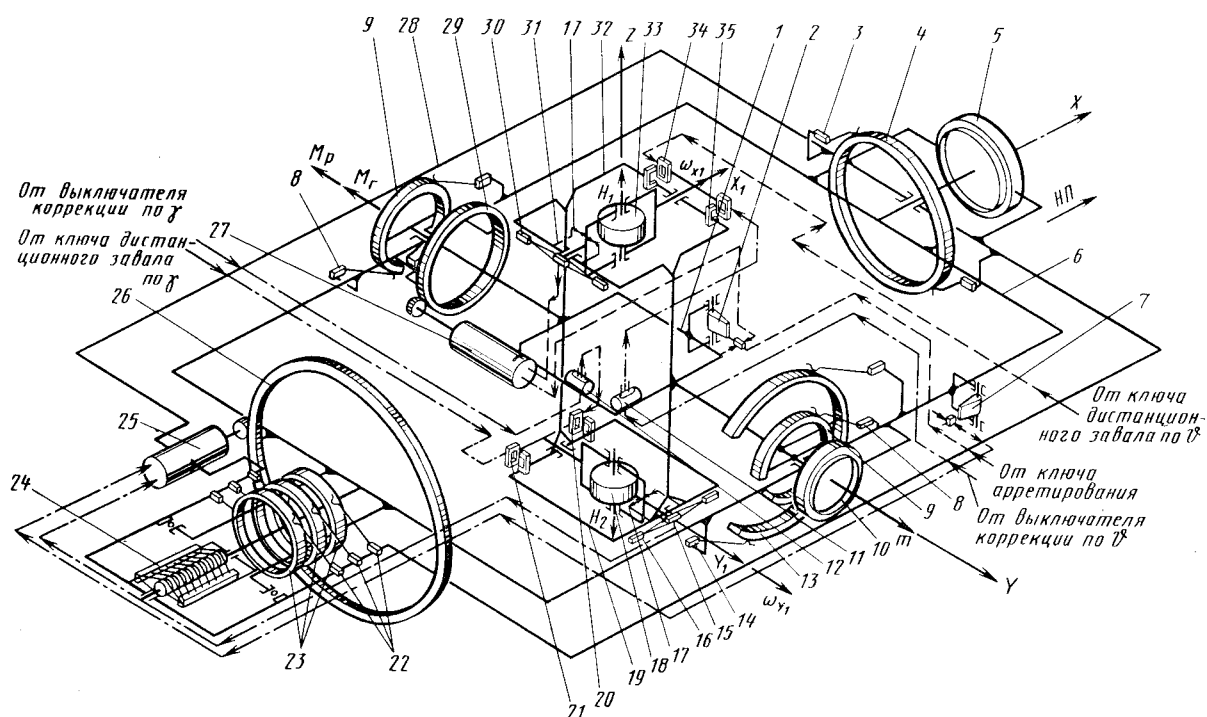


Рис. 3.10. Кинематическая схема прибора МГВ-1С:

1 — внутренняя рама; 2, 7 — механические маятники; 3, 8, 14, 22 — щеточные узлы; 4, 9, 13, 23 — потенциометры; 5, 10 — синусно-косинусные трансформаторы; 6 — наружная рама; 11, 12 — жидкостные маятниковые переключатели; 15, 31 — щеточные узлы потенциометра разгрузки; 16, 30 — потенциометры разгрузки; 17 — упор; 18, 33 — роторы в кожухе; 19, 32 — гироскопы; 20, 21, 34, 35 — моментные датчики; 24 — коллектор; 25, 27 — двигатели разгрузочные; 26, 29 — зубчатые колеса; 28 — корпус

стве силовой стабилизации автоматически ослабляется. Восстановление нормального действия стабилизации происходит одновременно с включением режима быстрого восстановления (арретирования).

Режим арретирования осуществляет быстрое восстановление платформы в горизонтальное положение в процессе запуска прибора по сигналам от механических маятников 2 и 7, которые установлены соответственно на внутренней и наружной рамах. Оси маятников для повышения их чувствительности расположены вертикально. Если, например, внутренняя рама 1 в момент запуска имеет завал относительно оси  $X$ , один из контактов, расположенных по обе стороны маятника 2, замыкается. Сигнал маятника, поступающий на управляющую обмотку двигателя разгрузки 27, выбран так, чтобы он был противоположен по знаку и превышал максимальный сигнал, который можно снять с потенциометра разгрузки 30. Поэтому двигатель развивает момент, заставляющий гироскоп 32 прецессировать вокруг оси  $X$ , до тех пор, пока его движение не будет ограничено одним из упоров 17. В момент касания упора гироскоп теряет степень свободы и под действием момента двигателя 27 платформа, как обычное негирокосинусное тело, начинает ускоренно вращаться относительно оси  $Y$  к горизонтальному положению. Если по инерции платформа перейдет горизонтальное положение, маятник 2 сформирует сигнал обратного знака и платформа изменит направление своего вращения. После нескольких колебаний платформа останавливается в положении, близком к горизонтальному.

Процесс быстрого восстановления по оси  $X$  происходит так же, причем сигнал с маятника 7 подается на двигатель 25, воздействующий на гироскоп 19. В результате действия системы арретирования по обеим осям платформа восстанавливается из любых наклонов в горизонтальное положение независимо от положения корпуса прибора, связанного с объектом.

Режим арретирования включается кнопкой, устанавливаемой в удобном для оператора месте, через 2...2,5 мин после подачи питания на прибор, т. е. по окончании разгона гироскопов.

Система маятниковой коррекции предназначена для совмещения оси  $Z$  стабилизированной платформы с истинной вертикалью. Коррекция по каждому каналу может быть раздельно выключена, что необходимо для уменьшения погрешности прибора при воздействии ускорений.

В приборе предусмотрена также система сигнализации его работоспособности и система дистанционного завала платформы.

Для сигнализации работоспособности прибора на осях перенесены гироскопов установлены упоры 17 с электрическими контактами. Когда гироскоп в процессе запуска и арретирования или вследствие возникшей в приборе неисправности касается упора, срабатывает группа из двух реле и выдается сигнал, предупреждающий о выходе прибора из работоспособного состояния.

Для получения нужного завала платформы относительно измеритель-



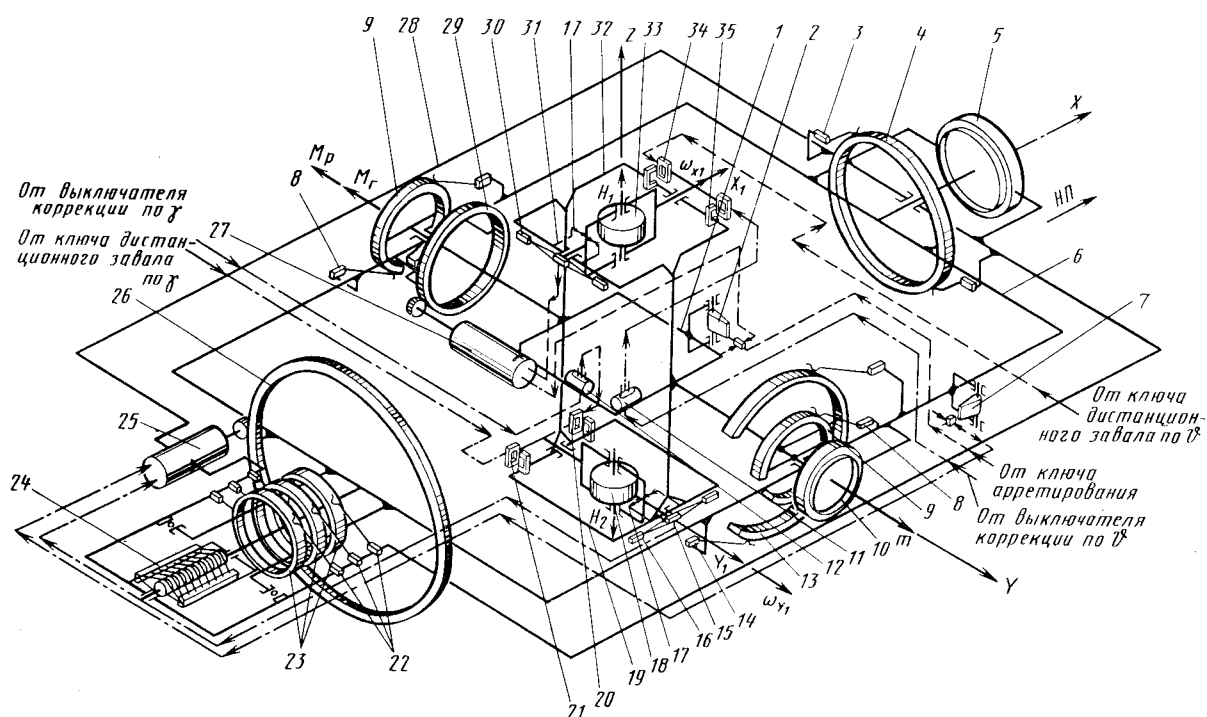


Рис. 3.10. Кинематическая схема прибора МГВ-1С:

1 — внутренняя рама; 2, 7 — механические маятники; 3, 8, 14, 22 — щеточные узлы; 4, 9, 13, 23 — потенциометры; 5, 10 — синусно-косинусные трансформаторы; 6 — наружная рама; 11, 12 — жидкостные маятниковые переключатели; 15, 31 — щеточные узлы потенциометра разгрузки; 16, 30 — потенциометры разгрузки; 17 — упор; 18, 33 — роторы в кожухе; 19, 32 — гироскопы; 20, 21, 34, 35 — моментные датчики; 24 — коллектор; 25, 27 — двигатели разгрузочные; 26, 29 — зубчатые колеса; 28 — корпус

стве силовой стабилизации автоматически ослабляется. Восстановление нормального действия стабилизации происходит одновременно с включением режима быстрого восстановления (арретирования).

Режим арретирования осуществляет быстрое восстановление платформы в горизонтальное положение в процессе запуска прибора по сигналам от механических маятников 2 и 7, которые установлены соответственно на внутренней и наружной рамах. Оси маятников для повышения их чувствительности расположены вертикально. Если, например, внутренняя рама 1 в момент запуска имеет завал относительно оси  $X$ , один из контактов, расположенных по обе стороны маятника 2, замыкается. Сигнал маятника, поступающий на управляющую обмотку двигателя разгрузки 27, выбран так, чтобы он был противоположен по знаку и превышал максимальный сигнал, который можно снять с потенциометра разгрузки 30. Поэтому двигатель развивает момент, заставляющий гироскоп 32 прецессировать вокруг оси  $X$ , до тех пор, пока его движение не будет ограничено одним из упоров 17. В момент касания упора гироскоп теряет степень свободы и под действием момента двигателя 27 платформа, как обычное негирокосинусное тело, начинает ускоренно вращаться относительно оси  $Y$  к горизонтальному положению. Если по инерции платформа перейдет горизонтальное положение, маятник 2 сформирует сигнал обратного знака и платформа изменит направление своего вращения. После нескольких колебаний платформа останавливается в положении, близком к горизонтальному.

Процесс быстрого восстановления по оси  $X$  происходит так же, причем сигнал с маятника 7 подается на двигатель 25, воздействующий на гироскоп 19. В результате действия системы арретирования по обеим осям платформа восстанавливается из любых наклонов в горизонтальное положение независимо от положения корпуса прибора, связанного с объектом.

Режим арретирования включается кнопкой, устанавливаемой в удобном для оператора месте, через 2...2,5 мин после подачи питания на прибор, т. е. по окончании разгона гироскопов.

Система маятниковой коррекции предназначена для совмещения оси  $Z$  стабилизированной платформы с истинной вертикалью. Коррекция по каждому каналу может быть раздельно выключена, что необходимо для уменьшения погрешности прибора при воздействии ускорений.

В приборе предусмотрена также система сигнализации его работоспособности и система дистанционного завала платформы.

Для сигнализации работоспособности прибора на осях перенесены гироскопов установлены упоры 17 с электрическими контактами. Когда гироскоп в процессе запуска и арретирования или вследствие возникшей в приборе неисправности касается упора, срабатывает группа из двух реле и выдается сигнал, предупреждающий о выходе прибора из работоспособного состояния.

Для получения нужного завала платформы относительно измеритель-

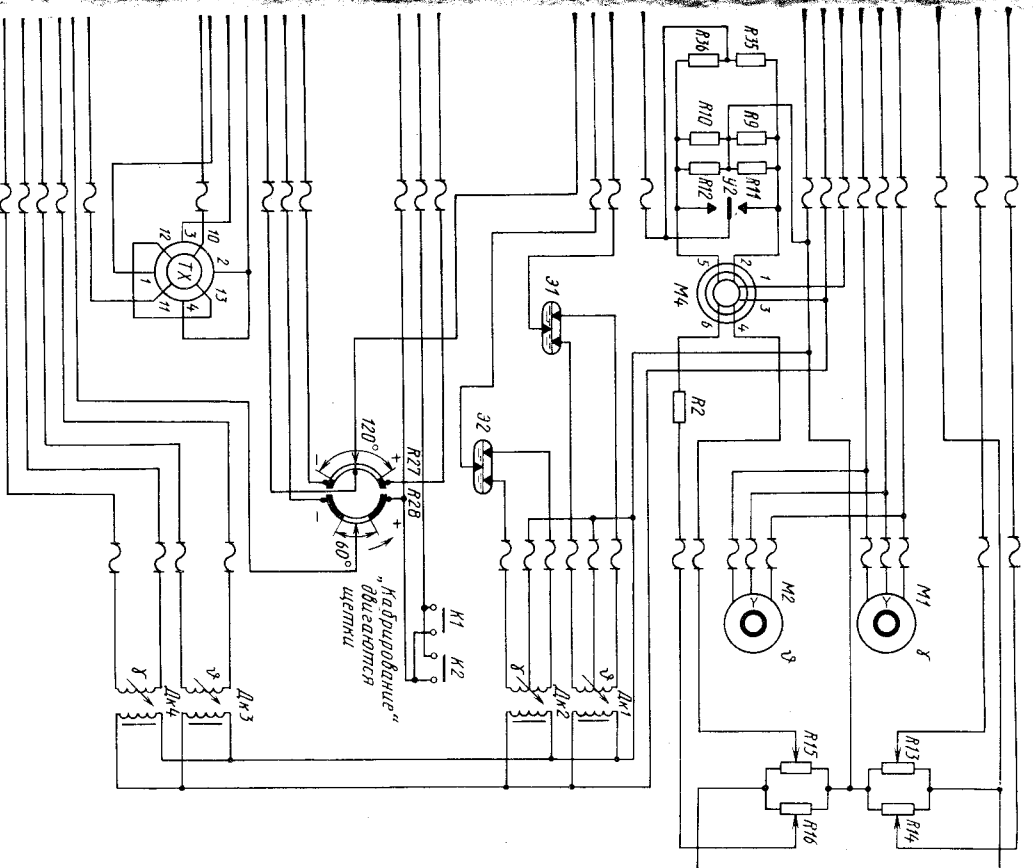
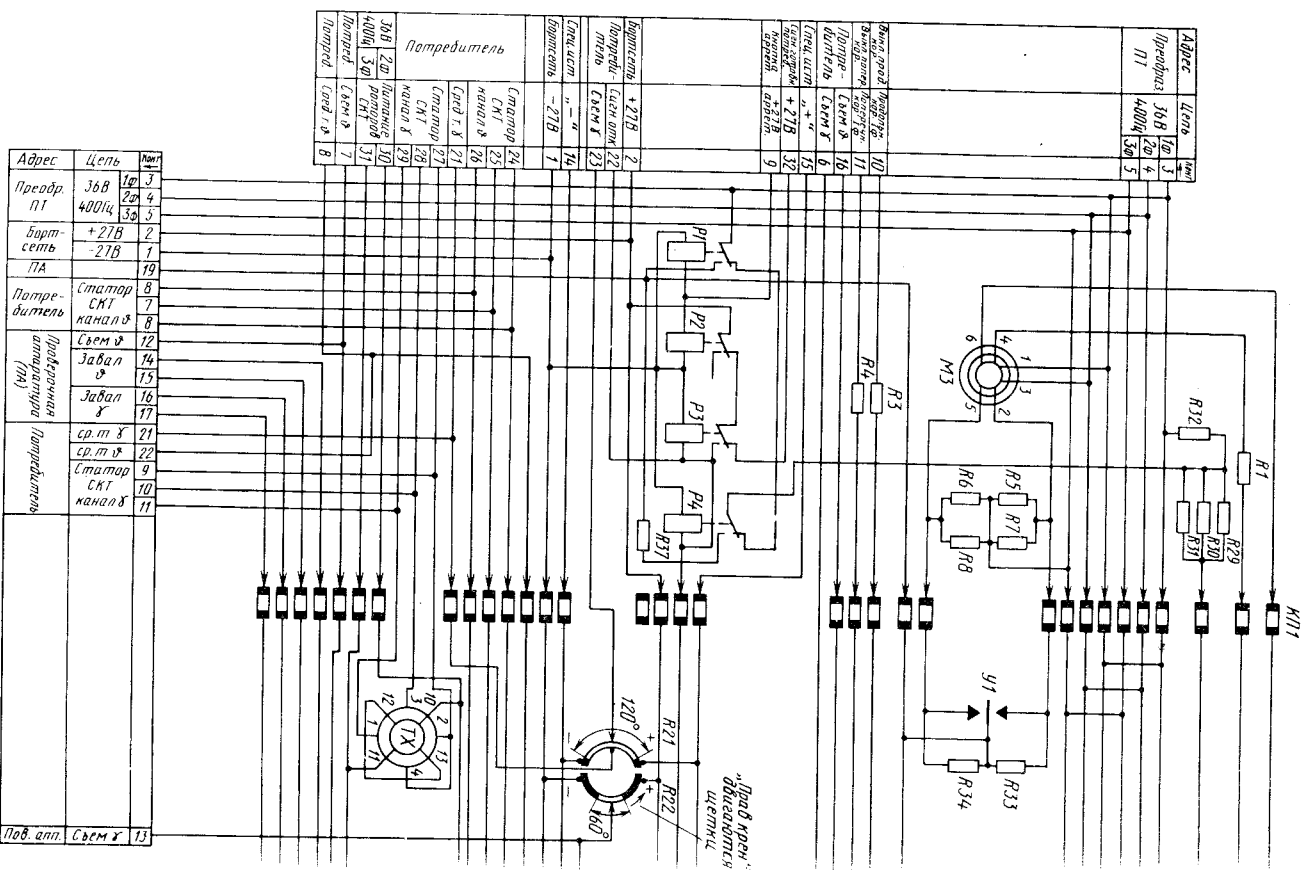


Рис. 3.11. Принципиальная электрическая схема приборов МТВ-1С7 и МТВ-1С7С

ных осей (при отладочных работах в производственных и эксплуатационных условиях) используются отдельные моментные датчики 34 и 21 на осях прецессии, выполненные аналогично датчикам коррекции. На датчики заводится подаются сигналы с контрольно-проверочной аппаратуры, которые в несколько раз превышают максимальный сигнал от жидкостного магниткового переключателя. Возникает момент, больший момента коррекции по величине и противоположно ему направленный,

и соответствующая рама начинает прелессировать от горизонтального положения в необходимую сторону.

Электрическая схема прибора функционально состоит из одинаковых для всех модификаций схемы гироскопической части прибора и схем выходных датчиков дистанционной передачи сигналов крена и тангажа, которая различна в каждой модификации. Принципиальная электрическая схема модификации МГВ-1СУ и МГВ-1СУ8 показана на рис. 3.11.

Гироскопическая часть прибора питается от сети трехфазного переменного тока напряжением 36 В 400 Гц с обратным чередованием фаз и с постоянным током напряжением 27 В и охватывает следующие агрегаты и системы:

гиромоторы  $M1$  и  $M2$ , представляющие собой асинхронные электродвигатели, статорные обмотки которых соединены в "звезду" и получают питание параллельно;

систему силовой стабилизации, включающую в себя потенциометры разгрузки  $R13 \dots R16$ , балластные сопротивления  $R29 \dots R31$ , добавочное сопротивление  $R32$ , разгрузочные двигатели  $M3$  и  $M4$ , ограничительные сопротивления  $R1$  и  $R2$  и реле  $P4$ ;

систему магнитиковой коррекции, включающую в себя два жидкостных магнитиковых переключателя  $Э1$ ,  $Э2$ , два моментных датчика  $Дк1$  и  $Дк2$  и ограничительные сопротивления  $R3$  и  $R4$ ;

систему арретирования, включающую в себя реле  $P1$ , магнитики  $M1$  и  $U2$ , делительные сопротивления  $R5 \dots R12$ , двигатели  $M3$  и  $M4$ , сопротивление искрогашения  $R33 \dots R36$  и ограничительное сопротивление  $R1$  системы сигнализации о работоспособности, включающую в себя реле  $P2$ ,  $P3$  и контакты  $K1$  и  $K2$ ;

систему дистанционного завала, включающую в себя моментные датчики  $Дк3$  и  $Дк4$ .

Элементы схемы работают следующим образом.

В начальный момент запуска, когда кинетический момент гироскопов практически отсутствует, происходит быстрый заброс гироскопов до упоров, на которых имеются специальные контакты  $K1$  и  $K2$ . При замыкании контактов  $K1$  или  $K2$  срабатывают реле  $P3$  и  $P4$ . При этом оба реле самоблокируются и включается добавочное балластное сопротивление  $R32$  в цепь питания потенциометров разгрузки. Крутизна сигнала разгрузки резко уменьшается, а действие системы стабилизации ослабляется, чем предупреждается возникновение автоколебаний в процессе разгона гиromоторов. Разблокировка реле  $P3$  и  $P4$  происходит одновременно с подачей сигнала на арретирование.

Чувствительными элементами системы коррекции являются жидкостные магнитиковые переключатели  $Э1$  и  $Э2$ . Схемой прибора предусмотрены возможность раздельного отключения поперечной и продольной коррекций для чего фаза  $I$  снимается со средних контактов жидкостных переключателей.

Чувствительными элементами системы арретирования являются маг-

нитические магнитики крена и тангажа  $U1$  и  $U2$  с контактными группами. При замыкании платформы от горизонтального положения средний подвижный контакт замыкается с одним из крайних и цепь подготавливается к арретированию.

При подаче + 27 В на штырек 9 Ш1 срабатывает реле  $P1$  и фаза  $I$  поступает на управляющие обмотки 2-5 двигателей  $M3$  и  $M4$ . Одновременно с реле  $P1$  срабатывает реле  $P2$ , снимающее самоблокировку с реле  $P3$  и  $P4$ . Так как токи в обмотке разгрузки значительно меньше токов в обмотке арретирования 2-5, то происходит заброс гироскопов  $M1$  и  $M2$  на упоры с большей скоростью. При забросе гироскопов на упоры вновь включается реле  $P4$ , но оно не блокируется, так как цепь блокировки разомкнула реле  $P2$ . При этом фаза  $I$  подключается к группе резисторов  $R29 \dots R31$  через нормально разомкнутые контакты реле  $P4$ . При этом резистор  $R37$  ограничивает сигнал стабилизации, чем обеспечивается надежное превышение сигнала арретирования. Когда сигнал арретирования снимается, реле  $P1$ ,  $P2$ ,  $P3$ ,  $P4$  остаются обесточенными, а добавочные сопротивления  $R32$ ,  $R37$  отключаются. Восстанавливается нормальная цепь питания потенциометров разгрузки.

Система сигнализации работоспособности срабатывает в тех случаях, когда из-за неисправности в гироскопической части прибора гироскопы отклоняются по осям прецессии до упоров и замыкают контакты  $K1$  и  $K2$ , которые конструктивно совмещены с упорами. Отклонение до упоров также возникает при запуске и арретировании прибора. При замыкании контактов  $K1$  или  $K2$  на обмотку реле  $P3$  от бортовой поступает + 27 В, и замыкает цепь подачи сигнала исправности (+ 27 В) на штырек 32 Ш1. Одновременно через нормально замкнутые контакты реле  $P2$  на обмотку реле  $P3$  подается + 27 В от схемы прибора, т. е. реле  $P3$  самоблокируется. Вместе с ним срабатывает и блокируется реле  $P4$ .

Реле  $P2$  предназначено для предотвращения возможности самоблокировки реле  $P3$  во время арретирования и для снятия самоблокировки после запуска, во время которого гироскопы также ложатся на упоры и замыкают контакты  $K1$  и  $K2$ . При арретировании на обмотки реле  $P1$  и  $P2$  подается сигнал "+ 27 В" и подается на средний контакт реле  $P3$ , и цепь сигнала исправности размыкается. После окончания процесса арретирования сигнал "+ 27 В" снимается, реле  $P2$  отпускает и цепи сигнала исправности и самоблокировки восстанавливаются.

Управление завалом осуществляется с помощью моментных датчиков  $Дк3$  и  $Дк4$ . Обмотки возбуждения моментных датчиков  $Дк3$  и  $Дк4$  подключены ко II и III фазам 36 В 400 Гц, а обмотки управления выведены на штырьки 14-15 и 16-17 контрольного разъема Ш2. Момент, развиваемый моментным датчиком завала, превышает максимальный момент моментного датчика коррекции. Под действием разности этих моментов платформа отклоняется. Реверсирование завала происходит при переключении фаз на штырьки штепсельного разъема Ш2.

Для дистанционной передачи сигналов предусмотрены потенциометри-

ческие датчики и синусно-косинусные трансформаторы-датчики. Потенциметрические датчики имеют линейную характеристику, т. е. выдаваемые ими сигнал изменяется пропорционально углу поворота прибора в пределах рабочего угла.

Для установки прибора в рабочее положение и технологической проверки используется зона  $60^\circ$  контрольных потенциометров  $R22$  (ось крена) и  $R28$  (ось тангажа).

В приборе МТВ-1СУ используются одноканальные двухфазные синусно-косинусные трансформаторы СКТ-265Д (канал крена) и СКТ-232Д1 (канал тангажа). В приборе МТВ-1СУ8 используются соответственно СКТ-265Д8 и СКТ-232Д8. Роторные обмотки синусно-косинусных трансформаторов соединены параллельно, выведены на штырьки 30 и 31 В1 и питаются от сети переменного тока 36 В 400 Гц.

### 3.2.2. УСТРОЙСТВО КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Конструкция прибора состоит из ряда элементов и узлов. На рис. 3.12 показан внешний вид прибора без кожуха.

Гироузел — внутренний узел — является узлом, в котором сосредоточены элементы, участвующие в работе систем стабилизации, арретированных, маятниковой коррекции, дистанционного завала и сигнализации о работоспособности.

Гироскоп представляет гироскоп в корпусе, который термически закрыт приваренными к корпусу кожухами. Гироскоп представляет собой асинхронный трехфазный двигатель. Его основные характеристики

|                                                                             |       |
|-----------------------------------------------------------------------------|-------|
| Кинетический момент, $\text{кг} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{с}^{-1}$ ..... | 0,196 |
| Пусковой ток, А, не более .....                                             | 0,4   |
| Ток в рабочем режиме, А, не более .....                                     | 0,1   |

В качестве двигателей разгрузки по осям крена и тангажа используются маломощные двухфазные индукционные двигатели ДМ-0,1А, работающие в заторможенном режиме.

Для управления арретированием предусмотрен маятник быстрого восстановления.

Жидкостный маятниковый датчик типа ДЖМ-9В представляет собой трубку из специального стекла, в которую впаяны платиновые контакты с выводами. Его основные характеристики:

|                                                  |             |
|--------------------------------------------------|-------------|
| Радиус рабочей сферы, мм .....                   | $\sim 1000$ |
| Зона пропорциональности, не менее .....          | $\pm 9$     |
| Максимальный ток через средний контакт, мА ..... | 64          |
| Рабочий ток через средний контакт, мА .....      | 25          |

В приборе имеется один коллектор из 36 колец, представляющий собой отдельный узел.

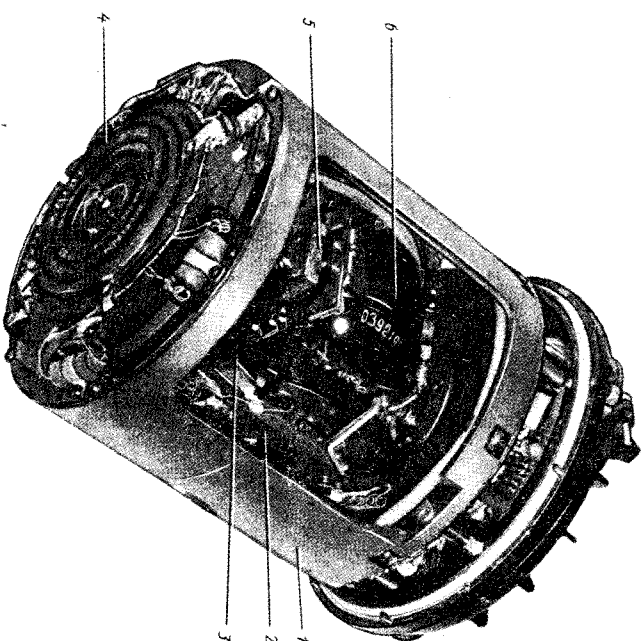


Рис. 3.12. Внешний вид прибора МТВ-1С без кожуха:  
1 — корпус прибора; 2 — наружная рама; 3 — щетки привода разгрузки по тангажу; 4 — синусно-косинусный трансформатор канала крена; 5 — внутренняя рама; 6 — гироузел

Гироузел установлен на радиально-упорных шарикоподшипниках в наружную раму карданова подвеса. Собранный карданов подвес 3 (рис. 3.13) устанавливается в корпус. В торцевой части корпуса размещены двигатель разгрузки по крену с редуктором, монтажные колодки и схемные резисторы. На корпусе проточены канавки, в которых размещены съемные щетки потенциометров крена.

Амортизация (рис. 3.14) А-2 и А-2В выполнена на четырех резиновых амортизаторах типа 272С49-2-1 или 271С49-2-6 соответственно. На плате 3, служащей для крепления к несущему элементу объекта, прикреплены кронштейны 2, к которым привинчены четыре амортизатора 1. На хомут 9 прикреплены угольники 4 (сверху) и 6 (снизу). Внутренние втулки верхних амортизаторов привинчены к угольникам 4 болтами с гайками; втулки нижних амортизаторов связаны с угольниками 6 хомутом 9 с помощью накладок 7, в которые ввинчены два нижних болта. При вращении винтов 8 угольники 6, имеющие пазы, перемещаются относительно нижних амортизаторов, наклоняя хомут 9 относительно плоскости платы 3. Этим обеспе-

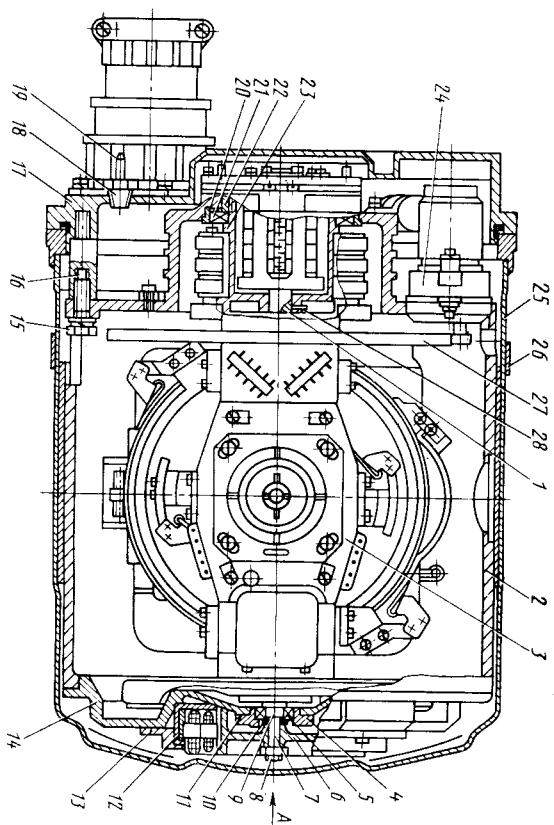


Рис. 3.13. Конструкция прибора МТВ-1С:

1 — ось колпектора; 2 — корпус; 3 — карданов подвес; 4, 20 — втулка; 5, 21 — под-  
шипники; 6 — фланец с ротором СКТ-265Д; 7 — ось наружной рамы; 8, 22 — тайка  
9, 10, 11 — прокладки; 12 — статор СКТ-265Д; 13 — обойма; 14, 17 — крышки  
15 — болт; 16 — стойка; 18 — штифт; 19 — штепсельный разъем 2РМД3В1ПН32Ш5В1;  
23 — стакан; 24 — двигатель с релюксом; 25 — кожух; 26 — кольцо упорное  
27 — зубчатое колесо; 28 — штифт; 29 — резистор; 30 — щетка

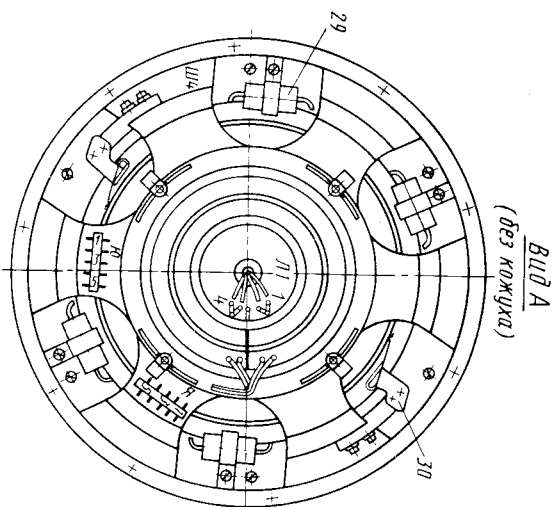
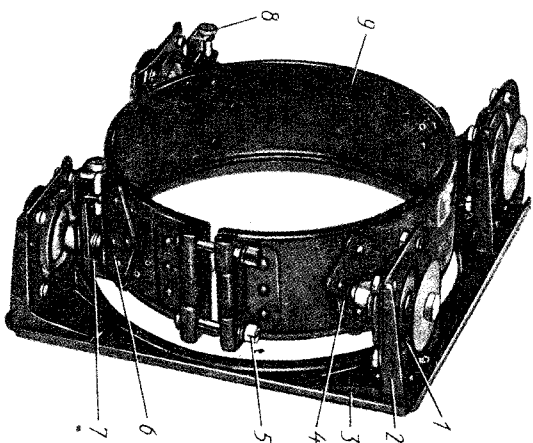


Рис. 3.14. Амортизации гиروزата:  
1 — амортизатор; 2 — кронштейн;  
3 — плата; 4, 6 — угольники; 5 —  
болт; 7 — накладная; 8 — винт; 9 —  
хомут

Неплавляется возможность регули-  
ровки прибора, установленного в  
амортизации, по тангажу. Во вре-  
мя регулировки нижняя пара бол-  
тов должна быть отвинчена на 1/2  
оборота. Регулировка по крену  
достигается поворотом прибора в  
хомуте 9 при ослаблении болтов 5.

Резонансная частота аморти-  
зации А-2 находится в диапазоне  
12 ... 18 Гц, а амортизации А-2В —  
в диапазоне 16 ... 25 Гц. Масса  
узла амортизации не более 0,8 кг.



### 3.2.3. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Установка прибора в рабочее положение производится по сигналам с  
точных потенциометров с точностью  $\pm 15'$  по вольтметрам пульт-прис-  
тавки ШПБ-77 (рис. 3.15).

Проверка демонтированного прибора выполняется при помощи КПА  
типа ППБ-86. При этом применяются следующие дополнительные установки  
и приборы:

- источник постоянного напряжения  $(27 \pm 1) \text{ В}$ ;
- источник трехфазного напряжения 36 В 400 Гц;
- поворотный стол типа КПА-5;
- электроизмерительный прибор типа Ц-435;
- секундомер;
- ламповый вольтметр ВЗ-13;
- электронный осциллограф типа ЭО-7;
- индукционный метромметр на 100 В.

Схема подключения МТВ-1 С к пульту проверки ШПБ-86 показана на

рис. 3.16.

Проверку МТВ с помощью КПА выполняют в соответствии с Техничес-  
ким описанием и инструкцией по эксплуатации комплекта КПА для изде-  
лий типа МТВ-1.

При запуске прибора через 2...2,5 мин после включения АЗС на 5...10 с  
включается система арретирования нажатием кнопки "Арретир", распо-

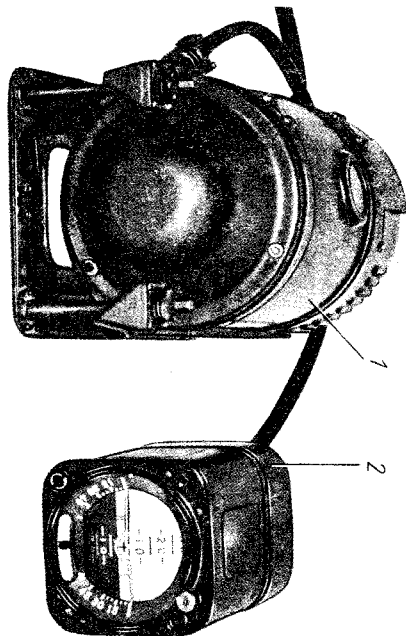


Рис. 3.17. Авиаторизонт АД-1:  
1 — гиродатчик; 2 — указатель горизонта

При изменении отклонения поперечной коррекции гиродатчика производятся:

при углах крена ВС более  $(10 \pm 2)^\circ$  — ламельным отключателем, пре-  
дусмотренным в гиродатчике;  
при угловой скорости разворота ВС вокруг вертикальной оси более  
 $(0,1 \dots 0,3)^\circ/\text{с}$  по сигналу выключателя коррекции.

Горизонтальная составляющая продольного ускорения ВС, при которой  
продольная коррекция отключается,  $\text{м/с}^2$  ..... 1,67  
Максимальная скорость отработки следящей рамы гиродатчика,  $^\circ/\text{с}$ ,  
не менее ..... 360  
Поперечность дистанционной передачи углов крена и тангажа сальсингом-  
датчиком типа 573А от гиродатчика на указатель горизонта,  $^\circ$  .....

на  $0^\circ$  .....  $\pm 1$   
до  $\pm 30^\circ$  .....  $\pm 1,5$   
свыше  $\pm 30^\circ$  .....  $\pm 2,5$   
Чувствительность указателя горизонта к изменению углов крена и тан-  
гажа,  $^\circ$ , не хуже ..... 0,3  
Масса, кг, не более ..... 0,3  
гиродатчика ..... 2,7  
указателя горизонта ..... 2,6

### 3.3.2. УСТРОЙСТВО БЛОКОВ

Гиродатчик (рис. 3.18, 3.19) представляет собой устройство гироскопиче-  
ский, выдающую электрические сигналы углов крена и тангажа.

Гироскоп гиродатчика имеет три степени свободы и состоит из гироско-  
па 1 в кардановой раме 4, подвешенной на подшипниках в следящей раме  
(рама крена) 13. Следящая рама с помощью отапливаемой системы  
непрерывно устанавливает внешнюю ось кардановой рамы (ось ее враще-  
ния) в положение, перпендикулярное главной оси гироскопа (оси ротора)

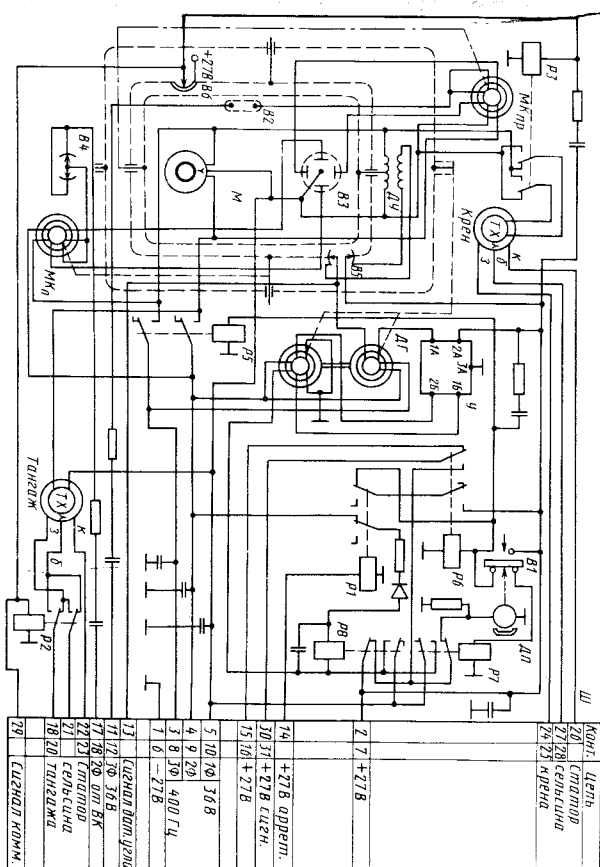


Рис. 3.18. Принципиальная электрическая схема гиродатчика:

ГМ — гироскоп ГМА-4П; МК<sub>пр</sub>, МК<sub>п</sub> — мотор-корректор соответственно продоль-  
ной и поперечной коррекции; ДП — двигатель постоянного тока арретир; В1 — кон-  
цевой выключатель арретира; В2 — отключатель жидкостный; В3 — переключатель  
жидкостный; В4 — ламельный выключатель; В6 — коммутатор; ДУ — датчик угла;  
У — усилитель следящей рамы; ДГ — двигатель-генератор ДГ-1ТА; Ш — штепсельный  
разъем ДРМ30КПН32П1А1

Обработка следящей рамы осуществляется по сигналам индукционного  
датчика угла 20, якорь которого закреплен на оси гироскопа, а статор — на  
кардановой раме. При отклонении внешней оси кардановой рамы от поло-  
жения, перпендикулярного главной оси гироскопа (оси ротора), индук-  
ционный датчик выдает сигналы переменного тока на вход усилителя и  
через усилитель на двигатель-генератор 18 типа ДГ1, который через редук-  
тор отапливает раму 13, а следовательно, и внешнюю ось кардановой  
рамы в положение, перпендикулярное главной оси гироскопа, со ско-  
ростью, заведомо большей, чем возможная скорость изменения крена  
самолета. В результате при любых эволюциях самолета ось ротора гироско-  
па не совпадает с осью кардановой рамы и гиродатчик приобретает свой-  
ство "невыбываемости", т.е. способность выдавать правильные показания  
после выполнения фигур сложного пилотажа.

Для устойчивости следящей системы рамы крена используется тахосит-  
нал двигателя-генератора (напряжение, пропорциональное скорости враще-  
ния рамы). Этот сигнал подается на усилитель в качестве отключающей

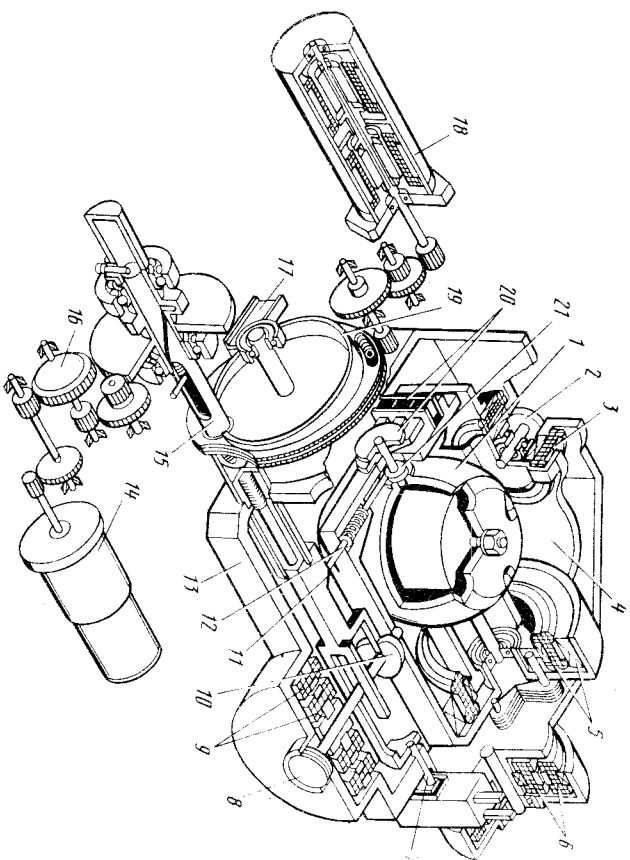


Рис. 3.19. Кинематическая схема гиродатчика:

1 — гирузет; 2 — коммутатор К1; 3, 5 — датчики момента (ПРК-ПК); 4 — кардановая рама; 6 — сельсин-датчик крена; 7 — толкатель арретира; 8 — коммутатор К2; 9 — сельсин-датчик тантажа; 10, 11, 19, 21 — кулачки; 12 — стержень арретира; 13 — рама следящая; 14 — двигатель арретира; 15 — шток арретира; 16 — муфта фрикционная; 17 — корпус; 18 — двигатель-генератор ДП1; 20 — индукционный датчик скорости обратной связи, где суммируется с сигналом индукционного датчика угла.

Для обеспечения правильного направления отработки двигателям-нератором следящей рамы при углах тантажа самолета больше  $90^\circ$  фид управления сигнала индукционного датчика переключается с помощью коммутатора 2 (В5), расположенного на внешней оси кардановой рамы.

Из-за наличия коммутатора следящая рама имеет два рабочих положения относительно ротора гироскопа — основное, в которое она устанавливается системой электромеханического арретира, и перевёрнутое на  $180^\circ$ . При обоих положениях обеспечивается нормальное слежение следящей рамы за осью гироскопа.

Сигналы крена и тантажа выдаются плоскими сельсиннами. Сельсин датчик тантажа 9 ( $C_T$ ) расположен на внешней оси кардановой рамы, сельсин-датчик крена 6 ( $C_K$ ) — на оси следящей рамы.

Так как сельсин-датчик крена измеряет углы рассогласования между корпусом прибора и непрерывно отрабатываемой в плоскость горизонтальной

следящей рамой, в динамике сельсин-датчик выдает сигналы крена с динамическими ошибками. Например, при скорости изменения крена  $60^\circ/\text{с}$  динамическая ошибка составляет приблизительно  $1^\circ$ .

Вертикальное положение оси ротора гироскопа контролируется двухосевым магнитковым переключателем В3, укрепленным на нижней плоскости гирузета. Жидкостный переключатель является чувствительным элементом в системе коррекции гироскопа и выдает сигналы на два коррекционных датчика момента: продольный 5 ( $МК_{пр}$ ), расположенный на внутренней оси кардановой рамы, и поперечный 3 ( $МК_{п}$ ), расположенный на внешней оси кардановой рамы.

При наклоне переключателя В3 на угол больше  $30^\circ$  коррекционные двигатели развивают максимальный момент коррекции. Дальнейший наклон переключателя не приводит к увеличению момента коррекции двигателя.

Для повышения точности показаний крена и тантажа при эволюциях самолета предусмотрено отключение поперечной коррекции гироскопа при разворотах с помощью ламельного отключателя коррекции В4, включенного последовательно с контактами выключателя коррекции ВК-53РБ, и отключение продольной коррекции при действии продольных ускорений (взлет, торможение, разгон) с помощью жидкостного отключателя (ОЖ) В2 акселерометра продольных ускорений, расположенного на гироскопе гиродатчика.

Ламельный отключатель коррекции представляет собой диск, состоящий из двух короткозамкнутых рабочих секторов и двух изолированных секторов. Угол рабочих секторов (номинал) составляет  $\pm 10^\circ$ . Диск закреплен на следящей раме гиродатчика. С цилиндрической поверхностью диска контактируют две щетки, закрепленные на корпусе прибора. Отвод от рабочих секторов связывает их со средней точкой управляющих обмоток двигателя поперечной коррекции. Щетки соединены между собой и отвод от них через резистор для ретулировки скорости коррекции выходит на щупек штепсельного разъема гиродатчика. Наличие двух рабочих секторов повышает надежность контактирования ламельного отключателя. При горизонтальном полете самолета щетки находятся на рабочих секторах и фаза 2 подается на среднюю точку управляющих обмоток двигателя поперечной коррекции, который корректирует гироскоп. При развороте о креном, превышающим угол рабочих секторов, питание управляющих обмоток прерывается и коррекция выключается.

Жидкостный отключатель продольной коррекции установлен на корпусе гироскопа так, что он реагирует на горизонтальную составляющую продольного ускорения самолета. При отсутствии горизонтальной составляющей продольного ускорения пузырек воздуха в отключателе расположен так, что сопротивление отключателя вместе с дополнительным сопротивлением обеспечивает выбранную скорость продольной коррекции. При появлении горизонтальной составляющей продольного ускорения того или другого знака пузырек перемещается, однако сопротивление отключа-



тели практически не меняется до тех пор, пока горизонтальная составляющая не достигнет величины приблизительно  $1,67 \text{ м/с}^2$ , что соответствует отклонению кажущейся вертикали от истинной приблизительно на  $9,5^\circ$ . Тогда сопротивление отключателя резко увеличивается, а скорость продольной коррекции резко уменьшается — продольная коррекция практически отключается. При дальнейшем увеличении ускорения коррекция практически остается отключенной.

Обратное срабатывание (включение) жидкостного отключателя происходит при уменьшении горизонтальной составляющей до величины приблизительно  $1,05 \text{ м/с}^2$ , что соответствует отклонению кажущейся вертикали от истинной приблизительно на  $6^\circ$ .

Для обеспечения минимального времени готовности АД-1 и пуска, например, если после длительных разворотов погрешность измерения вертикали превышает  $6^\circ$  и продольная коррекция не включается, в гидродатчике предусмотрен электромеханический арретир. При запуске арретир срабатывает автоматически, при этом плоскость следящей рамы приводится в положение, параллельное основанию прибора, а главная ось гироскопа — в положение, перпендикулярное к нему, после чего происходит автоматическое разаретирование.

Арретирующее устройство состоит из следующих основных частей: двигателя постоянного тока ПД-3 с редуктором и фрикционной муфтой, организовывающей усилие, передаваемое от двигателя к штоку арретира; четырех кулачков; рабочей и возвратной пружин; толкателя и стержня.

На внутренней оси кардана подвеса находится кулачок, который закреплен на корпусе гироскопа. Профиль кулачка состоит из двух симметричных ветвей, выполненных по логарифмической спирали. Кулачок имеет вырез, в который входит стержень, фиксирующий тирозел в заданном ретированном положении. Такого же типа кулачок, но несколько большего размера расположен на внешней оси карданного подвеса.

На следящей раме имеется торцевой кулачок, профиль которого образует две симметричные ветви винтовой линии.

На корпусе прибора установлен редуктор арретира. Шток арретира может двигаться обратно-поступательно (без вращения) в гнезде выходной шестерни редуктора. Выходная шестерня, вращающаяся в двух радиальных шарикоподшипниках, снабжена пальцем, который выдвигает шток, перемещаясь по винтовой канавке на его поверхности. Полное арретирование прибора происходит за один оборот выходной шестерни. За это время ведущий палец перемещается на величину одного шага по винтовой канавке на штоке, после чего попадает в продольную канавку и откидывается назад под действием пружины, находящейся внутри штока и возвращает пружины.

При включении питания запуск гидродатчика осуществляется следующим образом: + 27 В через нормально замкнутые контакты Р8 и Р7 подается на двигатель арретира, шток арретира начинает выдвигаться, арретирующая рама прибора. Питание переменным током гироскопа, системы корре-

кции, селсинов-датчиков, индукционного датчика системы обработки, подводящее через контакты Р5 (фазы 2 и 3), не подается. Через нормально замкнутый контакт реле Р8 фаза 1 не подает на обмотку возбуждения двигателя системы обработки следящей рамы, поэтому система обработки не противодействует работе системы арретирования. На лампу сигнализации через нормально замкнутый контакт реле Р6 подается + 27 В резервного источника питания. В конце цикла арретирования (прибор арретирован) толкатель заставляет сработать концевой выключатель В1 (26). При этом срабатывают реле Р5 и Р6. Контакт Р6 блокирует концевой выключатель В1, второй контакт Р6, срабатывая, подает на лампу сигнализации + 27 В с двигателя арретира. Это сделано для того, чтобы до момента разаретирования сигнальная лампа продолжала гореть, а схема сигнализации наличия питания была подготовлена к работе. Контакты Р5 подключают фазы 2 и 3 питания переменного тока к гироскопу, системе коррекции, индукционному датчику и селсинов-датчикам. Начинается разгон гироскопа. Задержка в подаче питания гироскопа на время арретирования способствует скорейшему восстановлению гироскопа к истинной вертикали, так как после окончания арретирования кинетический момент гироскопа мал, а скорость коррекции соответственно больше.

В момент разаретирования, когда шток под действием пружины откидывается в исходное положение, замыкаются нормально замкнутые контакты выключателя В1 и + 27 В поступает на реле Р7. Срабатывая, реле своими контактами снимает + 27 В с двигателя арретира. При этом его якорь подключен на сопротивление, что способствует уменьшению выбега двигателя, который работает в режиме нагруженного генератора. Одновременно контакт Р7 включает реле Р8 и цепь питания обмотки возбуждения двигателя обработки следящей рамы, реле Р8 блокируется.

После арретирования гироскоп прибора продолжает разгоняться, одновременно система коррекции приводит его ось к вертикали. Параметры прибора выбраны таким образом, что через 1 мин после включения питания гироскоп приходит к вертикали с требуемой точностью, а его кинетический момент достигает величины, необходимой для нормальной работы прибора.

В некоторых случаях, например после длительных разворотов или временного нарушения электропитания АД-1, может оказаться необходимым произвести арретирование гидродатчика. Для этой цели на указателе предусмотрена кнопка с надписью "Арретировать только в гориз. полете".

Арретирование осуществляется кратковременным нажатием кнопки. При этом + 27 В с кнопки попадает на реле Р1, которое, срабатывая, замыкает контакт и снимает + 27 В с реле Р5, Р6 и Р7. При этом двигатель арретира через контакт Р7 получает питание + 27 В, сигнальная лампа указателя горизонта через контакт Р6 получает + 27 В и загорается. Схема гидродатчика приходит в такое же состояние, как в момент включения питания, и происходит арретирование.

Схема сигнализации наличия питания и арретирования предусмотрена для контроля подачи питания + 27 В постоянного тока и трехфазного то-

ка 36 В 400 Гц, а также обеспечивает сигнализацию процесса арретирования, как это было описано выше.

Если в результате неисправности питающей электросети две фазы временного тока из трех перестанут подаваться на гиродатчик, реле  $P8$  отключит и контакт  $P6$  подаст +27 В на сигнальную лампу. (Если на гиродатчик не поступает какая-либо одна из трех фаз, система сигнализации не срабатывает.)

Если прекратится подача питания +27 В, то отпустит реле  $P6$  и +27 В через его нормально замкнутый контакт и добавочное сопротивление попадет на сигнальную лампу.

Ниже приводятся технические характеристики основных элементов гиродатчика.

Гиродатчик ГМА-4П представляет собой трехфазный асинхронный двигатель симметричного типа с одной парой полюсов и короткозамкнутым внешним ротором.

#### Основные технические данные

|                                                         |       |
|---------------------------------------------------------|-------|
| Напряжение, В, источника питания переменного тока       | 36    |
| частотой 400 Гц                                         | 20000 |
| Максимальная частота вращения, об/мин                   | 0,392 |
| Кинетический момент, кг·м <sup>2</sup> ·с <sup>-1</sup> | 1,5   |
| Пусковой ток, А                                         | 0,32  |
| Номинальный ток, А                                      | 150   |
| Максимальное время разгона, с                           | 4     |
| Время выбега, мин, не менее                             |       |

Жидкостный маятниковый переключатель используется как чувствительный элемент в системе продольной и поперечной коррекции гироскопа.

Следует иметь в виду, что под действием постоянного тока в жидкостном переключателе происходит процесс электролиза, приводящий к переключению в неточность.

#### Основные технические данные

|                                                                                                    |             |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------|
| Напряжение, В, источника питания переменного тока                                                  | 36          |
| частотой 400 Гц                                                                                    | ± (10...15) |
| Диапазон пропорционального изменения сопротивления переключателя при наклоне (линейный участок), % | ± 5         |
| Чувствительность переключателя, ... не менее                                                       | 60          |
| Допустимый максимальный ток через один контакт (длительное время), мА, не более                    |             |

Коррекционные датчики моментов представляют собой двухфазные многополюсные реверсивные асинхронные двигатели, работающие в заторможенном режиме. Обмотка возбуждения коррекционного двигателя подключена к фазе переменного тока. При протекании в каждой управляющей обмотке двигателя токов, равных по величине, но направленных в разные стороны, в статоре будут создаваться два противоположных магнитных поля одинаковой напряженности. Эти поля, пере-

вая короткозамкнутые витки "беличьей клетки" ротора, вызовут два равных и взаимно противоположных момента, суммарный момент коррекционного двигателя равен нулю. При нарушении равенства токов в обмотках управления создается коррекционный момент и гироскоп будет переключаться к вертикали.

#### Основные технические данные

|                                                   |            |
|---------------------------------------------------|------------|
| Режим работы                                      | длительный |
| Напряжение, В, источника питания переменного тока | 36         |
| частотой 400 Гц                                   | 980        |
| Коррекционный момент, мН·м                        |            |

Полупроводниковый трехкаскадный усилитель предназначен для усиления сигналов в системах обработки следящей рамы гиродатчика, картушки и силуэта-самолетика указателя, необходимых для управления двигателями-генераторами ДГ-1 или ДГ-0,5. Усилитель состоит из трех каскадов, собранных на германиевых триодах типа  $p-n-p$ .

#### Основные технические данные

|                                                                      |          |
|----------------------------------------------------------------------|----------|
| Напряжение источника питания, В                                      | 27       |
| Выходная мощность, В·А                                               | 3,5..4   |
| Коэффициент усиления по напряжению                                   | 300      |
| Максимальное напряжение на выходе, В                                 | 25       |
| Потребляемый ток, мА, при входном сигнале, изменяющемся от 1 до 36 В | 270..300 |

Все элементы гиродатчика размещены в корпусе цилиндрической формы. Корпус гиродатчика закрыт кожухом, в котором предусмотрено окно для наблюдения за работой прибора. В этом окне виден жидкостный уровень, с помощью которого гиродатчик устанавливается в плоскость горизонта при монтаже и проверках.

Полупроводниковый усилитель расположен в отдельном отсеке прибора, закрытом крышечкой с жалюзи.

Гиродатчик в кожухе установлен на специальной подставке и закреплен с помощью двух стальных лент. Верхняя часть подставки, к которой прикреплен прибор, имеет четыре амортизатора, закрепленных на стойках. На стойках предусмотрены устройства, позволяющие регулировать положение амортизаторов для правильной установки прибора по уровню по отношению к основанию подставки. На кожухе гиродатчика имеется стрелка, указывающая направление полета, а на основании подставки — индексы, указывающие направление продольной оси прибора.

Гиродатчик подключается к электросхеме с помощью жгута, заканчивающегося 32-контактным малотабаритным штепсельным разъемом.

Указатель горизонта (рис. 3.20) воспроизводит углы крена и тангажа самолета, замеряемые гиродатчиком. Прибор состоит из двух следящих систем (рис. 3.21): следящей системы тангажа и следящей системы крена, которые обеспечивают соответствующие перемещения подвижных элемен-

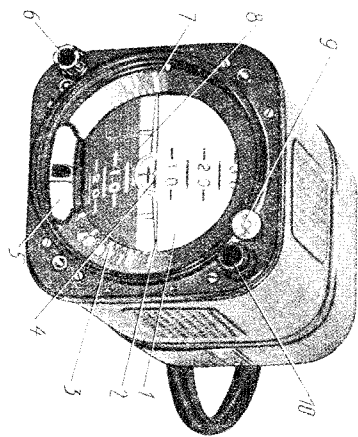


Рис. 3.20. Указатель горизонта:

- 1 — картушка; 2 — силов-самолет; 3 — шкала крена; 4 — нулевой индекс; 5 — креноскоп; 6 — ручка центровки тангажа; 7 — индекс центровки тангажа; 8 — линия искусственного горизонта; 9 — кнопка арретирования; 10 — лампа сигнализации наливом

состоит из сельсина-приемника СТ, подключаемого к сельсину-датчику 110, ролетчика, двигателя-генератора ДГ-0,5, редуктора и усилителя.

Редуктор следящей системы тангажа имеет две выходные шестерни: одну — для обработки ротора сельсина, другую — для обработки картушки (рис. 3.22). Передаточное отношение от двигателя-генератора на картушку  $i_{250}$ , а на ротор сельсина  $i_{424}$ , поэтому одному градусу поворота ротора сельсина (самолета) соответствует 1,7 градуса поворота картушки. Это достигается увеличенный масштаб отсчета углов тангажа во всем диапазоне шкалы.

Специальный упор ограничивает свободу кинематического вращения картушки пределами  $\pm 145^\circ$ , что по шкале картушки составляет  $\pm 85^\circ$ . В редукторе предусмотрена муфта проскальзывания, ограничивающая момент передаваемый редуктором при повороте картушки до упора. Максимальная скорость обработки картушки — не менее 80°/с.

Предусмотрена возможность регулирования положения горизонта при тангаже ( картушки) в диапазоне  $\pm 12^\circ$  за счет поворота статора сельсина тангажа с помощью ручки центровки тангажа. С ручкой центровки тангажа связан также нулевой центровки, расположенный с левой стороны левой части указателя.

Следящая система крена состоит из аналогичных элементов и работает так же, как следящая система тангажа. Редуктор следящей системы крена имеет особенность, заключающуюся в том, что с трубкой двигателя-генератора связаны две шестерни, а далее движение передается на сельсин крена и силов-самолет. Передача движения на силов-самолет производится через пару конических шестерен. Передаточные отношения от двигателя-генератора канала крена к сельсину и к силову-самолету одинаковы. Максимальная скорость обработки картушки сельсина-самолетика не менее 360°/с.

Конструкция указателя горизонт. В нижней части передней стороны прибора смонтирован указатель скольжения (креноскоп) а в верхней части справа расположена кнопка арретирования с надписью "Арретировать только в гориз. полете". При кратковременном нажатии

тов индикации — картушки (в индикации "с самолета на землю") и силову-самолетика (в индикации "с земли на самолет"). Следящая система тангажа

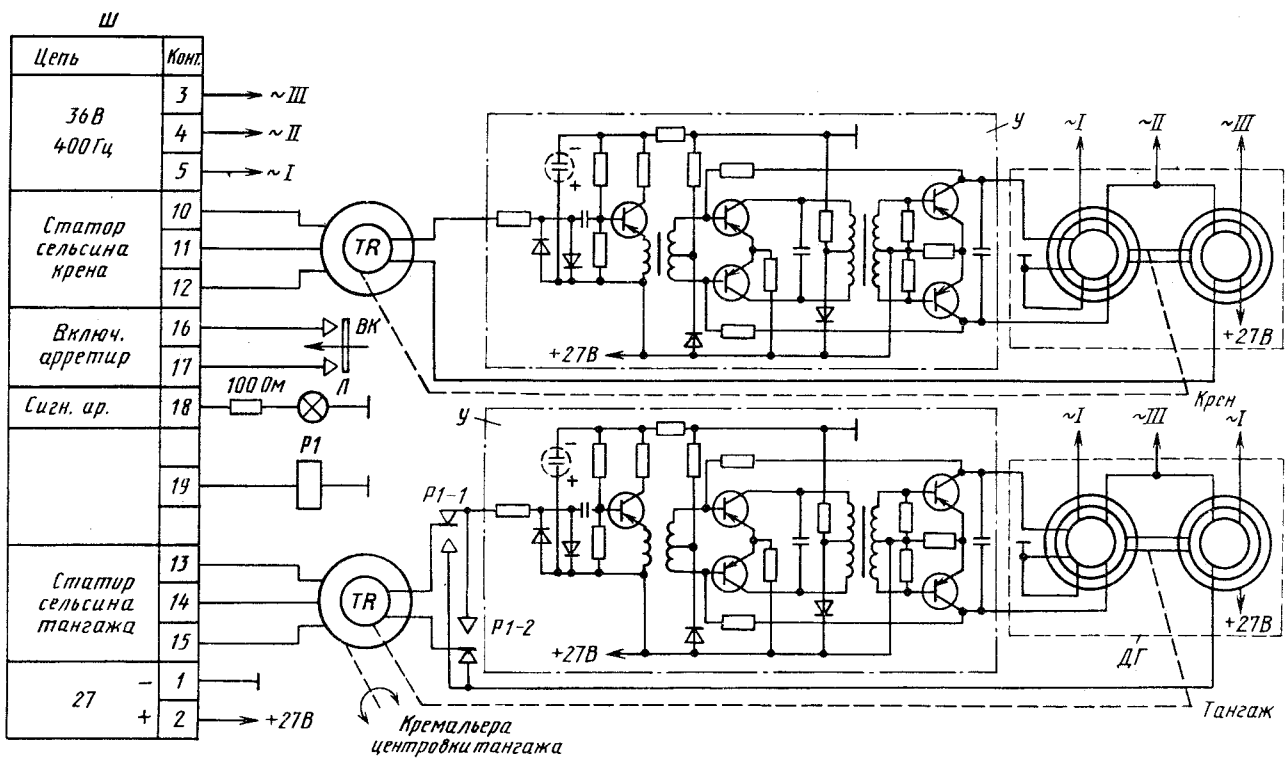


Рис. 3.21. Принципиальная электрическая схема указателя горизонта:

ДГ — двигатель-генератор; У — усилитель; ВК — микровыключатель; Л — сигнальная лампа; Р1 — реле РЭС-9

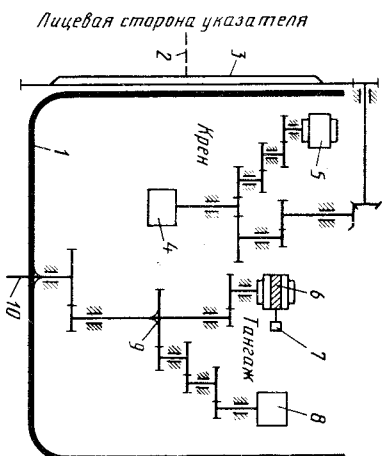


Рис. 3.22. Кинематическая схема указателя горизонта:  
1 - картушка; 2 - ось вращения картушки-самолетки; 3 - силовое реле; 4 - двигатель-генератор крена; 5 - ось крена; 6 - ось тангажа; 7 - ось вращения ручки тангажа; 8 - ось вращения ручки крена; 9 - ось вращения картушки; 10 - ось вращения картушки

кнопки осуществляется цикл арретирования гидродатчика. Рядом с кнопкой расположена лампа сигнализации наличия питания и арретирования. В левом нижнем углу расположена ручка центровки тангажа.

Крен самолета имитируется поворотом силовиты-самолетки. Отсчет углов крена производится по оцифрованной шкале кренов, причем стрелкой служит конец крыла самолетки.

Для отсчета углов тангажа служит цилиндрическая шкала (картушка), ось вращения которой параллельна поперечной оси силовиты-самолетки. Чисел углов тангажа выполняется по нанесенной в центральной части шкалы та-самолетки белой точке, которая является нулевым индексом тангажа. Для большей наглядности показаний шкалы тангажа выше линии искусственного горизонта окрашена в голубой цвет, а ниже этой линии - в белый.

Прибор помещен в кожух, имеющий сверху, снизу и на боковых сторонах отверстия с фильтрами, через которые внутренняя плоскость прибора сообщается с окружающей атмосферой, чем устраняется возможность запотевания стекла прибора при изменении атмосферных условий. Фильтры состоят из двойной мелкой сетки, которая защищает прибор от попадания в него пыли.

Для подпитки проводниковых усилителей располагаются в специальном отсеке. Для улучшения теплоотдачи этот отсек сообщается с окружающей атмосферой через жалюзи.

Указатель горизонта подключается к гидродатчику с помощью жгутов, заканчивающихся 19-контактным малогабаритным разъемом.

### 3.3.3. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Для проверки агрегатов АГД-1 используются следующие установочные приборы:

источник постоянного тока напряжением ( $27 \pm 2,7$ ) В и мощностью не

менее 30 Вт и источник трехфазного переменного тока напряжением ( $36 \pm 2$ ) В ( $400 \pm 8$ ) Гц, обеспечивающий ток в каждой фазе не менее 2 А; проверочная аппаратура ПА-АГД-1 (рис. 3.23), состоящая из электрической установки для проверки АГД-1 и комплекта жгутов в чемодане; тестер типа ТТ-3; установка УПГ-48 с платформой, качающейся в пространстве; секундомер. Контролируемые параметры гидродатчика: время готовности; работа арретиратора; скорость коррекции; устойчивость гироскопа гидродатчика с выключенной коррекцией в качающейся платформе; действие отключателя продольной коррекции; потребляемые токи. Контролируемые параметры указателя горизонта: положение индекса поправки угла тангажа и индекса угла тангажа (центральной точки силовиты-самолетки); несовпадение силовиты-самолетки с нулевыми делениями шкалы крена; погрешность обработки углов рассогласования по крену и тангажу; поправка на угол тангажа;

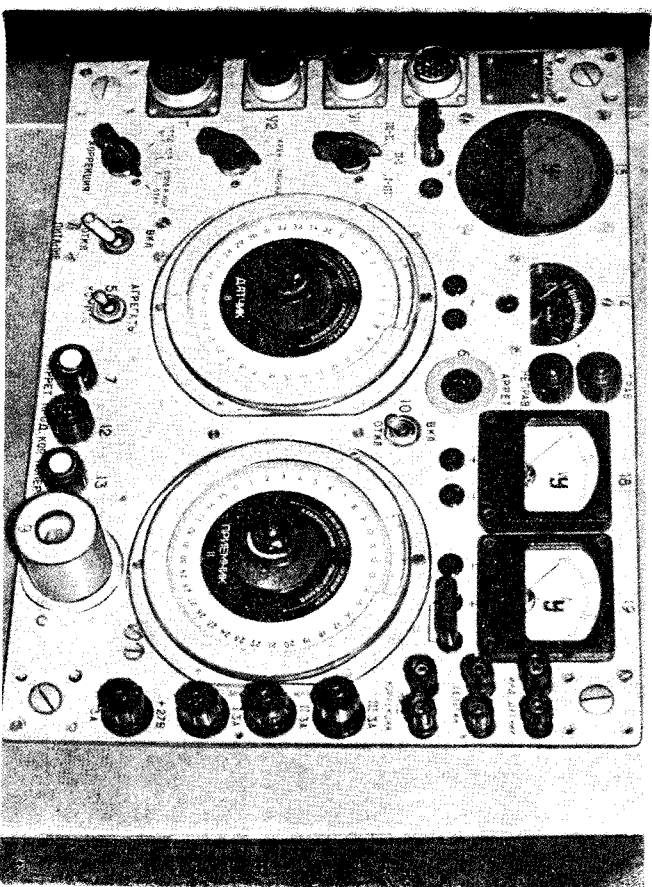


Рис. 3.23. Проверочная аппаратура ПА-АГД-1

работа лампы сигнализации;  
потребляемые токи.

Проверка АД-1 на самолете без снятия агрегатов с самолета выполняется с использованием контрольного пульты КП-АД-1. Методика проверки указывается в технической документации.

### 3.4. ПРИБОР КОМАНДНЫЙ ПИЛОТАЖНЫЙ ПКП-72

#### 3.4.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Командный пилотажный прибор типа ПКП-72 предназначен для индикации крена и тангажа, пространственного положения самолета относительно заданной траектории полета в горизонтальной и вертикальной плоскостях, индикации команд, формируемых системой траекторного управления, индикации малой высоты полета над местностью, индикации отклонения скорости самолета от заданной скорости или оптимального угла атаки, индикации угла скольжения и индикации исправности работы СТУ, датчиков авиационного горизонта, радиовысотомера.

Индикация параметров осуществляется указателями и сигнализаторами прибора.

#### Основные технические данные

Погрешность указателей прибора:

|                                                             |          |
|-------------------------------------------------------------|----------|
| а) по углу индикатора крена, ...°:                          |          |
| на отметках 0,10° .....                                     | ± 0,7    |
| на отметках 20 ... 180° .....                               | ± 1,5    |
| б) по углу индикатора тангажа, ...°:                        |          |
| на отметках 0,10° .....                                     | ± 0,7    |
| на отметках 30, 50, 70° .....                               | ± 2      |
| в) по напряжению индикатора команды по тангажу, В:          |          |
| на отметке 0 .....                                          | ± 0,35   |
| на отметке 2 .....                                          | ± 1      |
| г) по напряжению индикатора команды по крену, В:            |          |
| на отметке 0 .....                                          | ± 0,35   |
| на отметке 2 .....                                          | ± 1      |
| д) по току индикатора отклонения от курсовой зоны, мкА:     |          |
| на отметке 0 .....                                          | ± 15     |
| на отметке 1 .....                                          | 75 ± 15  |
| на отметке 2 .....                                          | 150 ± 15 |
| е) по напряжению индикатора высоты, В:                      |          |
| на отметке 0 .....                                          | ± 0,2    |
| на отметке 3 .....                                          | 3 ± 0,6  |
| ж) по току индикатора отклонения от тиссады, мкА:           |          |
| на отметке 0 .....                                          | ± 15     |
| на отметке 1 .....                                          | 75 ± 15  |
| на отметке 2 .....                                          | 150 ± 15 |
| з) по току индикатора отклонения от заданной скорости, мкА: |          |
| на отметке 0 .....                                          | ± 15     |
| на отметке 2 .....                                          | 150 ± 15 |

Чувствительность индикатора скольжения в нулевой зоне, ...° ..... ± 2  
Ток срабатывания бленкера радиовысотомера  
(рабочее напряжение 27 В, входное сопротивление  
не менее 27 кОм), мкА, не более ..... 800

Входное сопротивление по каналам "исправность А", "исправность  
δ Z", исправность δ H" (рабочее напряжение 27 В), кОм),  
не менее ..... 1,5

Выходное сопротивление индикаторов:

|                                                    |            |
|----------------------------------------------------|------------|
| команды по крену по высокоомному входу, Ом, .....  | 520 ± 20 % |
| команды по крену по высокоомному входу, кОм, ..... | 11 ± 10 %  |
| команды по тангажу, кОм, .....                     | 12 ± 10 %  |
| отклонение от курсовой зоны, кОм, .....            | 1 ± 10 %   |
| высоты, кОм, не менее, .....                       | 40         |

Скорость слежения индикаторов:

|                                           |     |
|-------------------------------------------|-----|
| крена, ...°/с, не менее, .....            | 150 |
| тангажа, ...°/с, не менее, .....          | 50  |
| команды по крену, ...°/с, не менее, ..... | 60  |
| команды по тангажу, мм/с, не менее, ..... | 40  |
| отклонения от курсовой зоны, мм/с, .....  | 10  |
| высоты, мм/с, .....                       | 10  |

Потребляемый ток, А, по цепям питания при номинальных напряжениях:

|                                                               |     |
|---------------------------------------------------------------|-----|
| 27 В постоянного тока, .....                                  | 1,5 |
| 36 В переменного трехфазного тока в каждой фазе, .....        | 0,9 |
| 5,5 В постоянного или переменного тока (в цепи подвета) ..... | 1   |
| Масса прибора, кг, не более, .....                            | 4   |

В приборе принят единый вид индикации параметров — "с самолета на землю" и предусмотрена сигнализация отказов авиационного (А), команд по тангажу (Т), канала команды по крену (К), радиовысотомера (Р) (В).

#### 3.4.2. УСТРОЙСТВО ПРИБОРА

Лцевая часть варианта исполнения прибора приведена на рис. 3.24. Прибор ПКП-72 конструктивно состоит из блока электромеханических индикаторов и блока управления и контроля БУК. Прибор выполняется в варианте со встроенным усилителем БУК, соединенным с блоком индикаторов через короткий жгут посредством малотабаритного штепсельного разъема типа РС-50, и в варианте с разнесенным усилителем, соединенным с блоком индикаторов с помощью длинного жгута посредством малотабаритного штепсельного разъема типа РС-50.

Блок управления и контроля предназначен:

для преобразования, суммирования и усиления сигналов δ H и δ Z, поступающих с вычислителя системы траекторного управления;  
для преобразования и усиления сигналов ε<sub>к</sub> и H<sub>р</sub>, поступающих с курсового радиоприемника и радиовысотомера соответственно;

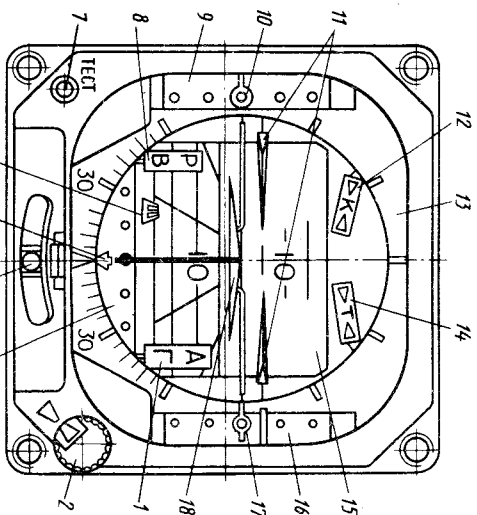


Рис. 3.24. Лицевая часть пилотажно-командного прибора варианта исполнения ПКП-72

1 — бленкер отказа авиаторизонта Г; 2 — кремальера установки начального тантажа; 3 — шкала отклонения от курсовой зоны; 4 — указатель скопления; 5 — индекс крена; 6 — совмещенный индекс малой высоты и отклонения курсовой зоны; 7 —

кнопка тест-контроля; 8 — бленкер отказа радиовысотомера В; 9 — шкала отклонения от заданной скорости или оптимального угла атаки; 11 — индекс команд по крену и тантажу; 12 — бленкер отказа канала команды по крену; 13 — шкала крена; 14 — бленкер отказа канала команды по тантажу; 15 — шкала тантажа; 16 — шкала отклонения от глассад; 17 — индекс отклонения от глассад; 18 — символ самолета

для обеспечения работы следящих систем каналов  $\gamma$  и  $\delta$ .

БУК включает в себя схему автоматического непрерывного контроля следящих систем.  $\delta_1 = \delta_H + \delta_Z$  и  $\delta_2 = \delta_H - \delta_Z$ ;  $\gamma$  и  $\delta$ , а также схему тест-контроля всех следящих систем.

Всего прибор объединяет в одном корпусе тринадцать индикаторов в том числе:

указатели тантажа, крена, команды по тантажу, команды по крену отклонения от курсовой зоны, малой высоты полета над местностью, над полем на следящих системах;

указатели отклонения от зоны глассад, от заданной скорости полета; сигнализаторы отказов (команд по крену и тантажу, авиаторизонта и вышотомера), выполненные на магнитоэлектрических системах;

указатель скопления.

Электрическая схема прибора показана на рис. 3.25.

Система обработки тантажа состоит из синусно-косинусных трансформаторов *ТрВ1* типа СКТ-212-1, *ТрВ2* типа СКТ-220-1, обрабатывающих двигатели *М3* типа ДГМ-0,25Д, редуктора с двумя коническими дифферен-

циалами. Первый дифференциал служит для развязки системы обработки тантажа с системой обработки крена. Второй дифференциал необходим для задания нулевого угла тантажа с помощью кремальеры.

Пиферблат тантажа выполнен в виде ленты с нанесенными отметками через  $5^\circ$  в интервале  $0...15^\circ$ , и с цифровой на отметках  $10^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $50^\circ$ ,  $70^\circ$ ,  $90^\circ$ . Пиферблат крепится к двум барабанам. На оси нижнего барабана установлена цилиндрическая пружина, которая намотывает пиферблат на нижний барабан при кабрировании и в обесеченном состоянии системы за счет усилий первоначального натяжения. Кроме того, пружина компенсирует недостаток или избыток ленты, вызванный переменным передаточным отношением, при перекачивании ленты с барабана на барабан. Вал второго дифференциала выходит наружу прибора, где на валу неподвижно закреплена ручка. Поворотом ручки шкала тантажа устанавливается в нулевое положение. Отсчет значений текущего тантажа производится относительно плоскости неподвижно установленного символа самолета.

В систему обработки крена входит двигатель *М4* типа ДГМ-0,25Д, редуктор, шестерни с установленными на ней индексом крена и синусно-косинусные трансформаторы *ТрВ3* типа СКТ-212-1 и *ТрВ4* типа СКТ-220-1. С выхода системы движение передается на индикатор авиаторизонта и систему обработки тантажа.

Отсчет углов крена производится по шкале крена, которая имеет отметки через  $5^\circ$  в интервале  $0...60^\circ$  и через  $30^\circ$  в интервале  $60...180^\circ$  (цифровка — на отметках  $30^\circ$ ).

Система обработки команд по крену и тантажу производится двумя аналогичными по конструкции следящими системами, которые приводят в движение совмещенное отсчетное устройство. Система включает в себя два редуктора с двигателями *М1*, *М2* типа ДГМ-0,1Д и два индукционных датчика ИД1, ИД2 типа 45Д-12-1. Командные стрелки механизма индикаторного устройства вместе с символом самолета создают иллюзию объемности. Система обработки отклонения от курсовой зоны состоит из редуктора двигателя *М5* типа ДГМ-0,25Д, датчика типа 45Д-12-1. Отсчет отклонения от курсовой зоны осуществляется по перемещающемуся вправо и влево от нулевого положения индексу.

Система обработки малой высоты полета над местностью аналогична вышеописанной системе, в ней применены те же базовые элементы. Система обрабатывает индекс, который одновременно выполняет роль индекса отклонения от заданной курсовой зоны.

При перемещении индекса вверх в направлении неподвижного символа самолета пилоту указывается уменьшение высоты при приближении к ВПП. Одновременно обработка двух параметров ВПП при посадке. В обесеченном состоянии системы обработки малой высоты полета над местностью устанавливаются индекс в нулевое положение пружинной кручения.

Система обработки отклонения от глассад и отклонения от заданной скорости полета выполнены в виде самостоятельных узлов, имеющих



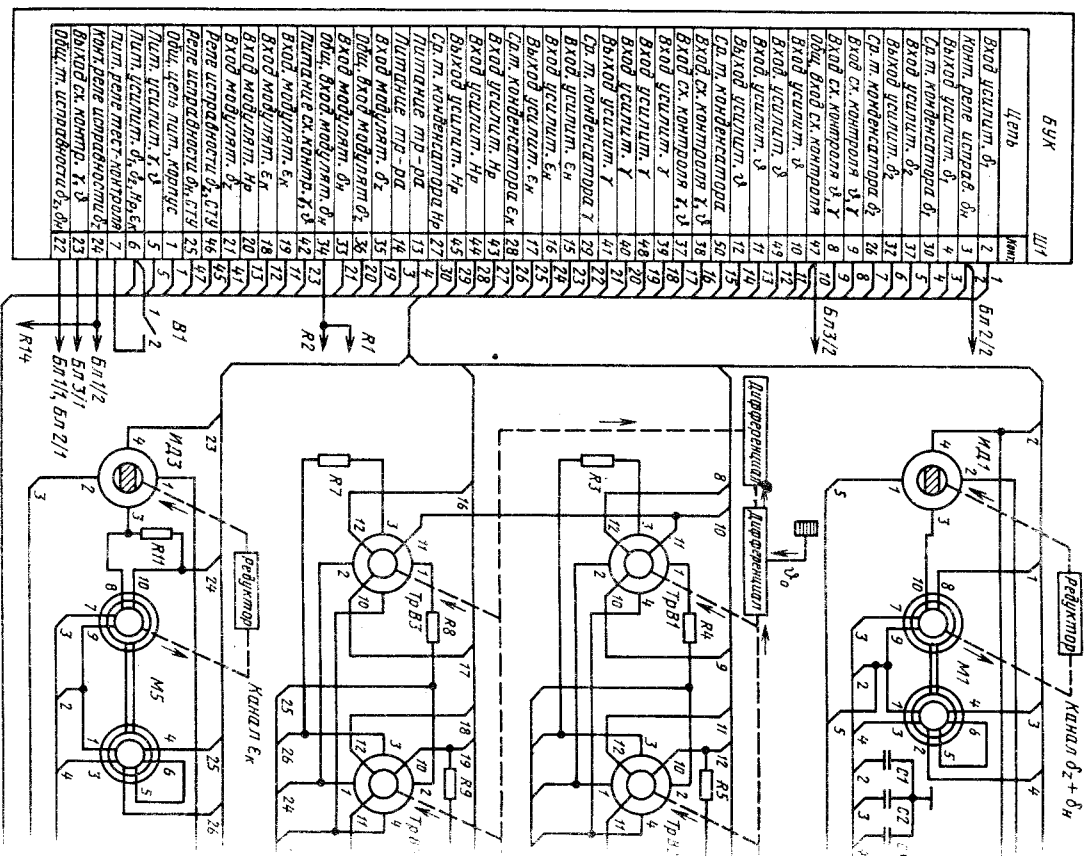
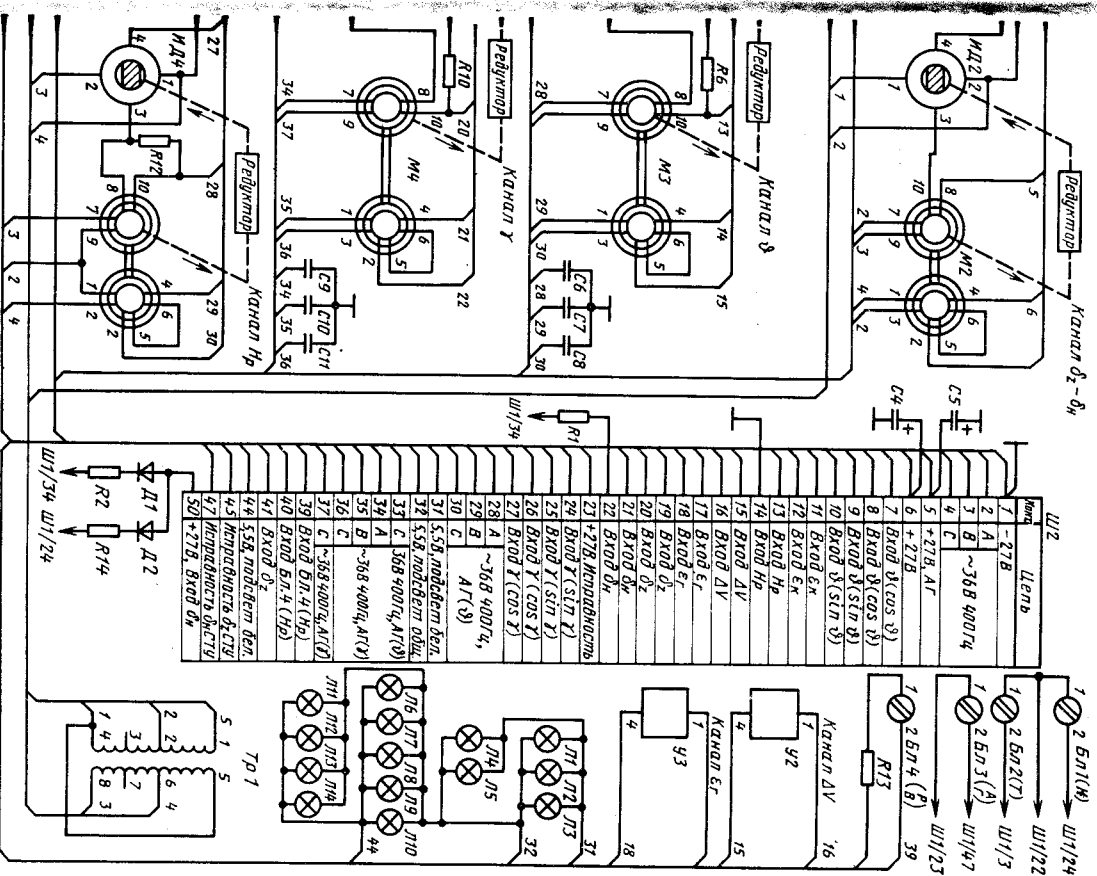


Рис. 3.25. Принципиальная электрическая схема прибора ПКТ-72

Одинаковое конструктивное исполнение и представляющих собой магнитно-электрические указатели с внутрирамочным магнитом.

Сигнализатор отказов команд по крену и тангажу, авиаторизонти и радиовысотомера представляет собой магнитоэлектрическую систему внутрирамочным магнитом. При отсутствии тока в рамке флажок блекари выпадает на линейную часть прибора, сигнализируя о наличии неисправности



Рассмотрим особенности конструктивного исполнения прибора.

Командный нуль-указатель состоит из двух частей: электромагнитной, представляющей собой две следящие системы с электромагнитом в качестве обратной связи линейных индукционных датчиков типа 45Д-12-1, и электронной, представляющей собой схему преобразования и суммирования командных сигналов  $\delta_N$  и  $\delta_Z$ . Выполненную на электронных интегральных элементах, входящих в блок управления и контроля БУК. Сигнал



команды  $\delta_Z$  с вычислителя СТУ, компенсирующий сигнал с индукционного линейного датчика ИЦЛ следящей системы  $\delta_H + \delta_Z$ , включенного последовательно с тахогенератором М1, подается в БУК. Аналогично в БУК поступает сигналы команд  $\delta_H$  с вычислителя СТУ и компенсирующий сигнал индукционного датчика ИЦД следящей системы  $\delta_H - \delta_Z$ , включенного последовательно с тахогенератором М2.

При наличии разности между вычисленным сигналом, пропорциональным сумме  $\delta_1 = (\delta_H + \delta_Z)$  и сигналом с ИЦЛ сигнал рассогласования поступает на управляющую обмотку двигателя М1. Двигатель М1 через редуктор с передаточным числом  $i = 551$  вращает ротор датчика ИЦД и через шестерню-сектор поворачивает половину командного индекса по тем пор, пока сигнал на входе блока управления и контроля не станет равным нулю.

Одновременно происходит обкатка сектора и поворот другой половины командного индекса по сигналу разности  $\delta_2 = (\delta_H - \delta_Z)$ . При отработке сигнала  $\delta_Z$  (команды по крену) двигатели поворачивают половинки индекса в одну сторону и весь индекс поворачивается по или против часовой стрелки.

При отработке команды  $\delta_H$  (команда по тантажу) двигатели поворачивают половинки командного индекса в противоположные стороны, в результате чего командный индекс перемещается вверх или вниз.

Сигналы  $\delta_1 = (\delta_H + \delta_Z)$  с датчика ИЦД и  $\delta_2 = (\delta_H - \delta_Z)$  с датчика ИЦЛ поступают в блок управления, где сравниваются с сигналом  $\delta_H$  вычислителя СТУ. При наличии разности между сигналами, полученным в результате сложения  $\delta_1$  и  $\delta_2$ , и сигналом  $\delta_H$  с вычислителя СТУ, на входе операционного усилителя блока БУК появляется сигнал, а на выходе этого усилителя сигнал исчезает, бленкеры, подключенные к выходу операционного усилителя, обесточиваются и налицую часть прибора выпадают флажки. Бленкеры Вл1 и Вл2 обесточиваются и соответствующий флажок выпадает налицую часть прибора также в том случае, если при исправных следящих системах и схеме контроля отсутствует сигнал исправности бокового или продольного каналов СТУ.

Схема тест-контроля следящих систем прибора работает по тарифовому сигналу рассогласования, подаваемому на вход усилителей этих систем. Системы отработавшие рассогласование, указатели отклоняются на определенную величину от положения, занимаемого в момент нажатия кнопки тест-контроля.

В системах командного нуля-прибора и авиаторизонта введенное рассогласование воспринимается схемой автоматического контроля и сигнализируется выпадением флажков.

Проверка прибора на борту ВС выполняется без контрольно-проверочной аппаратуры с использованием тест-контроля прибора и фиксации подработанной бортовым оборудованием информации. Работоспособность прибора вне борта ВС осуществляется с помощью проверочной аппаратуры КПА-72.

ПКП-72 относится к приборам, непосредственно определяющим бо-

опасное управление ВС. Четкое понимание его функций, контроль за показателями иницируемых параметров и своевременная реакция на показания прибора требует от экипажа и обслуживающего персонала полного выполнения предписанных правил эксплуатации.

Одна из основных функций ПКП-72 в сочетании с гироскопическими датчиками крена и тангажа — функция дистанционного авиаторизонта. Поэтому сопоставление показаний ПКП-72 с резервным авиаторизонтом при любой эволюции ВС является необходимым для уверенности в работе тракта "тиродатчик—ПКП-72".

Во всех случаях, если бленкер А1 прибора выпал, следует переходить к пилотированию по резервным средствам.

Прибор целесообразно эксплуатировать по ресурсу, так как при определенном износе его элементов возможность отказа возрастает.

### 3.5. АВИАТОРИЗОНТЫ АГБ-3К, АГР-72А, АГР-74

На ВС ГА используются авиаторизонты типа АГБ-3К, АГР-72А, АГР-74 и др. Основные технические данные авиаторизонтов приведены в табл. 3.1. Авиаторизонт АГБ-3К представляет собой гироскоп (с кинетическим моментом  $0,392 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{с}^{-1}$ ) с вертикальным расположением его главной оси, подвешенный в кардановом подвесе без дополнительной следящей

Основные технические данные авиаторизонтов  
Таблица 3.1.

| Параметр                               | Тип авиаторизонта               |                           |                               |
|----------------------------------------|---------------------------------|---------------------------|-------------------------------|
|                                        | АГБ-3К                          | АГР-72А                   | АГР-74                        |
| Рабочий диапазон измерения углов, ...: |                                 |                           |                               |
| по крену, ...                          | $\pm 360$                       | $\pm 360$                 | $\pm 360$                     |
| по тангажу, ...                        | $\pm 80$                        | $\pm 85$                  | $\pm 85$                      |
| Напряжение питания, В:                 |                                 |                           |                               |
| переменного тока частотой 400 Гц       | 36                              | 36                        | 36                            |
| постоянного тока                       | 27                              | —                         | —                             |
| Время готовности                       | 1,5                             | 3                         | 3                             |
| Угол гироскопа                         | —                               | —                         | Не более * 5                  |
| в 5 мин, ...                           | 2,5                             | 4                         | за 3 мин                      |
| Паритетные размеры, мм, ...            | $119,5 \times 119,5 \times 234$ | $85 \times 85 \times 175$ | $86,5 \times 86,5 \times 245$ |
| Масса, кг, ...                         | 4,0                             | 2,5                       | 2,5                           |
| Наличие указателя скольжения, ...      | +                               | —                         | —                             |

\* Потребность в неустановившемся режиме полета.

рамы. Прибор имеет вид индикации, аналогичный индикатору АГД-1, при этом указатель крена (силует самолета) непосредственно связан с внешней рамой гироскопа, а шкала тангажа связана с внутренней рамой гироскопа через следящую систему.

Датчиком горизонта в системе коррекции гироскопа по вертикали служит двухосный жидкостный переключатель. Прибор имеет кнопку для ручного включения механического арретирующего устройства и сигнализатор (флажок) отказа цепей питания прибора по переменному и постоянному току.

Принципиальная электрическая схема авиаторизонта АГБ-3К показана на рис. 3.26. Двигатель привода сигнализатора питания конструктивно аналогичен двухфазному двигателю ДИД-0,5ТА, но в пазы его статора уложены трехфазная токовая обмотка. При обрыве любой из фаз источника питания, а также при отсутствии питания прибора постоянным током (фазные обмотки двигателя привода сигнализатора в этом случае переключены контактами реле  $P1, P2$ ), двигатель не развивает момента и флажок сигнализатора выпадает на лицевую панель прибора.

Авиаторизонт АГР-72А аналогично авиаторизонту АГР-74А (см. рис. 3.28) имеет вид индикации "с самолета на землю". На лицевой части прибора имеется кремальера установки отсчетного индекса тангажа и кнопки

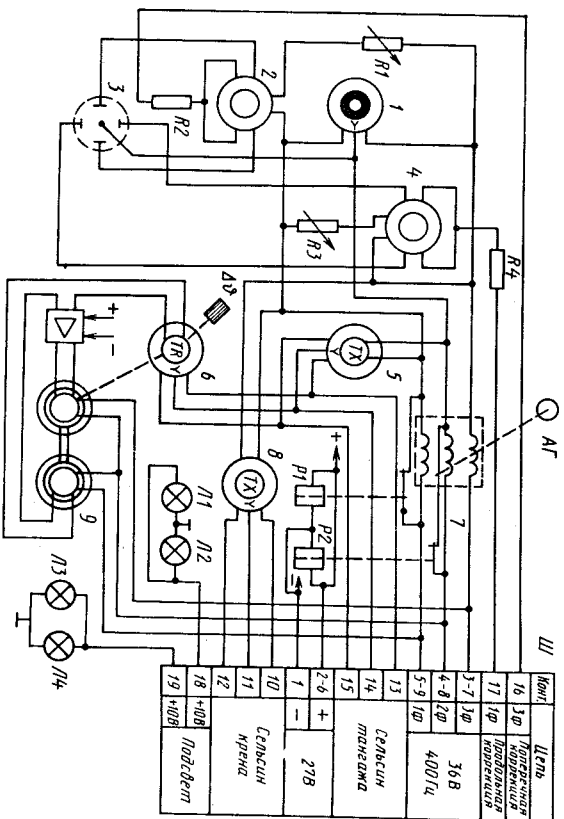


Рис. 3.26. Принципиальная электрическая схема авиаторизонта АГБ-3К:

- 1 - тиристор; 2 - поперечный мотор-корректор; 3 - жидкостный маятниковый переключатель; 4 - продольный мотор-корректор; 5 - сельсин-датчик тангажа; 6 - сельсин-приемник тангажа; 7 - двигатель привода сигнализатора питания; 8 - сельсин-датчик крена; 9 - двигатель-генератор ДГ-0,5; У - усилитель; Ш - штепсельный разъем 2РМ24КПН19Т1А1

ускоренного согласования. Прибор устанавливается в поле зрения экипажа с наклоном вперед по полету на угол 10...15°.

Подвес гироскопа прибора кроме внутренней и внешней рам карданова подвеса имеет дополнительную следящую раму по тангажу, что обеспечивает невыбываемость гироскопа при изменении крена и тангажа в широким диапазоне углов. Шкала отсчета тангажа связана со следящей рамой через зубчатую планетарную передачу, а индекс отсчета крена жестко связан с внешней рамой гироскопа.

Структурная электрическая схема авиаторизонта АГР-72 показана на рис. 3.27. В приборе использованы электрохимические системы арретирования, корректировки нуля шкалы тангажа и сигнализации отказа. В системе коррекции гироскопа по вертикали использованы одноосные жидкостные маятниковые переключатели, управляющие соответствующими коррекционными моторами.

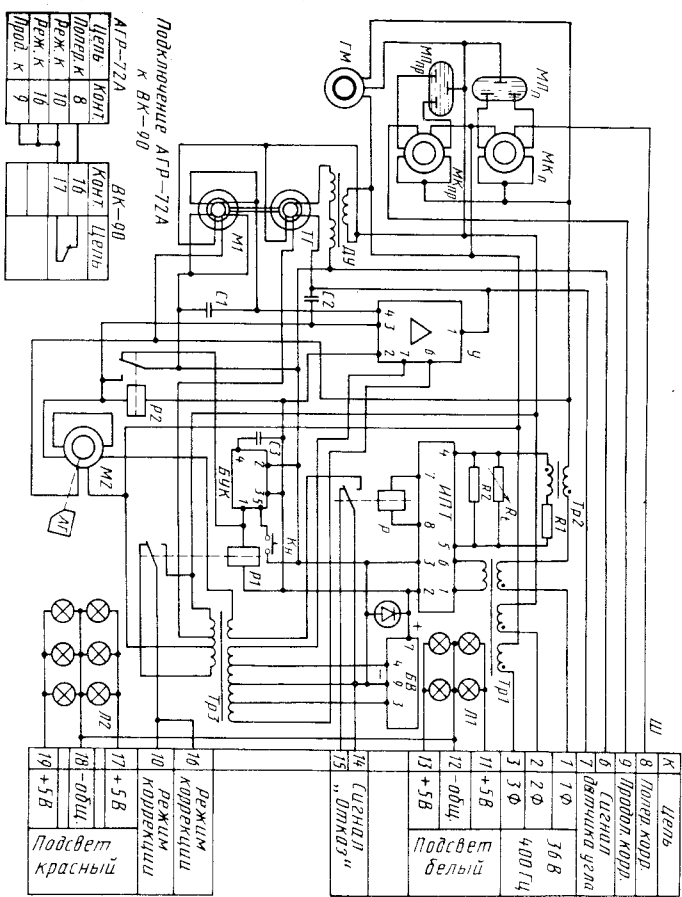


Рис. 3.27. Структурная электрическая схема авиаторизонта АГР-72А:

- 1 - тиристор; 2 - поперечный и продольный моторы-корректоры; 3 - датчик угла следящей рамы; 4 - датчик угла следящей рамы; 5 - датчик угла следящей рамы; 6 - датчик угла следящей рамы; 7 - датчик угла следящей рамы; 8 - датчик угла следящей рамы; 9 - датчик угла следящей рамы; 10 - датчик угла следящей рамы; 11 - датчик угла следящей рамы; 12 - датчик угла следящей рамы; 13 - датчик угла следящей рамы; 14 - датчик угла следящей рамы; 15 - датчик угла следящей рамы; 16 - датчик угла следящей рамы; 17 - датчик угла следящей рамы; 18 - датчик угла следящей рамы; 19 - датчик угла следящей рамы; 20 - датчик угла следящей рамы; 21 - датчик угла следящей рамы; 22 - датчик угла следящей рамы; 23 - датчик угла следящей рамы; 24 - датчик угла следящей рамы; 25 - датчик угла следящей рамы; 26 - датчик угла следящей рамы; 27 - датчик угла следящей рамы; 28 - датчик угла следящей рамы; 29 - датчик угла следящей рамы; 30 - датчик угла следящей рамы; 31 - датчик угла следящей рамы; 32 - датчик угла следящей рамы; 33 - датчик угла следящей рамы; 34 - датчик угла следящей рамы; 35 - датчик угла следящей рамы; 36 - датчик угла следящей рамы; 37 - датчик угла следящей рамы; 38 - датчик угла следящей рамы; 39 - датчик угла следящей рамы; 40 - датчик угла следящей рамы; 41 - датчик угла следящей рамы; 42 - датчик угла следящей рамы; 43 - датчик угла следящей рамы; 44 - датчик угла следящей рамы; 45 - датчик угла следящей рамы; 46 - датчик угла следящей рамы; 47 - датчик угла следящей рамы; 48 - датчик угла следящей рамы; 49 - датчик угла следящей рамы; 50 - датчик угла следящей рамы; 51 - датчик угла следящей рамы; 52 - датчик угла следящей рамы; 53 - датчик угла следящей рамы; 54 - датчик угла следящей рамы; 55 - датчик угла следящей рамы; 56 - датчик угла следящей рамы; 57 - датчик угла следящей рамы; 58 - датчик угла следящей рамы; 59 - датчик угла следящей рамы; 60 - датчик угла следящей рамы; 61 - датчик угла следящей рамы; 62 - датчик угла следящей рамы; 63 - датчик угла следящей рамы; 64 - датчик угла следящей рамы; 65 - датчик угла следящей рамы; 66 - датчик угла следящей рамы; 67 - датчик угла следящей рамы; 68 - датчик угла следящей рамы; 69 - датчик угла следящей рамы; 70 - датчик угла следящей рамы; 71 - датчик угла следящей рамы; 72 - датчик угла следящей рамы; 73 - датчик угла следящей рамы; 74 - датчик угла следящей рамы; 75 - датчик угла следящей рамы; 76 - датчик угла следящей рамы; 77 - датчик угла следящей рамы; 78 - датчик угла следящей рамы; 79 - датчик угла следящей рамы; 80 - датчик угла следящей рамы; 81 - датчик угла следящей рамы; 82 - датчик угла следящей рамы; 83 - датчик угла следящей рамы; 84 - датчик угла следящей рамы; 85 - датчик угла следящей рамы; 86 - датчик угла следящей рамы; 87 - датчик угла следящей рамы; 88 - датчик угла следящей рамы; 89 - датчик угла следящей рамы; 90 - датчик угла следящей рамы; 91 - датчик угла следящей рамы; 92 - датчик угла следящей рамы; 93 - датчик угла следящей рамы; 94 - датчик угла следящей рамы; 95 - датчик угла следящей рамы; 96 - датчик угла следящей рамы; 97 - датчик угла следящей рамы; 98 - датчик угла следящей рамы; 99 - датчик угла следящей рамы; 100 - датчик угла следящей рамы

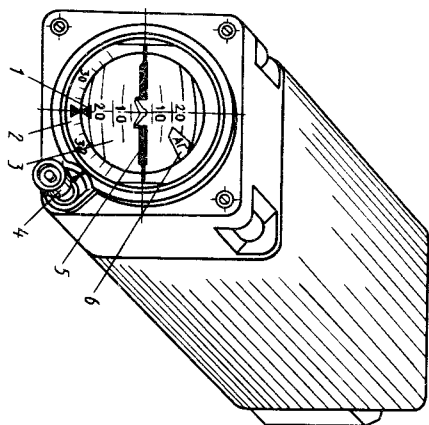


Рис. 3.28. Авиаторизонт АГР-74:  
1 — индекс крена; 2 — шкала крена;  
3 — картушка; 4 — ручка кремальеры и  
арретир; 5 — сигнал самолетки; 6 —  
флажок сигнализатора

В приборе имеются две скорости коррекции: ускоренная (на время запуска прибора или его арретирования) и нормальная. Управление скоростью коррекции осуществляется при помощи реле  $P$ ,  $P1$ ,  $P2$ , обеспечивающих подачу через контакты реле  $P1$  пониженного напряжения от трансформатора  $Tr3$  на обмотки управления коррекционных моторов. В рабочем режиме работы прибора. Ускоренная коррекция может быть выполнена кратковременным нажатием кнопки прибора. После отпущания кнопки реле  $P1$  по сигналу блока управления коррекцией БУС остается в течение 15 ... 30 с (время разряда конденсатора  $C3$ ) включенным, вследствие чего выполняется режим ускоренной коррекции.

"Индикатор" потребляемого тока ИПТ через реле  $P$  управляет двигателем  $M2$  привода сигнализатора "АГ". Чувствительными элементами ИПТ являются трансформаторы тока  $Tr1$  и  $Tr2$ . При отсутствии тока в любом из первичных обмоток трансформатора  $Tr1$  реле  $P$  обесточено, двигатель  $M2$  также обесточен и сигнализатор "АГ" выпадает на левую сторону прибора. Если по обмоткам гиromотора ГМ протекает повышенный ток (при его запуске или "заклинивании"), то по сигналу с трансформатора  $Tr2$  ИПТ также обесточит реле  $P$  и сигнализатор "АГ" появится на правой части прибора.

Авиаторизонт АГР-74 (рис. 3.28) выполняется в вариантах АГР-74.5, АГР-74.10 и АГР-74.15 в зависимости от угла наклона приборной доски (на 5, 10, 15° соответственно).

Гиросистема авиаторизонта представляет собой корректируемый трехстепенный гироскоп (кинетический момент  $0,392 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 \cdot \text{с}^{-1}$ ) 6 (рис. 3.29) с внутренней 14 и внешней 15 рамами подвеса. Ротор гироскопа и внутренняя рама выполнены как отдельный узел (пирузел), представляющий собой трехфазный асинхронный двигатель обратного типа.

На гироскопе расположен корректирующий механизм, приводимый во вращение от гироскопа через понижающий редуктор 12. Механизм включает корректор 11, состоящий из шарика 7 и направляющей 8, на котором крепится узел отклонения коррекции, состоящий из магнитков 9, трубок и упоров 10.

Шарик 7 в направляющей вращается в направлении вращения ротора гироскопа с частотой 12 об/мин. Корректирующий механизм, накладывая моменты определенного направления, удерживает главную ось гироскопа

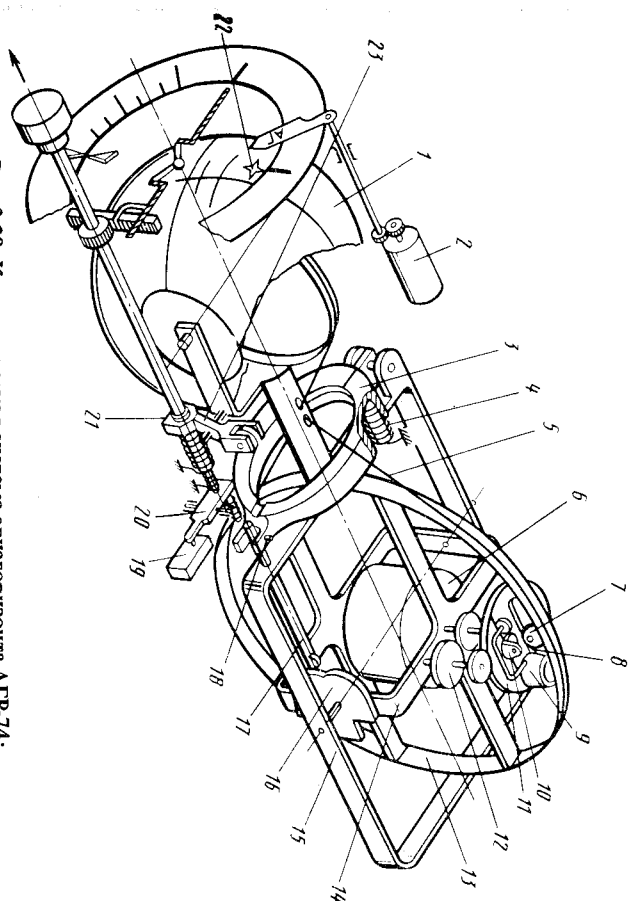


Рис. 3.29. Кинематическая система авиаторизонта АГР-74:  
1 — картушка; 2 — сигнализатор; 3 — кулачок; 4 — пружина; 5 — тростик; 6 — гироскоп; 7 — шарик; 8 — направляющая; 9 — магнитик; 10 — упоры; 11 — корректор; 12 — редуктор гироскопа; 13 — шкив; 14 — внутренняя рама; 15 — внешняя рама; 16 — кулачок; 17 — толкатель; 18 — палец; 19 — микропереключатель; 20, 23 — рычаги; 21 — каретка; 22 — индекс

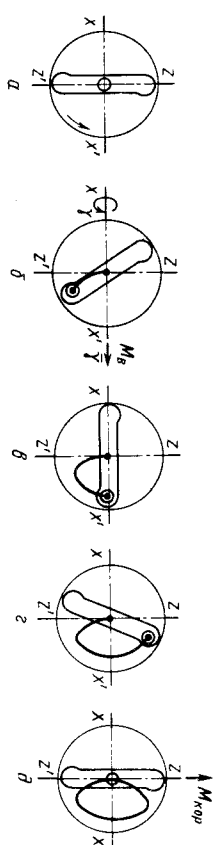


Рис. 3.30. Схема образования корректирующего момента

по вертикали места. Схема образования корректирующего момента трехбумого направления показана на рис. 3.30.

Если главная ось гироскопа направлена по вертикали места, то плоскость, касательная к основанию, по которому движется шарик, параллельна плоскости горизонта и шарик будет находиться в центре (или близко к центру) направляющей (рис. 3.30, а), так как основание имеет вогнутую сферическую форму. Если главная ось гироскопа отклонилась от вертикали места на угол  $\gamma$  в направлении вектора  $\gamma$  (поворот относительно оси  $x - x'$  к наблюдателю), то под действием составляющей силы тяжести

ти, шарик, вращаясь с направляющей, будет скатываться по основанию и занимать последовательно положения, показанные на рис. 3.30, б, в, г, д, и центр массы шарика опишет за один оборот механизма траекторию, показанную на рис. 3.30, д. (Для сохранения постоянства траектории движения шарика относительно осей  $x - x'$  и  $z - z'$  при различных углах наклона, направляющая на концах имеет специальные повушки).

Находясь в процессе своего движения справа от оси  $z - z'$ , масса шарика создает относительно этой оси корректирующий момент, который вызывает прецессию гироскопа в направлении к вертикали места. При действии на гироскоп ускорений, отличных по направлению от ускорения силы тяжести (при разворотах, разгоне, торможении), механизм коррекции будет увдвдть главную ось гироскопа к направлению лоджой вертикали. Поэтому на время действия этих ускорений необходимо выключить коррекцию или уменьшить ее эффективность. Для этой цели служат узел отклонения гироскопа на угол более  $8^\circ$  (за счет поворота маятников с упорами) перерывает направляющую, не позволяя перемещаться в ней шарикуну.

Арретирование прибора осуществляется вытягиванием ручки арретиратора на себя до упора и удерживанием ее в этом положении в течение нескольких секунд с тем, чтобы оси гироскопа заняли исходное положение.

Система арретирования состоит из устройств фиксации внешней и внутренней рамы карданова подвеса и устройства управления.

Устройство фиксации внутренней рамы состоит из профильного кулачка 16 (см. рис. 3.29), закрепленного на оси гироскопа, толкателя 17 с роликом, связанного через палец 18 с подвижным торцевым кулачком 3. Пружина 4 служит для возвращения торцевого кулачка в исходное положение. Устройство фиксации внешней рамы состоит из подвижного торцевого кулачка, закрепленного на внешней раме, и двухплечевого рычага 23, связанного с подвижной кареткой 21.

Устройство управления состоит из подвижной каретки, пружин, штоков и ручки, находящейся на лицевой части прибора.

Система индикации типа "вид с самолета на землю" включает в себя подвижные элементы — карушки 3 (см. рис. 3.28) с нанесенной на ней шкалой тангажа и экран с индексом крена 2, закрепленные на наружной раме, и неподвижные — силуэт самолета 5 и шкала крена 2. Карушка тангажа связана с гироскопом тросиковой передачей 5 (см. рис. 3.29). Элементы индикации окрашены: верхняя часть шкалы тангажа — голубым цветом (небо), нижняя часть — коричневым цветом (земля), силуэт самолета — оранжевым цветом, шкала крена — черным цветом, индексы деления шкал — белым цветом.

Система поправок угла тангажа предназначена для внесения поправок при изменении режима полета на длительное время и представляет из себя зубчатую передачу, замыкающим звеном которой является зубчатая рейка, с которой связан элемент отсчета. На переднем фланце прибора двумя винтами крепится корпус со шкалой кремальеры, имеющей нулевую отметку.

В корпусе имеется вырез для установки авиаторизонта на фиксатор (в транспортном положении). Ручка управления системы поправки угла тангажа (ручка кремальеры) выведена на лицевую часть прибора и является одновременно и ручкой арретиратора.

Для выдачи сигнала по крену во внешнюю цепь предусмотрен индукционный датчик ДУ (рис. 3.31) и согласующий трансформатор Тр.

Индукционный датчик состоит из статора, закрепленного на корпусе прибора, и ротора, связанного с внешней рамой карданова подвеса. При повороте корпуса прибора относительно оси крена датчик выдает сигнал, пропорциональный углу крена в диапазоне  $\pm 60^\circ$ .

Система встроенного контроля авиаторизонта состоит из нескольких функционально связанных узлов: сигнализатора отказа СО, электронного блока БКИ-1 (блока контроля исправности) и микропереключателя В. Микропереключатель В предназначен для замыкания цепи исправности при арретировании прибора.

Сигнализатор отказа авиаторизонта предназначен для сигнализации неисправности авиаторизонта по команде блока контроля исправности БКИ-1. Он состоит из сигнализатора и оси с флажком "АГ", связанных с помощью зубчатых колес. Сигнализатор представляет собой электромеханический бленкер, включающий в себя ротор (магнит, вклеенный в ось) и статор с двумя катушками. При отсутствии напряжения на катушках для возвращения флажка сигнализатора в видимую зону шкалы тангажа служит спиральная пружина.

Блок контроля исправности авиаторизонта БКИ-1 конструктивно выполнен в виде печатной платы Е1 с размещенными на ней электроизоляционными элементами. Блок обеспечивает сигнализацию отказа авиаторизонта при отсутствии питания, при обрыве любой из фаз источника питания, при арретировании прибора, контролирует работу прибора по силе тока в фазах и формирует сигнал исправности авиаторизонта в виде постоянного напряжения 18...31 В для выдачи во внешнюю цепь. Контроль обрыва фаз питающего напряжения осуществляется с помощью блока датчиков Е2, первичные обмотки которых включены в каждую фазу цепи питания 36 В 400 Гц. Контроль силы тока в фазах осуществляется с помощью датчика Е1, первичная обмотка которого включена в одну из фаз цепи питания. При токе в фазах больше определенной величины или обрыве одной из фаз сигнал исправности авиаторизонта снимается, катушка сигнализатора отключает авиаторизонт от питания, и флажок сигнализатора выпадает в видимую зону шкалы тангажа.

Для запуска авиаторизонта на борт ВС после подачи напряжения питания, не ранее чем через 3 мин, необходимо снять ручку арретиратора авиаторизонта с фиксатора, потянув ручку на себя до упора и повернув ее против часовой стрелки. При этом флажок сигнализатора отказа авиаторизонта должен убратся из видимой зоны шкалы тангажа. При совмещении индекса кремальеры с нулевой отметкой шкалы кремальеры авиаторизонт по крену и тангажу должен показывать стояночные углы объекта (запуск

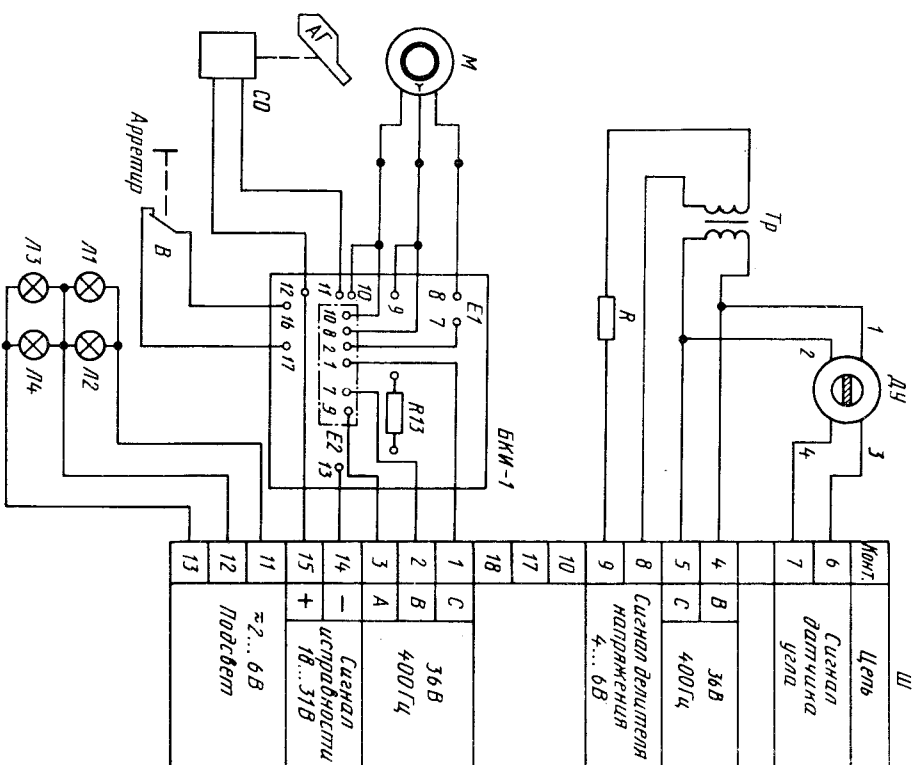


Рис. 3.31. Структурная электрическая схема автогоризонта АТР-74:  
 П1 ... П4 — лампы СМН-6-80-2; ДУ — датчик угла 60Д-40; БКИ-1 — блок контроля исправности; М — тирозел ГУА-4А; СО — сигнализатор отказа; Tr — трансформатор согласующий; Ш — штенсельный разъем 2РМДТ2Б19Ш5А1; В — микропереключатель МП-12

авиаторизонта на борту ВС и приведение его в готовность выполняется при стояночных углах, не превышающих 6°).

При горизонтальном полете ВС с постоянной скоростью и нормальным его центровкой линии горизонта шкалы тангажа при совмещенном индексе кремальеры с нулевой отметки шкалы кремальеры должна совпадать с ситуэтом самолета, а нулевая отметка шкалы крена — с индексом крена. Изменение угла атаки, например вследствие изменения центровки ВС, авиаторизонт показывает как набор высоты или снижение. Если установление

например по вариометру и указателю скольжения, что ВС летит горизонтально, то нет необходимости запоминать постоянное смещение линии горизонта относительно ситуэта самолета. Следует, вращая ручку кремальеры, совместить линию горизонта шкалы тангажа с ситуэтом самолета и от этого положения определить углы тангажа. Если изменится скорость полета, высота полета или центровка ВС, то это вызовет изменение угла атаки и при установившемся режиме полета следует повторно произвести совмещение ситуэта самолета с линией горизонта шкалы тангажа поворотом ручки кремальеры.

При наборе высоты (без крена) нулевая отметка шкалы крена совпадает с индексом крена, ситуэт самолета находится на голубом фоне, при снижении — на коричневом фоне.

При правом крене без набора высоты или без снижения индекс крена смещается вправо относительно нулевой отметки шкалы крена. При этом правое крыло ситуэта самолета находится на коричневом фоне, а левое — на голубом.

При левом крене индекс крена смещается влево относительно нулевой отметки шкалы крена и левое крыло ситуэта самолета находится на коричневом фоне, а правое — на голубом.

### 3.6. БЛОК КОНТРОЛЯ КРЕНОВ БКК-18

Блок контроля кренов БКК-18 предназначен для контроля пространственного положения ВС методом сравнения сигналов трех каналов измерения крена (тангажа) с выдчей сигнализации об отказавшем канале и для сигнализации момента достижения ВС предельно допустимого угла крена с выдчей команды о предельном правом и предельном левом кренах.

#### Технические данные

|                                                                                                                                         |                |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------|
| Время готовности блока после включения                                                                                                  | ...            |
| Напряжения электропитания, с, не более                                                                                                  | ...            |
| Диапазон рабочих углов, ...°, по крену (при пороге расхождения авиаторизонтов Δγ, °)                                                    | 0... (45 + Δγ) |
| Порог срабатывания блока при расхождении между показаниями отказавшего авиаторизонта и средним значением показаний авиаторизонтов, ...° | ± (5...9)      |
| Сигнализация о достижении ВС предельного крена выдается при углах крена, ...°                                                           | ...            |
| на режиме "Маршрут"                                                                                                                     | ±33 ± 4        |
| на режиме "Последка"                                                                                                                    | ±15 ± 2,5      |
| Сигнализация об отказе АГ выдается при наличии расхождения входных сигналов, превышающего порог срабатывания на время 1 ± 0,5с и более: | ...            |
| Напряжение источника питания, В:                                                                                                        | ...            |
| переменного тока частотой 400 Гц                                                                                                        | 36             |
| постоянного тока                                                                                                                        | 27             |
| Масса блока с рамой, кг                                                                                                                 | 3,8            |

**Работа БКК-18.** Структурная электрическая схема блока БКК-18 показана на рис. 3.32. В полевом блоке работает в основном режиме ("Работа"), при этом он формирует и выдает сигналы "Отказ АГ лев", "Отказ АГ прав", "Отказ АГ резерв", "Крен велик левый", "Крен велик правый", "Крен велик" и снимает сигналы "Исправность" в цепи бленкерной сигнализации "АГ лев" и "АГ прав".

Сигналы выдаются в следующих случаях:

при расхождении показаний одного канала измерения крена (тангажа) со средним значением показаний двух исправных на угол, превышающий установленный порог расхождения. Этот канал определяется как отказавший с выдчей сигнала "Отказ АГ", а также в случае, если подключен индикатор, при отказе левого или правого канала, дополнительно обеспечивается цепь питания бленкера исправности индикатора, подключаемого к отказавшему каналу:

при последующем расхождении показаний двух оставшихся каналов на угол, превышающий установленный порог расхождения, выдаются сигналы

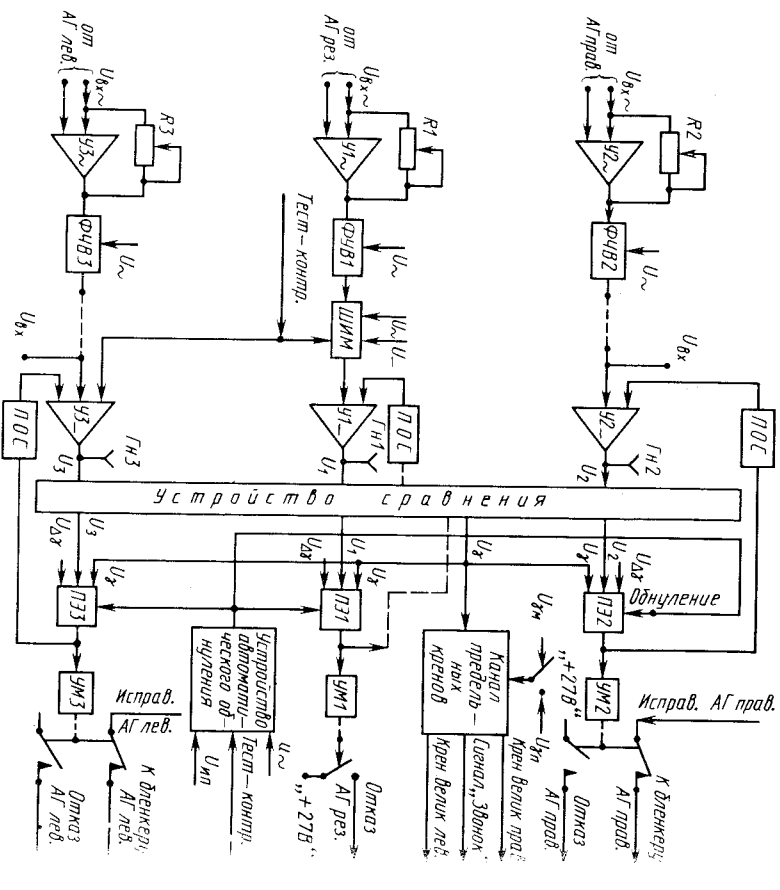


Рис. 3.32. Структурная электрическая схема блока БКК-18

налы "Отказ АГ" трех каналов и обеспечиваются цепи питания бленкеров, индикаторов;

при достижении ВС предельного угла крена выдаются сигналы "Крен велик левый" или "Крен велик правый" и дополнительно выдается сигнал "Крен велик", предназначенный для звуковой сигнализации.

При наземной подготовке и предполетной проверке блока БКК-18 используются дополнительные режимы "Тест-Контроль" и "Обнуление". Режим "Тест-Контроль" предназначен для проверки работоспособности блока и цепей формирования сигналов исправности АГ. Команда "Тест контроль" подается на блок вручную в виде напряжения +27 В. При этом индицируются сигналы отказов и выдается сигнал "ИСПРАВ БКК".

Режим "Обнуление" используется для приведения блока в исходное состояние после его проверки.

Функционально (рис. 3.32) блок включает устройство контроля расхождения показаний авиаторизонтов и устройство контроля предельных кренов.

Работа устройства контроля расхождения показаний авиаторизонтов основана на принципе сравнения аналоговых сигналов, подаваемых на вход блока датчиков дистанционных элементов авиаторизонтов переменного или постоянного тока. Сигналы предварительно нормализуются, и на вход устройства сравнения поступает три сигнала, изменяющихся с одинаковой кривизной в зависимости от угла крена (тангажа).

Нормализация входных сигналов от датчиков переменного тока осуществляется с помощью усилителя переменного тока ( $U_{\sim}$ ), фазочувствительного выпрямителя (ФЧВ) и усилителя постоянного тока ( $U_{\sim}$ ).

Для исключения влияния погрешности, связанной с несинфазными изменениями напряжений питания датчиков в канале резервного авиаторизонта использован широкоимпульсной модулятор (ШИМ). С помощью построения реостатов  $R$  на входе устройства сравнения для всех трех каналов обеспечиваются одинаковые зависимости  $U_{вх} = f(\gamma)$ .

Устройство сравнения определяет отказавший канал на основе отличия его показаний от показаний большинства каналов, в частности двух других, на величину заданного расхождения. Для этого на выходе устройства формируется достоверный сигнал  $U_{\gamma}$ , который является средним значением из сигналов  $U_1, U_2, U_3$ . Пороговые элементы ПЭ1, ПЭ2, ПЭ3 фиксируют отличие напряжения отказавшего канала (напряжение на входе устройства сравнения) от значения достоверного сигнала  $U_{\gamma}$  (напряжение на выходе устройства сравнения) на заданную величину  $U_{\Delta\gamma}$ .

Информация об отказе авиаторизонта "запоминается" с помощью пологитальной обратной связи (ПОС): выход порогового элемента — вход усилителя постоянного тока. Снятие "запоминания" информации об отказе возможно при условии восстановления нормальной работы авиаторизонта и осуществляется в наземных условиях как подачей сигнала "Обнуление", так и автоматически после снятия сигнала "Тест-контроль".

Работа устройства контроля предельных углов крена основана на срав-

нении достоверного сигнала  $U_{\gamma}$  с опорными напряжениями  $U_{\gamma м}$  и  $U_{\gamma н}$ , соответствующими установленным значениям предельного крена в режимах "Маршрут" и "Посадка".

При  $U_{\gamma} > U_{\gamma м}$  ( $U_{\gamma н}$ ) срабатывает пороговый элемент, знак выходного напряжения которого зависит от знака  $U_{\gamma}$ . Напряжение соответствующего знака с выхода ПЭ подается на соответствующий тракт информации о предельном левом или правом крене ВС и одновременно на схему "ИЛИ", формирующую сигнал для подачи в цепь звуковой сигнализации.

Информация о предельном крене не "запоминается", но предотвращает блокировку выдачи сигналов "Крен велик" при наличии сигналов "Отказ АГ" всех трех авиаторизонтов.

Проверка работоспособности блока осуществляется подачей сигнала "Тест-контроль" на вход Уз, ШИМА и на канал предельных кренов. При этом, прохождение сигналов "Отказ" и "Крен велик" индицируется как о действенной цепи сигнализации отказов, так и интегральной цепи сигнализации "ИСПРАВ. БКК", которая сигнализирует об исправности при прохождении всех выходных сигналов БКК-18 ("Отказ" и "Крен велик").

После окончания команды "Тест-контроль" устройство автоматически его обнуления вырабатывает импульс, снимающий информацию об отказах.

Каналы индикации отказов БКК-18 (рис. 3.33) предназначены для определения отказавшего авиаторизонта и формирования сигнала "Отказ". Все три канала индикации отказов (КИО) выполнены на одной схеме, включающей усилитель постоянного тока, ограничитель тока (ОТ), пороговый элемент (Э2).

Три ограничителя тока, выходы которых объединены, образуют устройство сравнения, предназначенное для формирования достоверного сигнала крена по значениям трех входных сигналов.

Усилитель постоянного тока построен на операционном усилителе и микросхемном исполнении по стандартной схеме усилителя с отрицательной обратной связью. Усилители постоянного тока каналов "АГ прав" и "АГ лев" имеют по два выхода. К одному из них подключаются датчики постоянного тока, а к другому — переменного тока. Вход усилителя канала "АГ резерв" соединен непосредственно с выходом фильтра широкополосного модулятора. Выходы усилителей выведены на контрольные гнезда.

Ограничитель тока выполнен по схеме диодного моста на диодах типа ГП03А, а пороговый элемент построен на операционном усилителе типа 153УД1.

Усилитель мощности предназначен для формирования достаточной мощности сигнала "Отказ" для выдачи его в цепь индикации отказов.

Канал предельного крена предназначен для сигнализации о достижении ВС предельного крена "левого" или "правого".

Канал автоматического обнуления предназначен для формирования импульса "Обнуление", приводящего блок в исходное состояние после

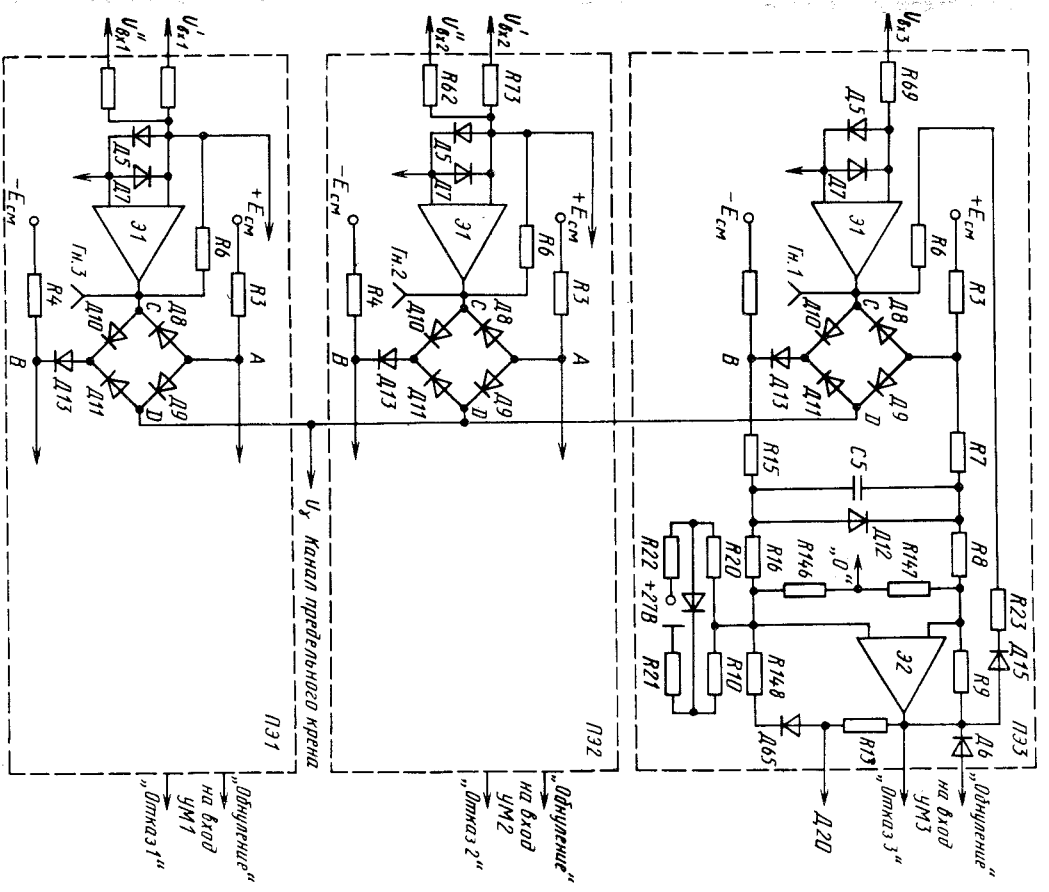


Рис. 3.33. Электрическая схема каналов индикации отказов

Восстановления напряжения переменного тока или после окончания команды "Тест-контроль".

Импульс "Обнуление" не формируется после снятия команды "Тест-контроль" в случае, если отсутствует напряжение переменного тока 36 В 400 Гц на блоке БКК-18 или отсутствует напряжение питания микросхем от встроенного источника питания.

Канал сигнализации исправности блока БКК-18 предназначен для формирования сигнала в виде напряжения + 27 В при проведении тест-контро-



ля и при исправной работе узлов блока, связанных с выдачей сигнала "Отказ". Канал сигнализации исправности состоит из шестивходовой ячейки "И" и усилителя с регулируемой характеристикой.

Встроенный источник питания предназначен для формирования напряжения питания микросхем блока (+15 В, -15 В) и имеет защиту от перегрузок по первичной сети + 27 В.

Источник питания состоит из электронного регулятора построенного по схеме последовательного стабилизатора, высокочастотного статического преобразователя и выпрямителя.

**Конструкция.** Блок БКК-18 выполнен в негерметичном унифицированном корпусе с врубным разъемом и устанавливается на индивидуальную монтажную раму. Блок состоит из двух идентичных субблоков, объединенных по принципу создания аналоговых функционально-избыточных (резервированных) систем. Основными сборочными единицами этих субблоков являются:

- платы предельного крена;
- платы индикации отказов;
- платы функционального преобразователя;
- плата автоматического обнуления;
- плата встроенного источника питания;
- плата реле;
- плата с конденсаторами;
- плата с подборными элементами.

На лицевой панели блока под крышечкой "Регулировка" находятся гнезда, на которые выведены выходы усилителей постоянного тока, 6 полустроенных резисторов, включенных в цепь обратной связи усилителей переменного тока и предназначенных для изменения коэффициента передачи канала, три выключателя.

**Настройка блока БКК-18.** Для обеспечения требуемых характеристик выполняется настройка (регулировка) блока БКК-18 при его работе с конкретной аппаратурой, установленной на ВС. При замене любой аппаратуры, контролируемой блоком БКК-18, необходимо перенастроить блок. Настройка блока БКК-18, контролирующего сигналы с трех датчиков переменного тока от авиаторизонтов, заключается в выставке подстроечными резисторами одинаковых напряжений ( $U_{вх} = 9,9...11,1$  В) на гнездах блока Гн1...Гн6 относительно гнезда Гн7.

Регулировка выполняется при входных сигналах, соответствующих углу крена (тангажа)  $45^\circ$ .

При настройке блока БКК-18, контролирующего один авиаторизонт с датчиком переменного тока и два авиаторизонта с датчиком постоянного тока, подстроечными резисторами на гнездах Гн1 и Гн4 устанавливаются средние значения из напряжений, измеренных на гнездах Гн2, Гн3 и Гн5. Гн6 при входных сигналах, соответствующих углу  $45^\circ$ .

Настройка блока на борту ВС выполняется с помощью пульта настройки типа ПН-8.

**Взаимодействие блока БКК-18 с другими элементами системы контроля авиаторизонта.** При отказе питания блок не выдает сигналов об отказе авиаторизонта. Поэтому в систему контроля авиаторизонта входят блоки сигнализаторов нарушения питания (СНП-1), которые контролируют напряжения питания авиаторизонтов, не имеющих встроенного контроля питания.

Сигналы "Исправность" с выходов блока СНП-1, контролирующих авиаторизонты правого и левого каналов, проходят через нормально замкнутые контакты реле, подключенных к выходам "Отказ" блока БКК-18 и поступают на бленкерные устройства пилотажных приборов, установленных на приборной доске летчика. При нарушении питания или при расхождении показаний бленкерное устройство обесточивается и бленкер на отказавшем пилотажном приборе выпадает.

По каналу резервного авиаторизонта блок СНП-1 параллельно с выходом блока БКК-18 выдает сигнал "Отказ" в цепь индикации.

В схеме контроля авиаторизонта имеется дополнительный блок СНП-1, контролирующий наличие питания на блоке БКК-18. При пропадании питания + 27 В или  $\sim 36$  В 400 Гц блок СНП-1 выдает сигнал "Обнуление" на блок БКК-18 и сигнал "Нет контроля АГ" на соответствующее табло.

#### 4. ГИРОКОПИЧЕСКИЕ ДАТЧИКИ КУРСА, КРЕНА И ТАНГАЖА, СИСТЕМЫ ФОРМИРОВАНИЯ КУРСА

В разд. 2 и 3 рассматривались системы измерения курса, в состав которых входят гироскопические и магнитные средства его измерения и некоторые из которых могут использоваться для коррекции сигналы курса от других устройств — астрокомпасов — или поправку, определенную экипажем. Коррекция сигналов курса в этих системах выполняется, как правило, в гироскопическом устройстве, что усложняет его конструкцию. Переход от гироскопов направления и гировертикалей к платформенным гироскопическим системам — инерциальным курсовертикалям и инерциальным системам, внедрение поканального резервирования и цифровых навигационных систем привели к раздельному применению гироскопических устройств — датчиков гироскопического курса и систем формирования курса (см. разд. 1).

Ниже рассматриваются применяемые в настоящее время на ВС ГА в качестве датчиков гироскопического курса гироаретат ГА-8 и инерциальная курсовертикаль ИКВ-72 и их работа совместно с системами формирования курса БСФК-1, БСКВ, а также используемые на ВС ГА инерциальные системы И-1 и И-11-1.

## 4.1. ГИРОАГРЕГАТ ГА-8 И БЛОК УСИЛИТЕЛЕЙ БУ-12 2-й СЕРИИ

### 4.1.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Гиросагрегат ГА-8 с блоком усилителей БУ-12 2-й серии применяются в качестве датчика гироскопического курса на самолете Як-42.

В гиросагрегате используется гироскоп направления с горизонтальным расположением оси собственного вращения. Для повышения точности работы в гиросагрегате применяются вращающиеся шарикоподшипники на горизонтальной оси гироскопа, система разгрузки трения на его вертикальной оси, а также высокостабильная система компенсации широтной коррекции. Блок усилителей БУ-12 2-й серии обеспечивает:

обнуление курсового измерительного элемента ГА-8 в начальный момент;  
формирование сигнала для компенсации постоянной составляющей дрейфа гироскопа;  
компенсацию момента трения на вертикальной оси гироскопа при разворотах самолета и другие функции.

### Основные технические данные гиросагрегата ГА-8

|                                                                   |       |
|-------------------------------------------------------------------|-------|
| Готовность к работе при нормальных условиях, мин                  | 0,392 |
| Кинетический момент гироскопа, кг·м <sup>2</sup> ·с <sup>-1</sup> | 24000 |
| Частота вращения ротора гироскопа, об/мин                         | ±1    |
| Дрейф гироскопа в азимуте, .../ч, не более                        | ±0,1  |
| Послевыбравшая потребляемость за минуту разворота, ...            | ±0,1  |
| Скорость согласования:                                            |       |
| нормальная, .../мин                                               | 2-4   |
| ускоренная (большая), .../с, не менее                             | 10    |
| Сила потребляемого тока, А, не более:                             |       |
| от сети напряжением 27 В                                          | 5     |
| от сети напряжением 36 В 400 Гц                                   | 0,6   |
| Масса, кг, не более                                               | 3,5   |

### 4.1.2. УСТРОЙСТВО ГИРОАГРЕГАТА И БЛОКА УСИЛИТЕЛЕЙ

**Гиросагрегат ГА-8.** В гиросагрегат (рис. 4.1) входят следующие основные узлы: гиросагрегат, карданов узел с редукторами для реверсивного вращения шарикоподшипников на горизонтальной оси, система горизонтальной коррекции, узел ускоренного согласования и корпус прибора с кожухами и амортизаторами.

Гиросагрегат состоит из гироскопа ГМС-1, балансировочных грузов, размещенных на резьбовых стержнях и жидкостного маятникового датчика ДЖМ-10Б. Гироскоп ГМС-1 представляет собой трехфазный синхронный двигатель гистерезисного типа, в котором для уменьшения враще-

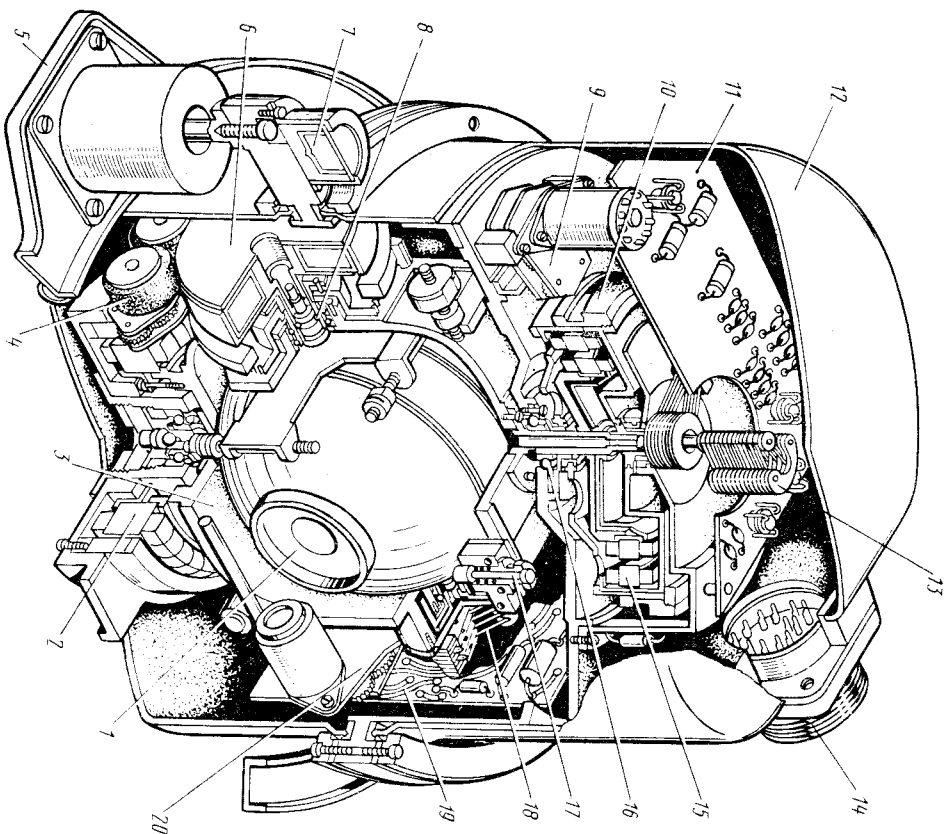


Рис. 4.1. Конструкция гиросагрегата ГА-8:

1 — гироскоп; 2 — горизонтальный мотор-корректор; 3 — карданов узел; 4 — трансформатор; 5 — корпус прибора с амортизаторами; 6 — датчик момента ДМ-6; 7 — уровень; 8 — подшипники на горизонтальной оси; 9 — редуктор ускоренного согласования; 10 — подшипники на горизонтальной оси; 11 — плата с электродетекторами; 12 — кожух прибора; 13 — шесточный узел с коллектором; 14 — штепсельный разъем; 15 — датчик курса типа СКТ-265Д; 16 — шарикоподшипник; 17 — шток сигнализации; 18 — точечные контакты на пластине по горизонтальной оси; 19 — плата; 20 — редуктор вращения колец подшипников

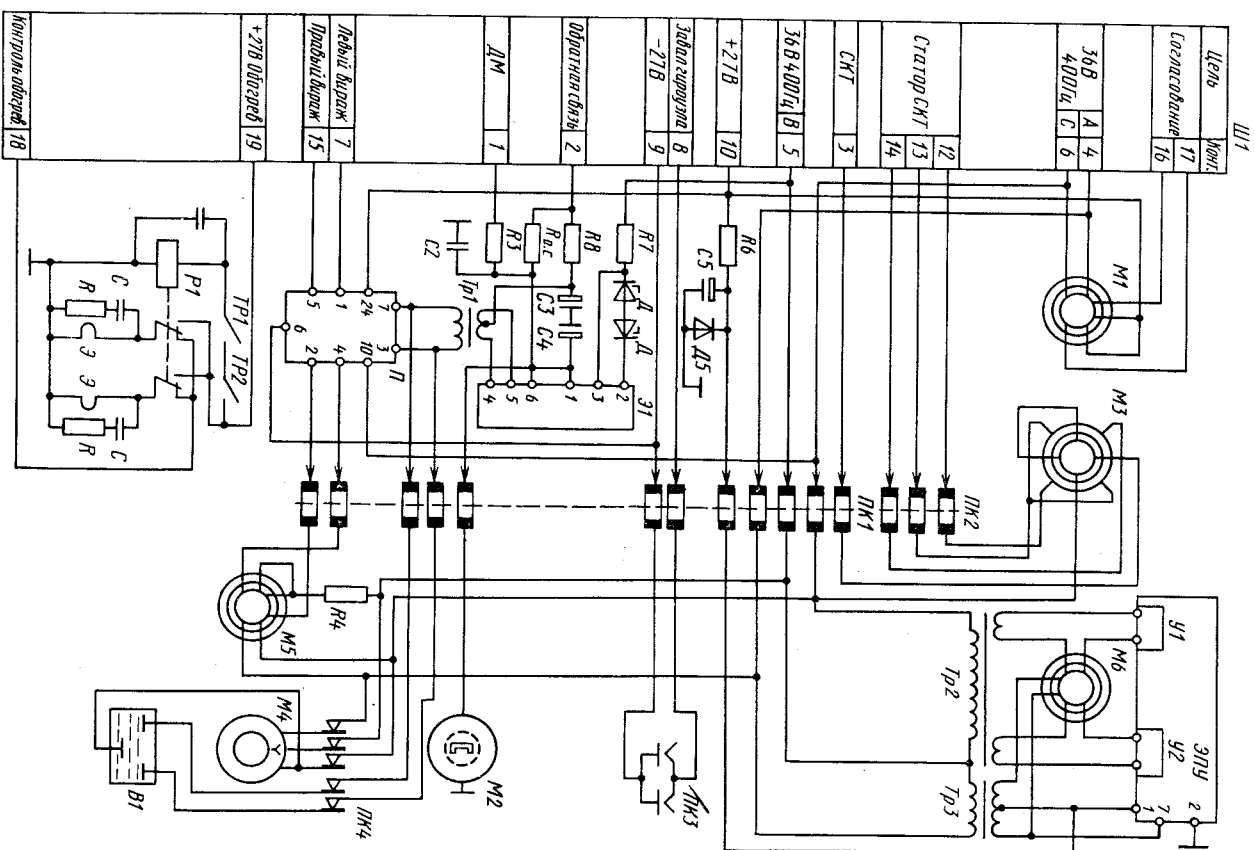


Рис. 4.2. Принципиальная электрическая схема гироагрегата ГА-8:

**М1** – двигатель типа ДИД-0,1ТА; **М2** – датчик момента типа ДМ-6; **М3** – СКТ-265Д; **М4** – тиристор ГМС-1; **М5** – горизонтальный мотор-корректор; **М6** – двигатель привода вращающихся подшипников; **Р, R4, R6 ... R8** – резисторы типа ОМЛТ; **R3** – катушка с регулируемым сопротивлением; **R0, c** – резистор обратной связи; **С2** – конденсатор типа МБМ; **С3 ... С5** – конденсаторы типа К-53, К-57; **В1** – жидкостный магнитный переключатель ДЖМ-10Б; **ПК1, ПК2** – коллекторы со шестками; **ПК3** – шток сигнализации заезда; **ПК4** – точечные контакты; **Р1** – реле типа РС-48А; **Тр1, Тр2** – трансформаторы типа ТрБ; **Тр3** – трансформатор; **Ш1** – штепсельный разъем 2РМ24БШ19ШВ1; **Э** – обогриваемый элемент; **ЭПУ** – электронное переключающее устройство

Мени разгона применен асинхронный запуск, т.е. пакет ротора выполнен в виде короткозамкнутого "белышего колеса" из пластин магнитомягкого материала. Гиромотор заполнен инертным газом.

Карданов узел состоит из гироузел и наружной рамы карданова подвеса с редуктором. Гироузел с помощью шарикоподшипников подвешен в раме и получает электропитание через группу пластин с точечными контактами. Точечные контакты на горизонтальной оси применены для получения минимального момента трения, так как трение на этой оси вызывает дрейф гирокоша в азимуте, который вносит дополнительные ошибки в сигнал курса. С этой же целью на горизонтальной оси применены вращающиеся шарикоподшипники. Эти шарикоподшипники на противоположных концах горизонтальной оси вращаются в разные стороны и реверсируются. В гироагрегате эти шарикоподшипники приводятся во вращение двигателем ДМ-0,04А через два редуктора и специальную тягу. Реверсирование двигателя осуществляется электронным переключающим устройством ЭПУ, смонтированным на плате, которое переключает обмотку управления двигателя ДМ-0,04А с одной фазы на другую, меняя тем самым направление вращения двигателя.

Гиромотор имеет возможность перемещаться в наружной (кардановой) раме на угол  $\pm 83^\circ$  при изменении угла крена (тангажа) ВС.

На кардановой раме имеются два тормоза, предназначенные для предотвращения гирокоша от быстрого вращения вокруг измерительной оси при "завале" гиромотора. Тормоза одновременно являются контактными устройством, которое при "завале" гиромотора выдает сигнал "Отказ".

На вертикальной оси кардановой рамы укреплен ротор синусно-косинусного трансформатора СКТ-265Д, с которого снимается сигнал курса, и ротор горизонтального мотора-корректора. На горизонтальной оси имеется датчик момента ДМ-6, ротор которого жестко связан с гироузелом, а статор укреплен на кардановой раме.

Принципиальная электрическая схема гироагрегата ГА-8 показана на рис. 4.2.

Датчик момента ДМ-6 работает на постоянном токе в двух режимах – режиме нормальной скорости коррекции (согласования) положения оси гирокоша в азимуте и в режиме стабилизации тока в системе широтной коррекции. При использовании гироагрегата ГА-8 как датчика гирокоши-

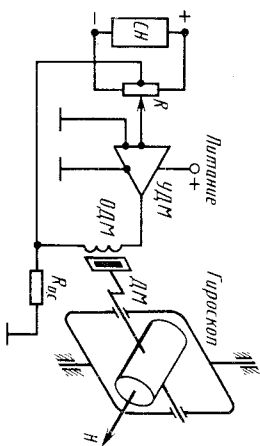


Рис. 4.3. Принципиальная схема широкой коррекции со стабилизирующей обратной связью датчика момента: СН — потенциометр широтной коррекции;  $R_{o.c}$  — резистор обратной связи; СН — стабилизатор опорного напряжения; ДМ — датчик момента; УДМ — обмотка датчика момента; УДМ — усилитель датчика момента

ческого курса для системы БСФК-1 применяется только режим стабилизации тока для компенсации постоянной составляющей дрейфа.

Принципиальная схема широтной коррекции со стабилизирующей постоянной тока датчика момента ДМ-6 показана на рис. 4.3.

Рабочий ток в обмотке датчика момента ОДМ при достаточном коэффициенте усиления всегда строго пропорционален напряжению с потенциометра широтной коррекции,  $R$ , а следовательно, гироскоп гироагрегата ГА-8 прецессирует с заданной скоростью, компенсируя суточное вращение Земли и постоянную составляющую дрейфа гироскопа.

На самолете Як-42 потенциометр широтной коррекции  $R$  расположен в ПУ-41 системы БСФК-1, стабилизатор напряжения СН — в блоке БСК-1 системы БСФК-1. Усилитель УДМ расположен в блоке усилителей БУ-12 2-й серии, а резистор обратной связи  $R_{o.c}$  — в гироагрегате ГА-8.

При работе датчика момента ДМ-6 в режиме согласования обратной связи отключается, на вход усилителя поступает сигнал от корректора курса, который усиливается, обеспечивая максимальный корректирующий момент. Этот режим работы ДМ-6 на самолете Як-42 не используется. Диапазон прецессии гироскопа в режиме стабилизации тока  $\pm 30^\circ/\text{ч}$  в режиме согласования —  $\pm 4^\circ/\text{мин}$ .

Система горизонтальной коррекции состоит из чувствительного и незначительного элементов коррекции. Чувствительным элементом горизонтальной коррекции служат жидкостный магнитковый датчик ДЖМ-10В, укрепленный жестко на гироузле. Для компенсации влияния датчика ДЖМ-10В на дрейф гироскопа предусмотрен элемент Д.

Исполнительным элементом горизонтальной коррекции является гомингонтальный мотор-корректор, представляющий собой двухфазный реверсивный короткозамкнутый асинхронный двигатель. Ротор мотора-корратора, как уже указывалось, укреплен на кардановой раме, а статор находится на корпусе гироагрегата. Этот же мотор-корректор используется для компенсации трения на вертикальной оси гироузла. При развороте самолета мотор-корректор отключается от жидкостного магнитка (чувствительного элемента горизонтальной коррекции) и на его управляющие обмотки блока БУ-12 2-й серии подаются компенсирующие напряжения.

Узел ускоренного согласования включает в себя статор синусо-косинусного трансформатора СКТ-265Д, который укреплен в корпусе, состоя-

щем из двух крышек, вращающиеся в подшипниках скольжения. Ротор этого СКТ укреплен на оси кардановой рамы. Корпус со статором СКТ-265Д при помощи зубчатого колеса отбрасывается двигателем ДИД-0,1ТА через редуктор. Управляющий сигнал поступает на двигатель ДИД-0,1ТА из блока усилителей БУ-12 2-й серии.

Карданов узел на подшипниках установлен в корпусе гироагрегата. В нижней части корпуса гироагрегата установлены два электронагревателя типа ЭН-46М, а на крышке корпуса укреплен биметаллический терморегулятор. При помощи терморегулятора и обогревателей внутри корпуса гироагрегата поддерживается стабильная плюсовая температура.

Для предохранения гироагрегата от посадных и вибрационных перегрузок служат три амортизатора типа АПН, при помощи которых прибор крепится к основанию.

Блок усилителей БУ-12 2-й серии предназначен для работы совместно с гироагрегатом ГА-8. На самолете Як-42 он обеспечивает работу гироагрегата ГА-8 в следующих режимах:

коррекции постоянной составляющей дрейфа гироскопа; ускоренного согласования (ускоренной начальной выставки) по сигналу  $\pm 27$  В и "Настройка", поступающему от пульты ПУ-41 системы БСФК-1; компенсации момента трения на вертикальной оси гироскопа при разворотах самолета;

согласования сигналов курса СКТ-265 Д гироагрегата с 36 до 8 В.

Блок усилителей содержит (рис. 4.4, 4.5):

усилитель датчика момента УДМ, обеспечивающий работу датчика момента гироагрегата в режимах ГПК и МС; усилитель ускоренного согласования УС, обеспечивающий работу двигателя гироагрегата;

усилитель рейлинной УР, предназначенный для включения схемы компенсации послевибражных ошибок гироагрегата по сигналам бортовой гиравертикали;

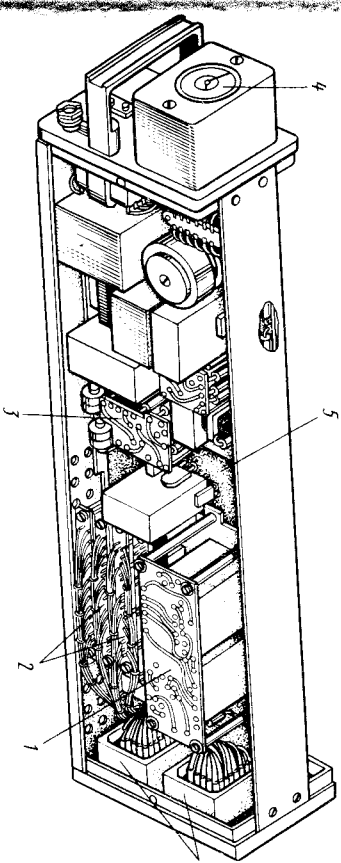


Рис. 4.4. Блок усилителей БУ-12 2-й серии:

1 — усилитель быстрого согласования БС; 2 — плата с реле; 3 — усилитель датчика момента УДМ; 4 — электрический счетчик времени СОВ-2; 5 — усилитель рейлинной УР; 6 — тепловые разъемы типа РПКМ3-26/57Ш1

группу реле, коммутирующих режимы работы, согласующий трансформатор Тр4; электрический счетчик времени.

#### Основные технические данные

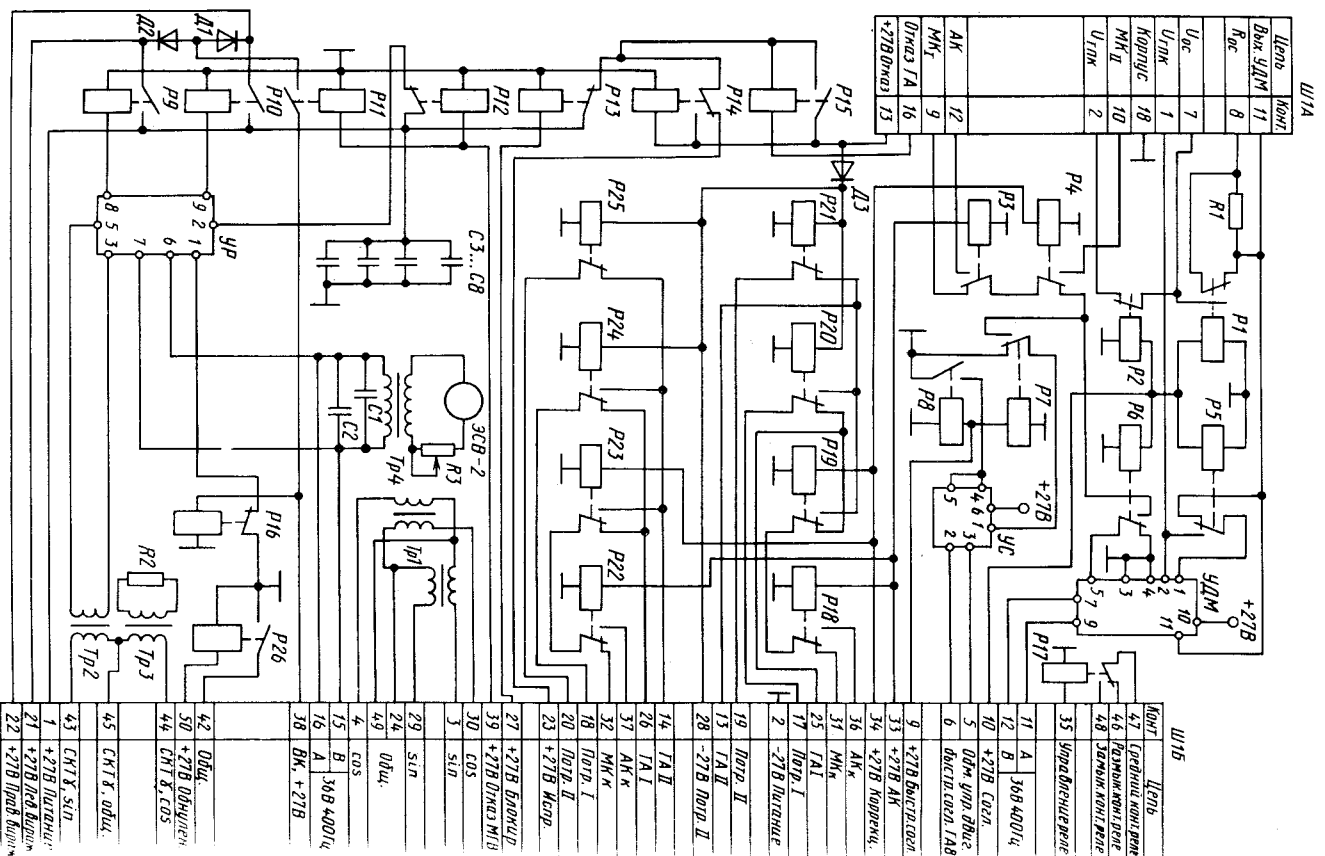
|                                                       |                         |
|-------------------------------------------------------|-------------------------|
| Коэффициенты усиления усилителя датчика момента УДМ:  |                         |
| в режиме ППК, не менее                                | 500                     |
| в режиме МС                                           | 600 ± 300               |
| Крутизна усилителя согласования УС, г·см/мВ, не менее | 0,015                   |
| Пороги срабатывания усилителя релейного УР, В         | 0,5 ± 0,125;<br>2 ± 0,5 |
| Напряжение источников питания, В:                     |                         |
| постоянного тока                                      | 27 ± 2,7<br>+1,8        |
| переменного тока частотой (400 ± 8) Гц                | 36<br>-3,6              |
| Масса, кг, не более                                   | 1,7                     |

Конструктивно блок усилителей содержит усиленные устройства УДМ, УС и УР, платы с размещенными на них реле Р1...Р26, трансформаторы Тр1...Тр4, диоды Д1...Д3, резисторы R1...R3, которые укреплены на металлическом основании. На передней стенке блока расположен электрический счетчик времени наработки системы, в котором работает гироагрегат.

При работе усилителя УДМ в режиме широтной коррекции сигнал постоянного тока, представляющий собой разность напряжения на резисторе — обратной связи в гироагрегате и напряжения, снимаемого с потенциометра, градуированного по широте, поступает на вход усилителя (контакты 1 и 2) через контакты реле Р1, Р2, Р5. При этом сигнал постоянного тока преобразуется в сигнал переменного тока, усиливается, преобразуется вновь в постоянный ток и выдается в цепь обмотки датчика момента, последовательно с которой включен резистор обратной связи. При работе в режиме азимутальной коррекции на обмотки реле Р1, Р2, Р5, Р6 подается напряжение + 27 В. Через контакт реле Р6 на контакт 5 усилителя поступает сигнал переменного тока с СКТ-приемника. Этот сигнал усиливается, преобразуется в постоянный ток и поступает в цепь обмотки датчика момента. Усилитель ускоренного согласования УС представляет собой усилитель низкой частоты.

Для включения схемы компенсации выраженных ошибок гироагрегата ТА-8 используется релейный усилитель УР. Сигнал крена, являющийся входным сигналом для релейного усилителя, поступает от гировертикали МГВ через трансформаторы Тр2, Тр3. Регулировка коэффициента усиления

Рис. 4.5. Принципиальная электрическая схема блока усилителей БУ-12 2-й серии: УДМ — усилитель датчика момента; УС — усилитель быстрого согласования; Тр1 — трансформатор ТП-1-0,1; ЭСВ-2 — электрический счетчик времени; Ш1 — штепсельный разъем типа РПКМ



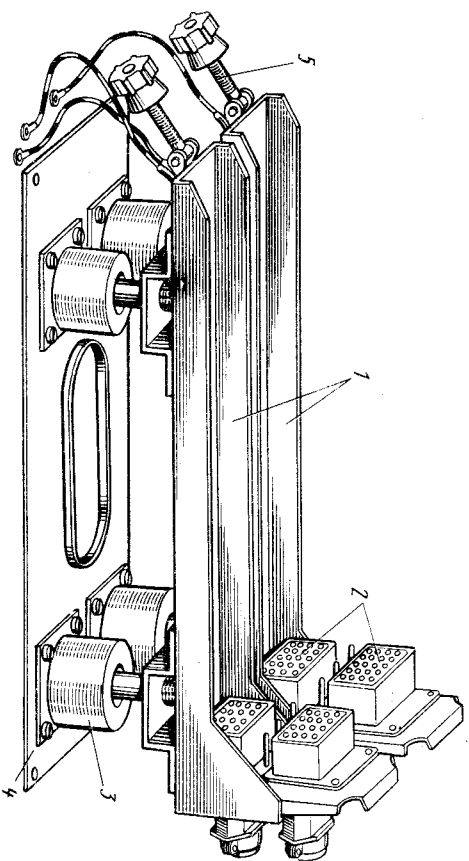


Рис. 4.6. Рама амортизационная РА-14-1:

1 — рамы унифицированные; 2 — штепсельные разъемы типа РПСМЗ-67/67 Ш1; 3 — амортизатор типа АПН-2; 4 — основание; 5 — винт крепления блока БУ-12

усилителя УР осуществляется внешним резистором обратной связи  $R_5$ . Для обеспечения релейной характеристики всего усилителя он охвачен положительной обратной связью.

**Рама амортизационная РА-14-1** (рис. 4.6) предназначена для размещения и крепления на объекте двух блоков усилителей БУ-12 2-й серии. Рама состоит из двух унифицированных рам, соединенных между собой скобами. Рама устанавливается на четырех амортизаторах типа АПН-2, закрепленных на пластине. Масса рамы не более 1,8 кг.

#### 4.1.3. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Гиросчет ГА-8 представляет собой сложное электромеханическое устройство, в котором в отличие от других гиросчетов используется ряд компенсационных устройств, направленных на уменьшение дрейфа гироскопа. Их исправность не всегда может быть сразу выявлена, а следовательно, снижается общая надежность работы гиросчетов. Так, например, отказ коммутационных цепей системы горизонтальной коррекции при определенных кинематических условиях, вызванных движением самолета, может привести к завалу гироскопа прибора до "упора" с загоранием сигнализации отказа, либо к завалу на угол, при котором сигнализация не срабатывает и в полете будут наблюдаться лишь повышенные уходы. Загорание сигнализации отказа по "завалу" в полете при оперативной наземной проверке иногда не подтверждается.

Для проверки исправности работы системы горизонтальной коррекции:

следует установить прибор на поворотный стол, например типа КПА-5. После часа работы гиросчетов необходимо платформу стола наклонить от плоскости горизонта на  $30...40^\circ$  и развернуть ее в азимуте на  $360^\circ$ . При исправной системе горизонтальной коррекции сигнализация отказа по "завалу" будет отсутствовать.

Хотя в гиросчете ГА-8 предусмотрена схема компенсации влияния жидкостного переключателя системы горизонтальной коррекции на дрейф, наблюдается зависимость дрейфа гироскопа изменения положения корпуса прибора в азимуте. Поэтому регулировку постоянной составляющей дрейфа прибора выполняют по данным, определенным на четырех различных положениях в азимуте корпуса прибора. Следует также учитывать, что точно скомпенсировать на вертикальной оси гироскопа момент трения не удается, вследствие чего у гиросчетов возникают последовательные погрешности. Поэтому, если в прямолинейном полете была определена поправка к курсу и она была введена в ЦВМ, то после длительного ( $5...10$  мин) разворота самолета может накопиться погрешность и потребуются уточнение поправки. Так как гиросчет ГА-8 не имеет дополнительных отрабатывающих рам для стабилизации положения гироскопа по вертикали, то при полетах самолета со значительными углами крена и тангажа возможно появление карданных погрешностей. Эти погрешности, однако, исчезают как только углы крена и тангажа становятся малыми (близкими к нулю). На самолете Як-42 установлены два гиросчетов ГА-8 и на разворотах возможны расхождения курса на приборах, получающих сигналы от разных гиросчетов.

Проверку работы гиросчетов ГА-8 с блоком БУ-12 2-й серии выполняют либо при подключении их к системе БСФК-1, используя точные шкалы курса приборов БСК-4, либо при подключении их к контрольно-проверочной аппаратуре типа КПА-БСКВ.

## 4.2. ИНЕРЦИАЛЬНАЯ КУРСОВЕРТИКАЛЬ ИКВ-72

### 4.2.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Инерциальная курсовертикаль ИКВ-72 применяется на самолетах Ил-86 в качестве централизованного датчика курса и вертикали. Курсовертикаль работает совместно с базовой системой курса и вертикали БСКВ. Структурная схема ее взаимодействия с аппаратурой самолета Ил-86 показана на рис. 4.7.

В курсовертикали ИКА-72 (рис. 4.8) используется интегральный принцип коррекции положения платформы в плоскости горизонта с формированием составляющих абсолютной линейной скорости самолета по осям некорректируемой ("свободной") в азимуте платформы. Платформа содержит два свободных трехстепенных гироскопа, оси чувствительности

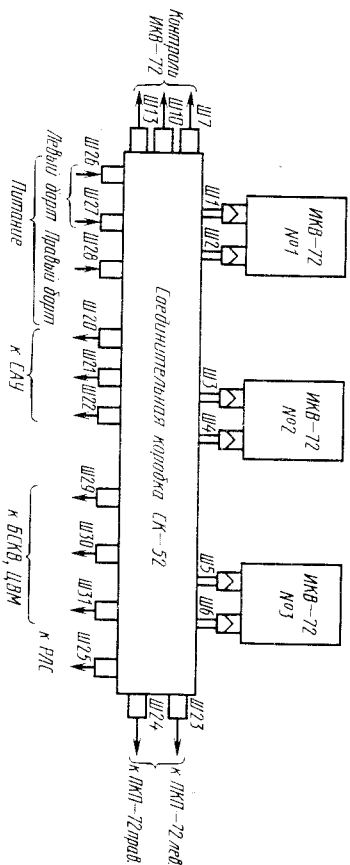


Рис. 4.7. Схема взаимодействия ИКВ-72 с аппаратурой самолета Ил-86

которых образуют правый координатный трехгранник  $O\xi\eta$ . Ось координат  $O\xi$  ориентирована при настройке курсовертикали по направлению ускорения силы тяжести, при этом оси  $O\xi$  и  $O\eta$  находятся в плоскости, перпендикулярной вектору ускорения силы тяжести, а точка  $O$  начала координат трехгранника считается совпадающей с центром тяжести самолета. На гиросtabilизированной платформе установлены также 3 датчика акселерометров 1А...3А, оси чувствительности которых направлены соответственно по параллельно осям  $O\xi$ ,  $O\eta$ ,  $O\xi$ , измеряющих составляющие абсолютного ускорения  $a_\xi$ ,  $a_\eta$  и  $a_\xi$  соответственно.

Гирокоп с вертикальным расположением вектора кинетического момента обеспечивает стабилизацию платформы по осям крена и тангажа Гирокоп с горизонтальным расположением вектора кинетического момента обеспечивает стабилизацию платформы в азимуте.

Составляющая ускорения  $a_\xi$  выдается потребителю для счисления вертикальной составляющей скорости самолета. При этом составляющая  $a_\xi$  выдается потребителем в сумме с ускорением силы тяжести. Проекция по осям платформы абсолютной линейной скорости самолета  $V_\xi$  и  $V_\eta$  определяются путем интегрирования составляющих абсолютного ускорения движения самолета  $a_\xi$  и  $a_\eta$  по горизонтальным осям платформы:

$$V_\xi = V_{\xi 0} + \int_0^t a_\xi dt;$$

$$V_\eta = V_{\eta 0} + \int_0^t a_\eta dt,$$

где  $V_{\xi 0}$  и  $V_{\eta 0}$  — начальные значения составляющих абсолютной линейной скорости.

Для осуществления интегральной коррекции платформы к соответствующему гироскопу прикладываются моменты, пропорциональные составляющим  $U_\xi$  и  $U_\eta$  абсолютной угловой скорости движения самолета соответ-

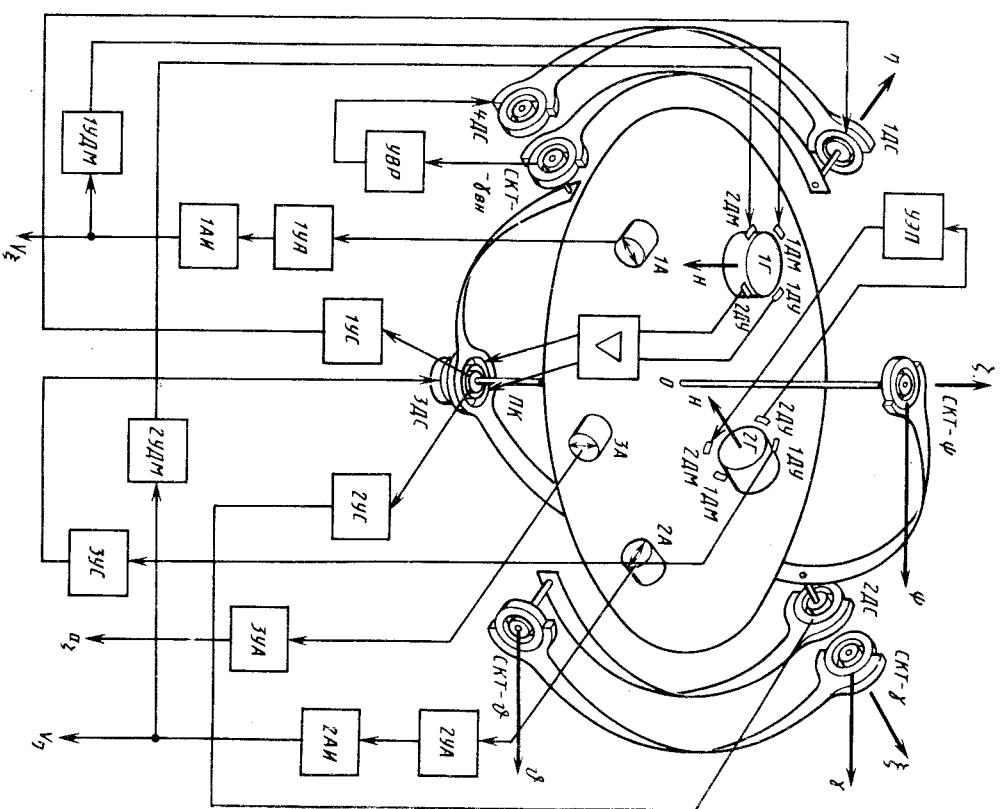


Рис. 4.8. Структурная схема инерциальной курсовертикали ИКВ-72

ственно. Составляющие  $U_\xi$  и  $U_\eta$  получают преобразованием с помощью масштабных множителей величин  $V_\xi$  и  $V_\eta$ , имеющих на выходе интеграторов:

$$U_\xi = \Omega_{\xi 0} + \frac{1}{R_0} \int_0^t a_\eta dt;$$

$$U_\eta = \Omega_{\eta 0} + \frac{1}{R_0} \int_0^t a_\xi dt,$$



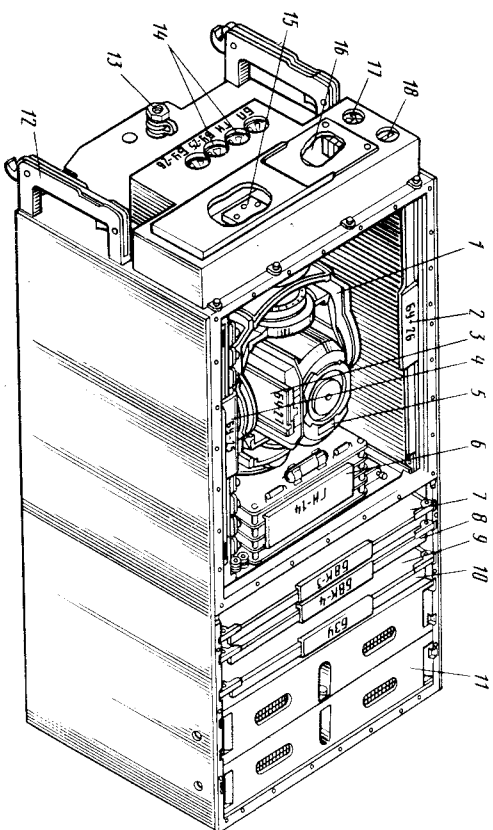


Рис. 4.9. Внешний вид моноблока ИКВ-72:

1 — карданов узел; 2 — блок усилителей БУ-26; 3 — блок усилителей БУ-27; 4 — блок усилителей БУ-25; 5 — усилитель У-178; 6 — генератор напряжений ГН-14; 7 — блок встроенного контроля БВК-3; 8 — блок встроенного контроля БВК-4; 9 — стабилизатор напряжения СН-15; 10 — блок запоминающего устройства БЗУ; 11 — блок питания БП-33-1; 12 — ручка; 13 — клемма заземления; 14 — сигнализатор отказов; 15 — устройство согласующее УС-21; 16 — регуляторные резисторы; 17 — сигнализатор отказа СО-2; 18 — счетчик времени

где  $\Omega_{\text{ср}}$  и  $\Omega_{\text{чср}}$  — проекции на соответствующие оси угловой скорости вращения Земли в точке старта.

Курсовертикаль ИКВ-72 выполнена в виде моноблока (рис. 4.9), в котором смонтированы:

- гиросплатформа с карданным подвесом (карданов узел);
- блок усилителей БУ-25 (печатная плата);
- блок усилителей БУ-26 (печатная плата);
- блок усилителей БУ-27 (печатная плата);
- усилитель У-178 (на платформе карданного узла);
- устройство согласующее УС-21 (печатная плата);
- блок встроенного контроля БВК-3 (печатная плата);
- блок встроенного контроля БВК-4 (печатная плата);
- блок запоминающего устройства БЗУ (печатная плата);
- блок питания БП-33-1;
- генератор напряжений ГН-14;
- сигнализатор отказа СО;
- счетчик времени наработки СВ-1.

Схема внешних соединений ИКВ-72 показана на рис. 4.10.

#### Основные технические данные

Погрешность измерения гироскопического курса, ...°/ч ..... 0,3  
Погрешность поддержания вертикали за 1 ч работы, ...° ..... 0,5

Погрешность определения абсолютного вертикального ускорения, % ..... 1  
Время готовности курсовертикали от момента подачи питания, мин, не более ..... 10  
Параметры охлаждающего воздуха:  
расход воздуха, кг/ч не более ..... 50  
температура воздуха, °С, не более ..... +20 ± 5  
Напряжение питания, при котором курсовертикаль работоспособна, В:  
основное — однофазное переменное частотой 400 Гц ..... 115  
резервное — постоянное ..... 27  
однофазное переменное частотой 400 Гц (для питания СКТ) ..... 36  
Потребляемый ток, А, не более:  
от сети 115 В, 400 Гц ..... 2  
от сети 27 В ..... 5  
Масса, кг, не более ..... 25

| Ш1 РЛМ-4—67/67     |                    | Ш2 РЛМ-4—67/67 |                           |
|--------------------|--------------------|----------------|---------------------------|
| Верхний левый      |                    | Верхний правый |                           |
| Комп.              | Цепь               | Комп.          | Цепь                      |
| 1..12 Резерв       | 1..4 Резерв        | 1              | 36 В 400 Гц               |
| 13..16 Контрольные | 5 Корпус           | 2              | Воздух СКТ Ч <sub>1</sub> |
| 17..34 Резерв      | 6..14 Резерв       | 3              | —27 В обш.                |
| 35..41 Контрольные | 15 115 В 400 Гц    | 4              | Питание 2 канала          |
| 42..45 Резерв      | 16..24 Резерв      | 5              | Резерв                    |
| 46..48 Резерв      | 25 "д" Резерв      | 6              | 36 В 400 Гц               |
| 49..51 Резерв      | 26 "д" Резерв      | 7              | Воздух СКТ Ч <sub>2</sub> |
| 52..54 Резерв      | 27..33 Резерв      | 8..30 Резерв   | 12..19 Резерв             |
| 55..57 Резерв      | 34 115 В 400 Гц    | 31             | Воздух                    |
| 58..60 Резерв      | 35..47 Резерв      | 32             | Воздух                    |
| 61..63 Резерв      | 48 115 В 400 Гц    | 33             | Воздух                    |
| 64..66 Резерв      | 49..51 Резерв      | 34             | —27 В обш.                |
| 67 Резерв          | 52 Контрольный     | 35..53 Резерв  | 1 канал                   |
|                    | 53 115 В 400 Гц    | 54 обш.        | Резерв                    |
|                    | 54 Контрольный     | 55             | —27 В обш.                |
|                    | 55 115 В 400 Гц    | 56..61 Резерв  | 35..36 Контрольные        |
|                    | 56..57 Резерв      | 62 sin         | 37..48 Резерв             |
|                    | 58..59 Резерв      | 63 cos         | 49 +27 В                  |
|                    | 60 cos             | 64 обш.        | 50..58 Резерв             |
|                    | 61 обш.            | 65 +27 В       | 59 sin                    |
|                    | 62 sin             | 66, 67 Резерв  | 60..61 Резерв             |
|                    | 63 cos             |                | 62 sin                    |
|                    | 64 обш.            |                | 63..65 Резерв             |
|                    | 65, 66 Контрольные |                | 66..67 Резерв             |
|                    | 67 Резерв          |                |                           |

Рис. 4.10. Схема внешних соединений ИКВ-72

Курсовертикаль ИКВ-72 имеет режимы "настройка" и "работа". Управление режимами осуществляется переключателем "Настр. — Работа" расположенным на пульте управления ПУ-41 системы БСКВ, с которой ИКВ-72 взаимодействует. Перед включением ПУ-41 системы БСКВ, в которой ИКВ-72 находится в режиме "настройка", на пульт управления ПУ-41 БСКВ устанавливается в положение "Настройка". Затем включением курсовертикали переключается в положение "Работа". Затем включением ПУ-41 БСКВ устанавливается напряжение питания начинается режим выставки курсовертикали (на табло самолета горит предупредительная надпись "Настройка"), который автоматически проходит в два этапа:

ускоренной выставки (УВ) платформы в плоскость горизонта и в азимуте;

точной выставки (ТВ) платформы в плоскость горизонта и в азимуте. Автоматическое управление этапами осуществляется блоками встроенного контроля БВК-3 и БВК-4.

В режиме УВ выполняется выставка платформы в плоскость горизонта по сигналам с датчиков акселерометров и в азимуте — по корпусу моноблока. В этом режиме блок встроенного контроля выдает сигнал на включение форсажа гиromоторов и включение элементов по схеме ускоренной выставки платформы в плоскость горизонта и в азимуте: по сигналам с СКТ каналов внутренней рамы крена и курса по сигналам с акселерометров каналов тангажа и внешней рамы крена. Одновременно встроенный контроль выдает сигнал "Исправность" ИКВ-72.

В режиме УВ на СКТ подается напряжение 20 В 12 кГц (в рабочем режиме 36 В 400 Гц). Сигналы с синусных обмоток статоров СКТ внутренней рамы крена и курса курсовертикали поступают на демодуляторы соответствующих усилителей стабилизации 2УС и 3УС, с выхода которых сигналы поступают на двигатель стабилизации 2ДС (ЗДС), которые отработавшей платформе до положения, при котором сигнал с СКТ-датчика на входе усилителя будет минимальным (рис. 4.11, д). Канал тангажа в этом режиме управляет по сигналу с акселерометра 1А. Этот сигнал усиливается предварительным усилителем (на рисунке не показан) и поступает на вход усилителя акселерометра 1УА. С выхода сигнала поступает на вход усилителя стабилизации 1УС, где суммируется с производной угла тангажа, формируемого по сигналу с синусной обмоткой СКТ-8 (рис. 4.11, б).

В режиме УВ первые 1...5 с на вход усилителя внешней рамы крена УВР подается сигнал с СКТ-7, а затем вход УВР переключается на выставку по акселерометру 2А с демпфированием по сигналу с СКТ-7. Входы УВР переключаются электронными ключами по сигналу из блока БВК-4 (рис. 4.11, е).

С выхода усилителей 1УС и УВР сигналы поступают на двигатель стабилизации 1ДС и 4ДС, которые отработавшей платформу тангажа и внешнюю раму крена соответственно в положение, при котором сигналы с акселерометров станут минимальными. Режим УВ продолжается не более 30 с и по сигналу из блока БВК-4 переходит в режим ТВ.

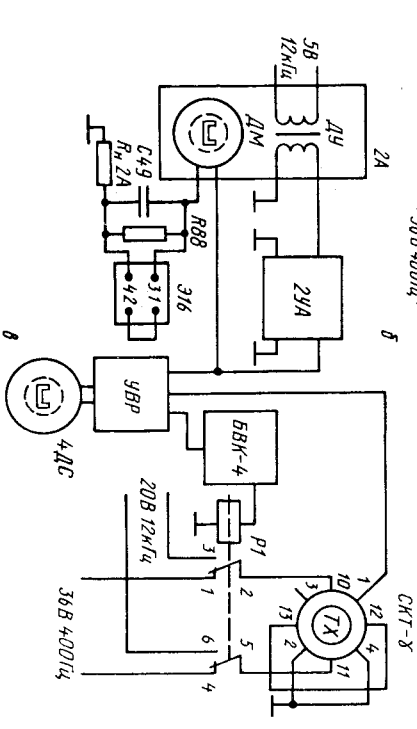
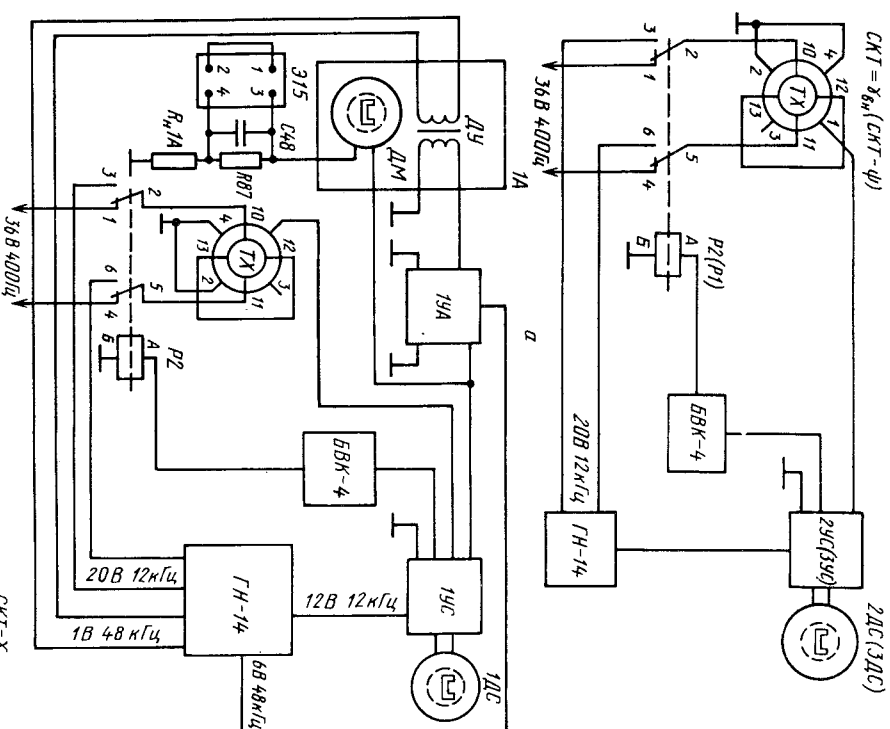


Рис. 4.11. Структурная схема ускоренной выставки: а — канала крена (курса); б — канала тангажа; в — канала внешней рамы

Режим ТВ предусмотрен для точной выставки платформы в плоскости горизонта и в азимуте, а также для запоминания постоянных составляющих дрейфа платформы по каждой из ее осей. В этом режиме включаются гироскопическая стабилизация платформы, которая работает следующим образом. Сигналы с датчиков 1ДУ и 3ДУ вертикального гироскопа 1Г, установленные предварительными усилителями, установленными на платформе, поступают на преобразователь координат ПК, а с него на входы усилителей стабилизации 1УС и 2УС. С выхода усилителей 1УС и 2УС сигналы поступают на двигатели стабилизации тангажа и крена 1ДС и 2ДС. По каналу курса сигнал с датчика 1ДУ курсового гироскопа 2Г, усилительный предварительный усилителем, поступает на вход усилителя 3УС, а с его выхода на двигатель стабилизации 3ДС. Стабилизация канала внешней рамы крена осуществляется по сигналу с синусной обмотки СКТ внутренней рамы крена (СКТ —  $\gamma_{вн}$ ), поступающему на вход усилителя УВР, а с его выхода — на двигатель 4ДС.

Точная установка платформы в плоскость горизонта выполняется по сигналу с акселерометра 1А (2А). После усиления усилителем 1УА (2УА) этот сигнал поступает на вход аналогового интегратора 1АИ (2АИ), который в режиме ТВ работает как усилитель коррекции (рис. 4.12, а) и далее на вход усилителя 1УДМ (2УДМ). Таким образом, сигнал, пропорциональный углу наклона акселерометров, поступает на вход — 1УДМ (2УДМ) в сумме с сигналом с выхода регулируемого потенциометра  $R_{\text{дпр2}}$ , подключенного к стабилизированному напряжению 9 В из блока БУ-26. Сигнал с выхода 1УДМ (2УДМ) поступает на датчик момента 1ДМ (2ДМ) гироскопа 1Г, который заставляет прецессировать платформу акселерометрами вокруг соответствующей оси к плоскости горизонта. По окончании переходного процесса сигнал на выходе 1УА (2УА) близок к нулевому, измерительная ось акселерометра находится в плоскости горизонта, а на выходе интегратора 1АИ (2АИ) формируется суммарный сигнал, пропорциональный составляющей угловой скорости вращения Земли и постоянной составляющей дрейфа платформы по соответствующей оси, а датчик момента развивает момент для точного удержания платформы с датчиками акселерометров в плоскости горизонта.

Внешняя рама крена в режиме ТВ работает в режиме слежения за внутренней рамой крена.

В канале курса (рис. 4.12, б) на вход усилителя коррекции (ЗУК) поступает сигнал с синусной обмотки курсового СКТ, а с выхода ЗУК на вход 3УДМ и на базу БЗУ для запоминания изменения постоянной составляющей дрейфа платформы по курсу.

На вход 3УДМ поступает сумма сигналов: сигнал с выхода ЗУК, сигнал, пропорциональный вертикальной составляющей вращения Земли, и сигнал с выхода регулируемого потенциометра  $R_{\text{дпр3}}$ . Сигнал с выхода 3УДМ поступает на 1ДМ гироскопа 2Г, и датчик момента развивает момент для точного удержания оси платформы относительно продольной оси моноблочка. Таким образом в режиме ТВ постоянная составляющая дрейфа платфо-

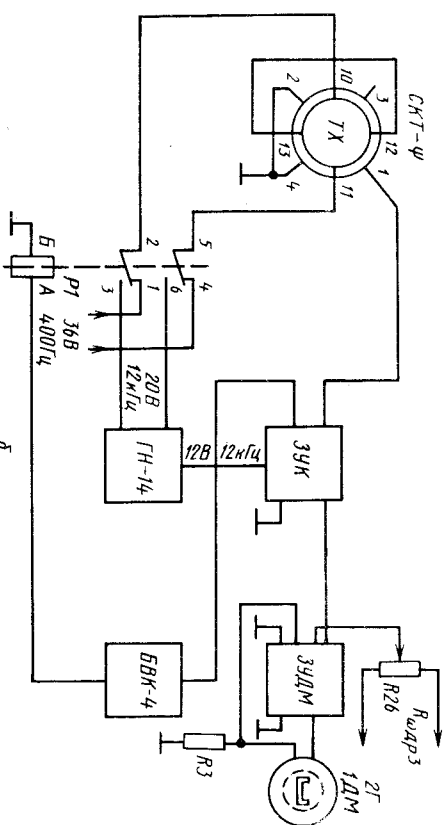
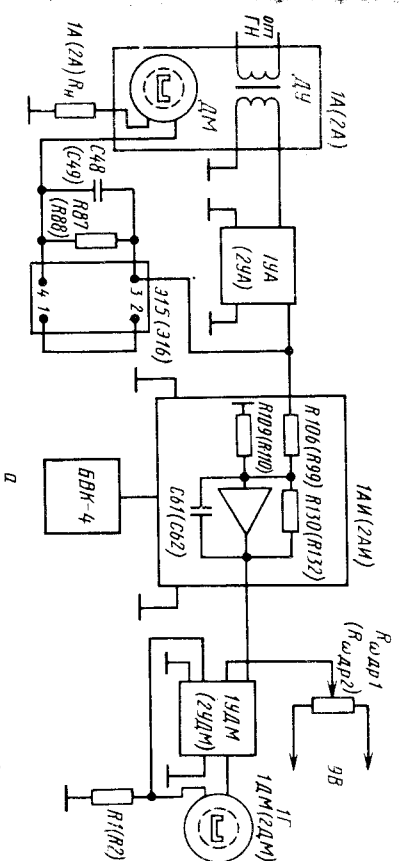


Рис. 4.12. Структурные схемы работы канала тангажа (крена) в режиме радиальной коррекции (а) и канала азимута (б)

мы по курсу выделяется (а затем запоминается в БЗУ) относительно неподвижного корпуса моноблочка ИКВ-72. При движении корпуса в этом режиме процесс выделения дрейфа нарушается и появляется погрешность в определении дрейфа. Для компенсации влияния на режим ТВ колебаний самолета из-за порывов ветра, загрузки самолета и т.п., предусмотрен фильтр, снижающий их влияние.

Сигналы с каждого усилителя (1АИ, 2АИ и 3УК) поступают на квадраторы в блок БВК-3, где возводятся в квадрат, затем суммируются сумматором блока БВК-3 и подаются на датчики готовности внутри блока БВК-3. Указанная сумма квадратов пропорциональна, с погрешностью дрейфа гироскопов, угловой скорости вращения Земли. При погрешности менее 2 % выдается сигнал "Готовность", и блок БВК-4 переключает (если отсутствует признак + 27 В "настройка") работу курсовертикали в рабочий



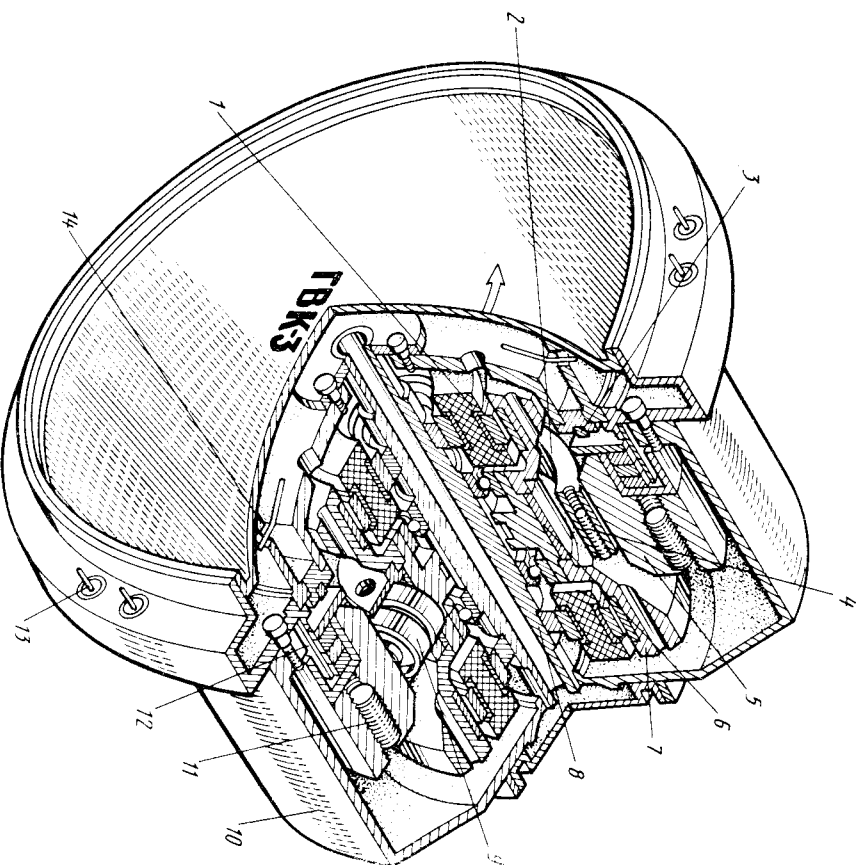


Рис. 4.14. Конструкция гироскопа ГВК-3:  
1 — статор двигателя; 2 — карданово кольцо; 3 — статор датчика угла; 4 — винт регулировочный; 5 — ротор; 6 — втулка переходная; 7 — ротор двигателя; 8 — ось упругой; 9 — ось упругой; 10 — корпус; 11 — винт регулировочный; 12 — статор датчика момента; 13 — термовывод; 14 — крышка

периодом, зависящим от жесткости подвеса, и постоянной времени затухания, зависящей от потерь в опорах подвеса и аэродинамического сопротивления среды. Возникающие при этом колебания карданова кольца с двонной частотой вращения вызывают инерционные моменты, обратные по знаку моментам упругих сил подвеса, величина которых зависит от скорости вращения. При определенной скорости вращения, вызываемой резонансной, инерционные моменты компенсируют моменты упругих сил и гироскоп становится свободным.

Гироскоп смонтирован на двух узлах подвеса, обеспечивающих стабиль-

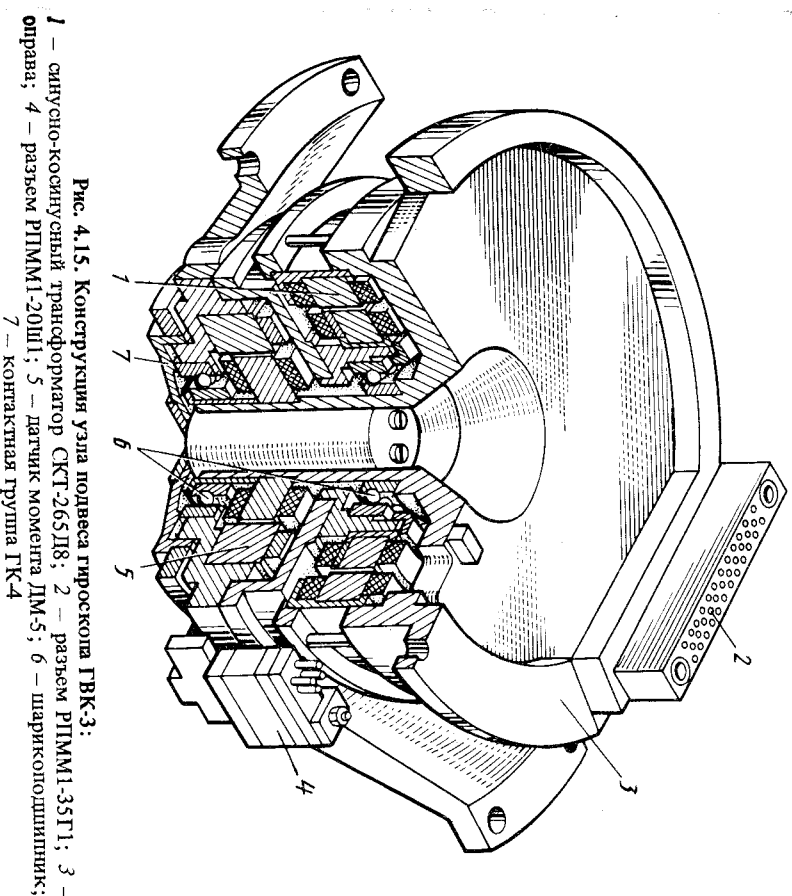


Рис. 4.15. Конструкция узла подвеса гироскопа ГВК-3:  
1 — синусно-косинусный трансформатор СКТ-265Д8; 2 — разъем ПТММ1-35Г1; 3 — разъем ПТММ1-20Ц1; 4 — датчик момента ДМ-5; 5 — шарикоподшипник; 6 — шарикоподшипник; 7 — контактная группа ТК-4

лизацию платформы и выдачу необходимых электрических сигналов (рис. 4.15). Узел подвеса включает в себя прецизионные шарикоподшипники, синусно-косинусный трансформатор СКТ-265Д8, датчик момента ДМ-5, контактную группу, оправу и разъемы типа ПТММ1.

**Акселерометр** состоит из датчика акселерометра ДА-10, усилителя, входящего в состав блоков усилителей ВУ-27, ВУ-26 и нагрузочного (массштабного) резистора  $R_n$  (рис. 4.16). Принцип действия акселерометра основан на уравнивании инерционных сил, действующих на чувствительный элемент датчика, силами взаимодействия тока с полем постоянного магнита.

Магнитик 1, подвешенный на опорах-лапках 2, является чувствительным элементом датчика акселерометра. Под действием инерционных сил магнитик перемещается и роторная катушка индукционного датчика угла 4 изменяет свое положение в поле статорных катушек 3, возбуждаемых напряжением 1 В 48 кГц от генератора напряжений ГН-14. В роторной катушке индукционного датчика угла наводится ЭДС, величина которой пропорциональна смещению магнитника, а фаза определяется направлением смещения

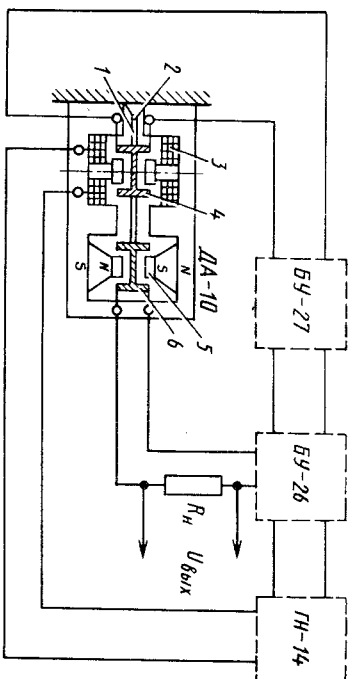


Рис. 4.16. Функциональная схема акселерометра:

1 — магнитик датчика акселерометра; 2 — опора-платформа; 3 — ротор датчика угла; 4 — ротор датчика угла; 5 — статор датчика момента; 6 — обмотка обратной связи

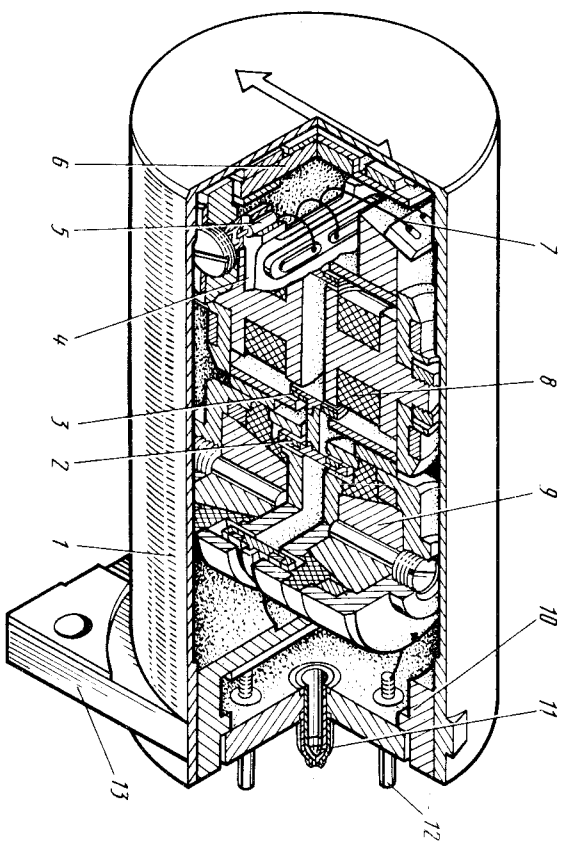


Рис. 4.17. Датчик акселерометра ДА-10:

1 — кожух (крышка); 2 — ротор датчика момента; 3 — ротор датчика угла; 4 — магнитик; 5 — опора-платформа; 6 — вибратор опоры; 7 — токоподвод; 8 — статор датчика угла; 9 — статор датчика момента; 10 — корпус датчика; 11 — ниппель; 12 — вывод термисторный; 13 — фланец с базовой поверхностью

(следовательно, направлением ускорения). Сигнал с роторной катушки индукционного датчика угла поступает в блок усилителей БУ-27 и, после усиления в блоке усилителей БУ-26, на вход одного из усилителей акселерометров. С выхода усилителя акселерометра снимается напряжение постоянного тока, поступающее в обмотку 6 обратной связи, которая перемещает

ся в зазоре постоянного магнита датчика момента 5. Ток в обмотке обратной связи 6, противодействует инерционной силе. При равновесии сил, действующих на чувствительный элемент датчика, сила тока в обмотке обратной связи пропорциональна ускорению, а направление тока соответствует знаку ускорения.

Датчик акселерометра ДА-10 (рис. 4.17) предназначен для измерения линейных ускорений и имеет следующие основные технические данные:

|                                              |                         |
|----------------------------------------------|-------------------------|
| диапазон измеряемых ускорений $m/s^2$ .....  | $\pm 150$               |
| вариация показаний .....                     | $\pm 3 \cdot 10^{-4} g$ |
| крутизна характеристики по току $mA/g$ ..... | $1,75 \pm 0,25$         |
| напряжение возбуждения датчика угла .....    | $1 \pm 0,1 V$           |
| 48 $k\Omega \pm 4,8 \Omega$                  |                         |

Конструктивно датчик ДА-10 представляет собой магнитковую систему, подвешенную на цапфах и подшипниках скольжения с ограничением осевого перемещения плоскими подшипниками. В качестве подшипников скольжения и подшипников используются часовые камни. На магнитике из магниевого сплава размещены двухсекционная роторная катушка индукционного датчика угла и двухсекционная катушка обратной связи (на корпусе из алюминиевого сплава), выполняющая роль демфера. Концы роторных катушек с помощью безмоментных токоподводов выведены на монтажную колодку, расположенную на корпусе. Выводы статорных катушек также подпаяны к штырькам этой колодки. Для термокомпенсации выходного сигнала применен набор шунтов из термоматневого сплава. Датчик закрыт крышкой, которая имеет фланец с базовой плоскостью. Для крепления датчика в курсовертки фланец имеет два отверстия под винты.

Интегратор. Для преобразования сигналов акселерометра в ИКВ-72 применена схема аналогового электронного интегратора (рис. 4.18). Схема может работать в двух режимах:

в режиме интегратора после прихода сигнала "Готовность";  
в режиме усилителя при разрывной коррекции платформы.

В режиме интегратора ключ Э1 разомкнут. Сигнал со входа 2 не влияет на выходной сигнал интегратора вследствие малости выходного сопротивления усилителя и большого сопротивления резистора  $R_3$ , поэтому схема представляет собой усилитель с большим коэффициентом усиления, охваченный емкостной обратной связью. Крутизна такого интегратора  $K_{\text{и}} = 1/R_1 C$ .

При замкнутом ключе схема работает как аperiodический усилитель с большим коэффициентом усиления по выходу 2 (крутизна акселерометра при этом повышена). Сигналом по входу 1 в этом случае можно пренебречь. Коэффициент усиления аperiodического усилителя определяется соотношением  $K_{\text{у}} = R_3/R_2$ .

Контуры индикаторной гироскопической стабилизации обеспечивают стабилизацию платформы в пространстве. Принципы работы индикаторной гироскопической стабилизации состоят в слежении платформы за направлением

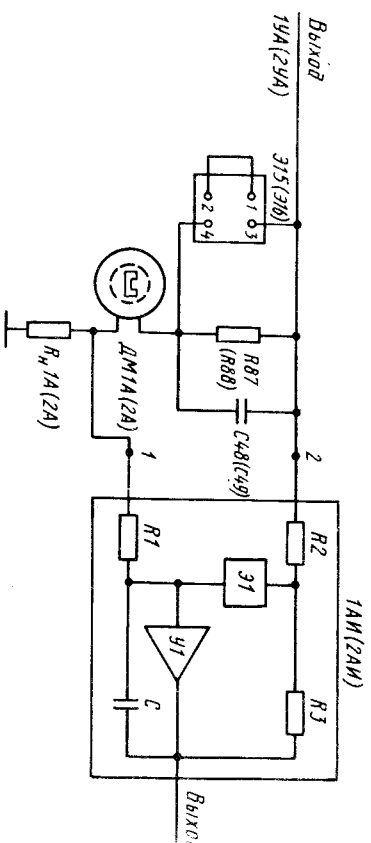


Рис. 4.18. Структурная схема интегратора

вектора кинетического момента гироскопа с помощью следящей системы. Структурная схема работы контура индикатора гироскопической стабилизации по одной из осей  $O_z$  (канал курса) показан на рис. 4.19. При возникновении возмущающего момента платформа поворачивается по курсу, то время как направление кинетического момента гироскопа остается неизменным.

С датчика угла 1ДУ гироскопа 2Г поступает сигнал, который после усиления подается на датчик момента ДМ-5 (ЗДС). Датчик момента раздает момент стабилизации, направленный в сторону, противоположную внешнему возмущающему моменту. Внешний возмущающий момент уравновешивается моментом, развиваемым датчиком момента ДМ-5.

Вторая ось чувствительности курсового гироскопа 2Г (избыточная) используется для осуществления межрабочей коррекции гироскопа, которая обеспечивается электрической связью датчика угла 2ДУ через усилитель электрической пружины с датчиком момента 2ДМ. Работа контура стабилизации по каналам тангажа и крена принципиально не отличается от работы контура по каналу курса. Для стабилизации по этим каналам используется гироскоп 1Г с вертикальным расположением вектора кинетического момента. Сигналы снимаются с датчиков углов 1ДУ и 2ДУ и усиленные подаются на соответствующие датчики моментов ДМ-5.

Для обеспечения невыбываемости курсовертикали при сложных про rataх основных маневров самолета карданов подвес имеет дополнительные следящую раму (внешнюю раму крена), обеспечивающую ортогональность всех трех осей вращения платформы при любых маневрах самолета. Входным сигналом следящей системы внешней рамы крена является сигнал с синусной обмотки СКТ-датчика внутреннего крена типа СКТ-265 Д8, причем этот сигнал минимален при взаимно перпендикулярном положении внутренней рамы крена и рамы тангажа.

В качестве разгрузочного двигателя гироскопической стабилизации применен датчик момента ДМ-5. Для отработки внешней рамы крена (с

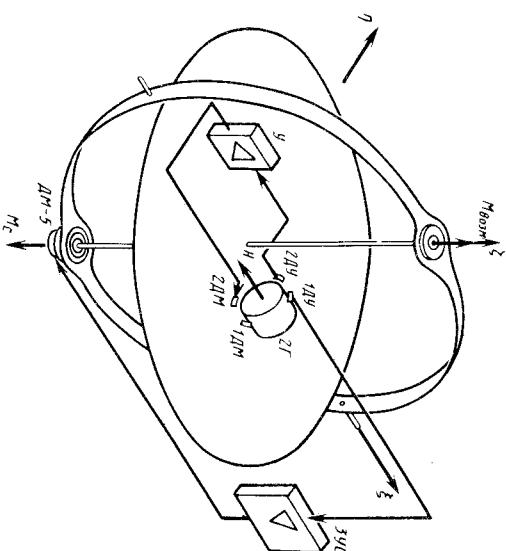


Рис. 4.19. Структурная схема контура индикаторной гироскопической стабилизации

дальной рамы) курсовертикали служит датчик момента ДМ-3. Датчики ДМ-5, ДМ-3 преобразуют электрический сигнал в механический момент. Датчик момента представляет собой двигатель постоянного тока с возбуждением от постоянных магнитов, работающий в заторможенном режиме. Развиваемый датчиком момент зависит от силы тока в обмотке ротора. Магнитный поток, создаваемый постоянным током, протекающим по обмотке ротора, взаимодействуя с полем постоянных магнитов, создает вращающий момент.

Датчики момента ДМ-3 и ДМ-5 имеют следующие технические данные:

|                                                 |     |
|-------------------------------------------------|-----|
| Крутизна характеристик, кгс. см/А:              |     |
| ДМ-3.....                                       | 3,2 |
| ДМ-5.....                                       | 1,1 |
| Максимально допустимый ток в обмотке ротора, А: |     |
| ДМ-3.....                                       | 1,6 |
| ДМ-5.....                                       | 1,3 |

**Блок усилителей БУ-25** (рис. 4.20) обеспечивает работу гироскопической стабилизации платформы по осям тангажа, крена, курса, работу следящей системы внешней рамы крена, начальную выставку платформы в плоскости горизонта и в азимуте, контроль работоспособности стабилизации и выдает сигнал отката блока питания напряжения + 10 В. Блок содержит четыре усилителя: 1УС, 2УС, 3УС и 4УС. Каждый усилитель содержит однополупериодный демодулятор, суммирующий усилитель постоянного тока и усилитель мощности и работает в двух режимах — рабочем и ускоренной выставки.

**Блок усилителей БУ-26** (рис. 4.21) предназначен для работы в каналах



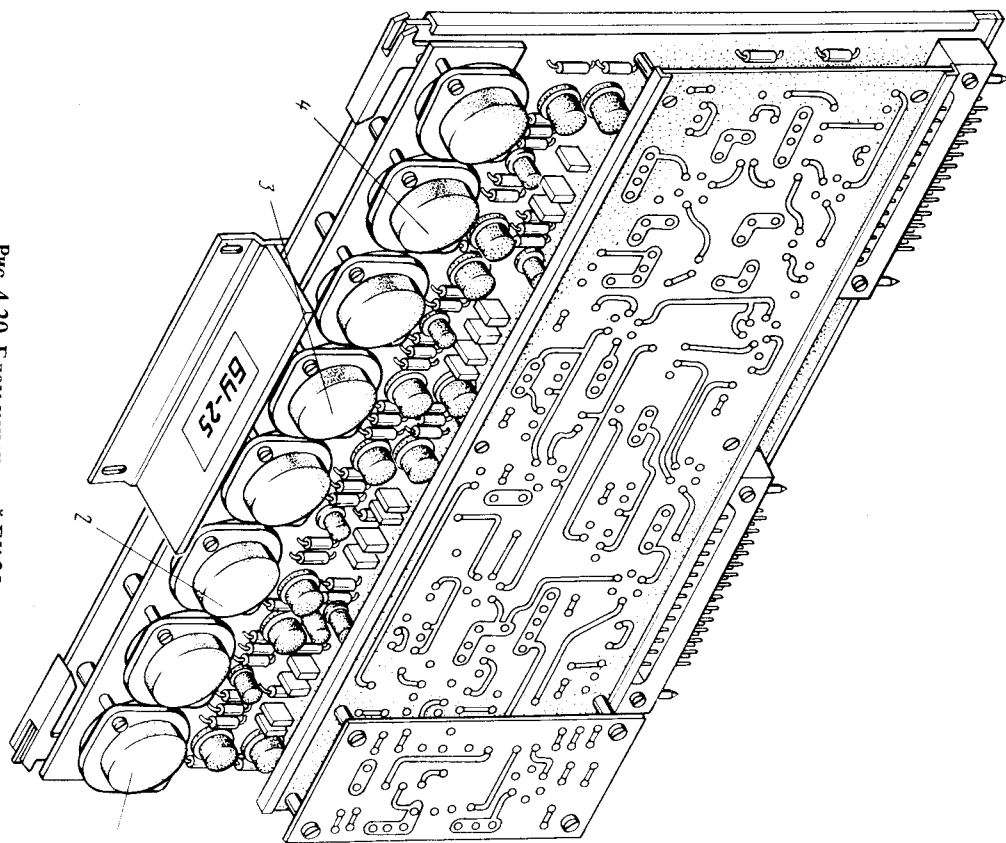


Рис. 4.20. Блок усилителей БУ-25:

1 — канал усилителя тангажа 1УС; 2 — канал усилителя угла крена 2УС; 3 — канал усилителя курса ЗУС; 4 — канал усилителя внешней рамы крена УВР

коррекции системы ИКВ-72 и состоит из трех усилителей акселерометров (УА1, УА2, УА3), двух аналоговых интеграторов (АИ1, АИ2), усилителя коррекции УК, трех усилителей датчика момента (УДМ1, УДМ2, УДМ3) и датчика отказов (ДО).

Блок усилителей БУ-27 (рис. 4.22) предназначен для усиления сигналов датчиков угла гироскопов и акселерометров. Он содержит 7 каналов усиления, из которых 4 канала (с 1-го по 4-й) усиления сигналов датчиков

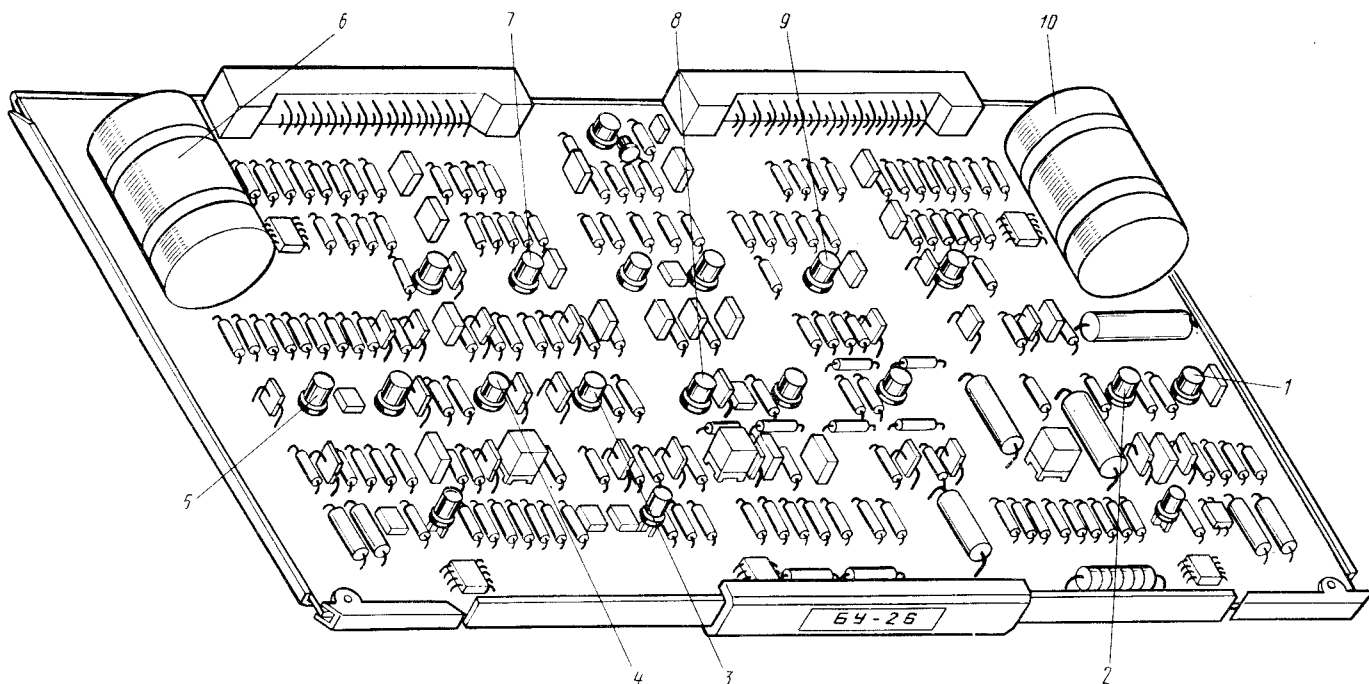


Рис. 4.21. Блок усилителей БУ-26:

1 — усилитель датчика момента УДМ3; 2 — усилитель акселерометра УА1; 3 — усилитель акселерометра УА2; 4 — усилитель акселерометра УА3; 5 — датчик отказов ДО; 6 — аналоговый интегратор АИ-1; 7 — усилитель датчика момента УДМ2; 8 — усилитель коррекции УК; 9 — усилитель датчика момента УДМ1; 10 — аналоговый интегратор АИ2

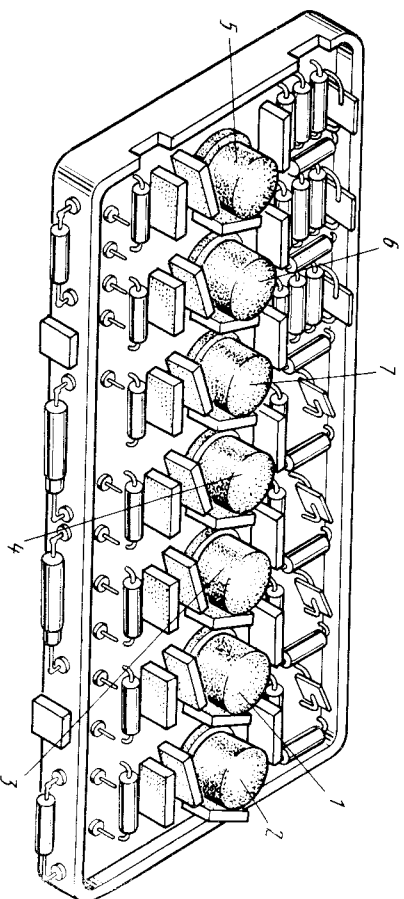


Рис. 4.22. Блок усилителей БУ-27:  
1 — предварительный усилитель датчика акселерометра А2; 2 — предварительный усилитель датчика акселерометра А3; 3 — предварительный усилитель датчика акселерометра А1; 4 ... 6 — предварительные усилители каналов стабилизации; 7 — предварительный усилитель канала электрической пружины

Углов гироскопа и 3 канала (с 5-го по 7-й) усиления сигналов датчиков углов акселерометров. Все каналы собраны на микросхемах.

Усилитель У-178 (рис. 4.23) предназначен для работы в канале коррекции вектора кинетического момента куросового гироскопа ГВК-3 в плоскости горизонта (межрамочной коррекции) и состоит из однополупериодного демодулятора Э1, сглаживающей РС — цепи и усилителя постоянного тока, охваченного цепью отрицательной обратной связи.

Согласующее устройство УС-21 (рис. 4.24) является электронным повторителем углов, определяемых выходными напряжениями на обмотках

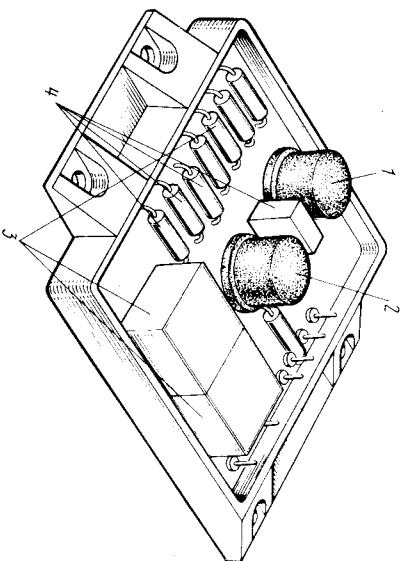


Рис. 4.23. Усилитель У-178:  
1 — однополупериодный демодулятор Э1; 2 — усилитель постоянного тока Э3; 3 — сглаживающий контур; 4 — цепь обратной связи

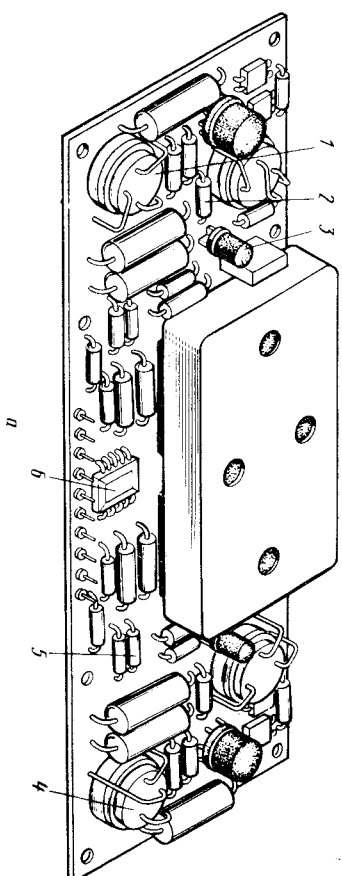


Рис. 4.24. Согласноющее устройство УС-21:  
а — внешний вид; б — структурная схема одного канала преобразования;  
1 — канал преобразования синусовой обмотки СКТ; 2, 5 — резисторы обратной связи;  
3 — согласующий трансистор; 4 — канал преобразования косинусной обмотки СКТ;  
6 — предварительный усилитель переменного тока

СКТ. УС-21 содержит два одинаковых канала преобразования для синусной и косинусной обмоток СКТ. В состав одного канала входит: предварительный усилитель переменного тока Э1, согласующий трансистор Т1 и усилитель мощности, выполненный по двухтактной схеме. Резисторы обратной связи R7 и R11 обеспечивают стабильность усилителя. Выходной трансформатор Tr-1 обеспечивает гальваническую развязку выходного сигнала.

#### Основные технические данные

|                                  |                |
|----------------------------------|----------------|
| Входное сопротивление, кОм. .... | 510            |
| Коэффициент передачи. ....       | $1,0 \pm 0,01$ |
| Ошибка преобразования. ....      | 30             |

Блоки встроенного контроля БВК-3 и БВК-4 совместно контролируют работоспособность системы куросвертикали ИКВ-72 и управляют режимами ее работы.

Блок встроенного контроля БВК-3 (рис. 4.25, 4.26) предназначен для формирования сигналов отказов в случае выхода контролируемых параметров за пределы установленных норм и выдачи информации о работе цепей коррекции. Блок состоит из датчиков отказов (ДО), блока питания (+5 и +11 В), генераторов питания гиросомоторов, генератора напряжения 20 В 12 кГц, следящей системы внутренней рамы крена и СКТ тангажа, кре-

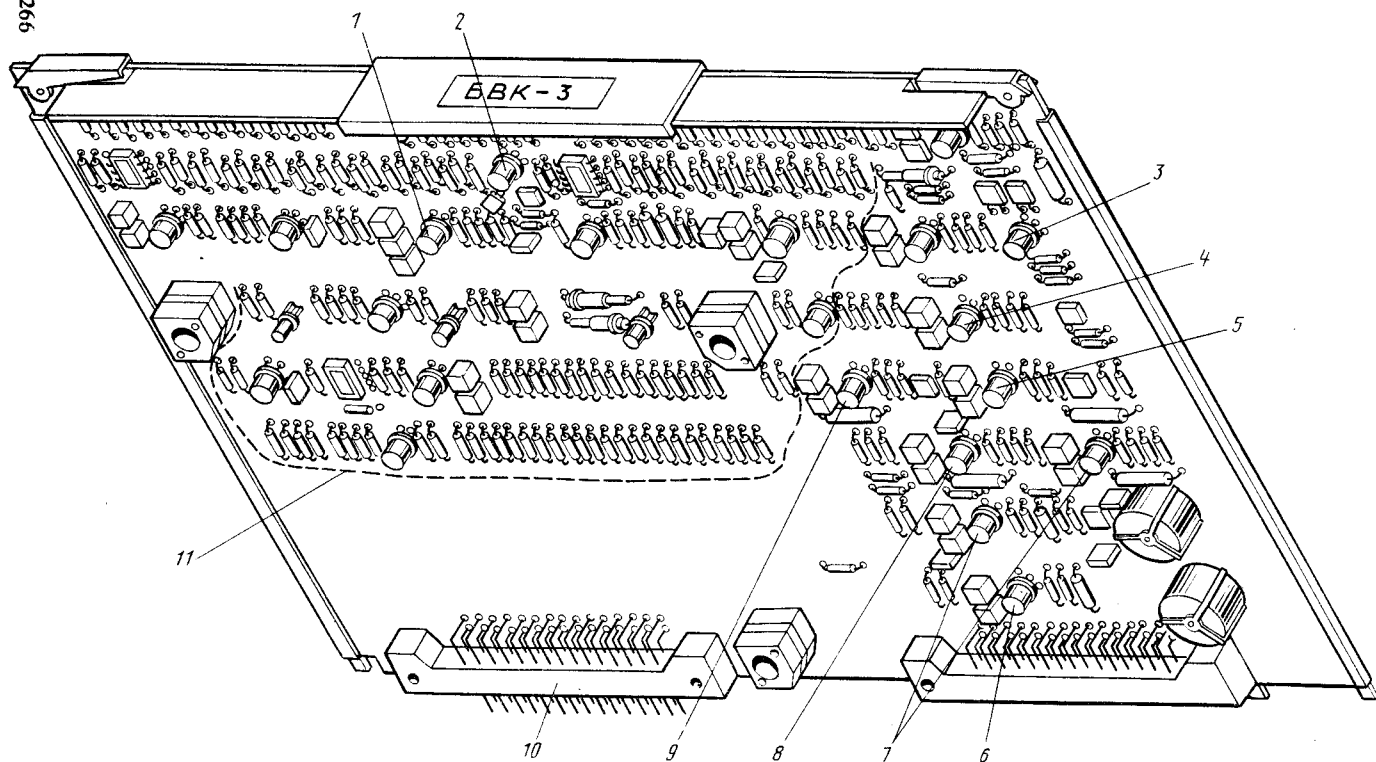


Рис. 4.25. Блок встроенного контроля БВК-3:

1 - датчики готовности ДГ; 2 - сумматоры; 3 - ДО (датчик отказа) СКТ курса; 4 - ДО блока питания; 5 - ДО СКТ крена; 6 - ДО генератора питания гиросмоторов; 7 - ДО генератора напряжения 20 В 12 кГц; 8 - ДО следящей системы внутренней рамы крена; 9 - ДО СКТ тангажа; 10 - вилка ГРПМ1-31ШУ2; 11 - квадраторы

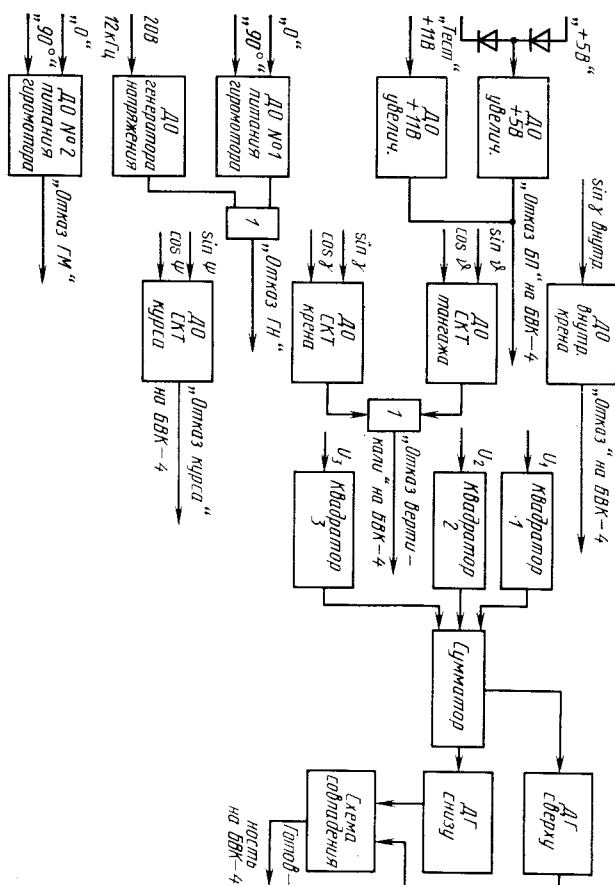


Рис. 4.26. Функциональная схема блока встроенного контроля БВК-3:

ГМ - гиросмотор; ГН - генератор напряжения; ДГ - датчик готовности; БП - блок питания;  $U_1$ ,  $U_2$ ,  $U_3$  - выходные напряжения усилителей коррекции; ДО - датчик отказа

на и курса, а также трех квадраторов с сумматором и датчиками готовности, формирующих сигнал "Готовность" изделия при предельной подготовке.

Блок БВК-4 выдает информацию об исправности системы и отдельных ее частей, управляет режимами работы системы и обеспечивает блокировку при повторных включениях команды "Настройка" в режиме "Работа". Сигналы "Исправность курса" и "Исправность вертикали" не выдаются при отказе соответствующей дистанционной передачи, а также в следующих случаях:

если напряжение питания на курсовертикаль подано без команды "Настройка";  
если имеет место перемещение курсовертикали (объекта) по курсу, крену, тангажу при работе системы в режиме "Настройка".

Блок запоминающего устройства БЗУ предназначен для:

запоминания выходного напряжения усилителя коррекции, которое используется в датчике для компенсации изменения постоянной составляющей дрейфа курсового гироскопа от запуска к запуску;  
выдачи сигналов управления в блок встроенного контроля БВК-4; выдачи потребителю стабилизированного постоянного напряжения  $+10 \text{ В} \pm 0,03 \%$ .

Блок имеет следующие технические данные:

диапазон запоминаемых напряжений — в пределах от + 500 до минус 500 мВ, что соответствует  $\pm 2,5^\circ/\text{ч}$ ; ошибка запоминания (разность входного и запоминаемого напряжений) — не более  $\pm 40$  мВ.

**Блок питания БП-33-1** предназначен для преобразования напряжений 27 В постоянного тока и  $115 \pm 5$  В 400  $\pm 20$  Гц переменного тока во вторичные напряжения постоянного тока.

Напряжение питания переменного тока 115 В 400 Гц преобразуется в напряжение постоянного тока 33 В, поступающее на вход блока. Одновременно на вход блока поступает напряжение питания постоянного тока 27 В. Потребление происходит от сети с большим напряжением. При равенстве напряжений возможно потребление от сети 27 В и от сети 115 В 400 Гц одновременно.

#### Основные технические данные

|                                                                                                 |     |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Номинальный потребляемый ток, А, не более, при питании от сети постоянного тока при напряжении: |     |
| 18 В                                                                                            | 4,5 |
| 33 В                                                                                            | 2   |
| Номинальный потребляемый ток, А, не более, при питании от сети переменного тока при напряжении: |     |
| 104 В                                                                                           | 1,4 |
| 126 В                                                                                           | 1   |
| Примечание. В режиме "Настройка" потребляемые токи возрастают в два раза.                       |     |
| Масса, кг                                                                                       | 4,8 |

**Генератор напряжений ГН-14** предназначен для питания двигателей гироскопов ГВК-3, датчиков углов акселерометров и гироскопов и выдачи опорных напряжений.

Генератор напряжений состоит из задающего генератора 3Г, который обеспечивает требуемую стабильность частоты выходных напряжений, делителей частоты на цифровых интегральных схемах, которые дают частоту задающего генератора 192 кГц на рабочие частоты 48 кГц, 12 кГц, 1500 Гц и 1502,8 Гц, расщепителей фаз, осуществляющих стабильный сдвиг фаз напряжений на  $90^\circ$  и делителей входную частоту на 4, и четырех идентичных каналов усилителей мощности УМ.

Сигналы 48 кГц и 12 кГц преобразуются в синусоидальные напряжения 1 В 48 кГц и 20 В 12 кГц и опорные напряжения 6 В 48 кГц и 12 В 12 кГц, необходимые для питания датчиков углов акселерометров и гироскопов самолета Ил-86 трех курсовертикалей ИКВ-72.

**Монтажная рама РМ-2-1** (рис. 4.27) предназначена для установки на раме РМ-2-1 состоит из трех рам РМ-4 и соединительной коробки СК-5. На раме РМ-4 устанавливаются и электрически соединяются с коробкой СК-52 курсовертикали. Для крепления и фиксации курсовертикали на раме

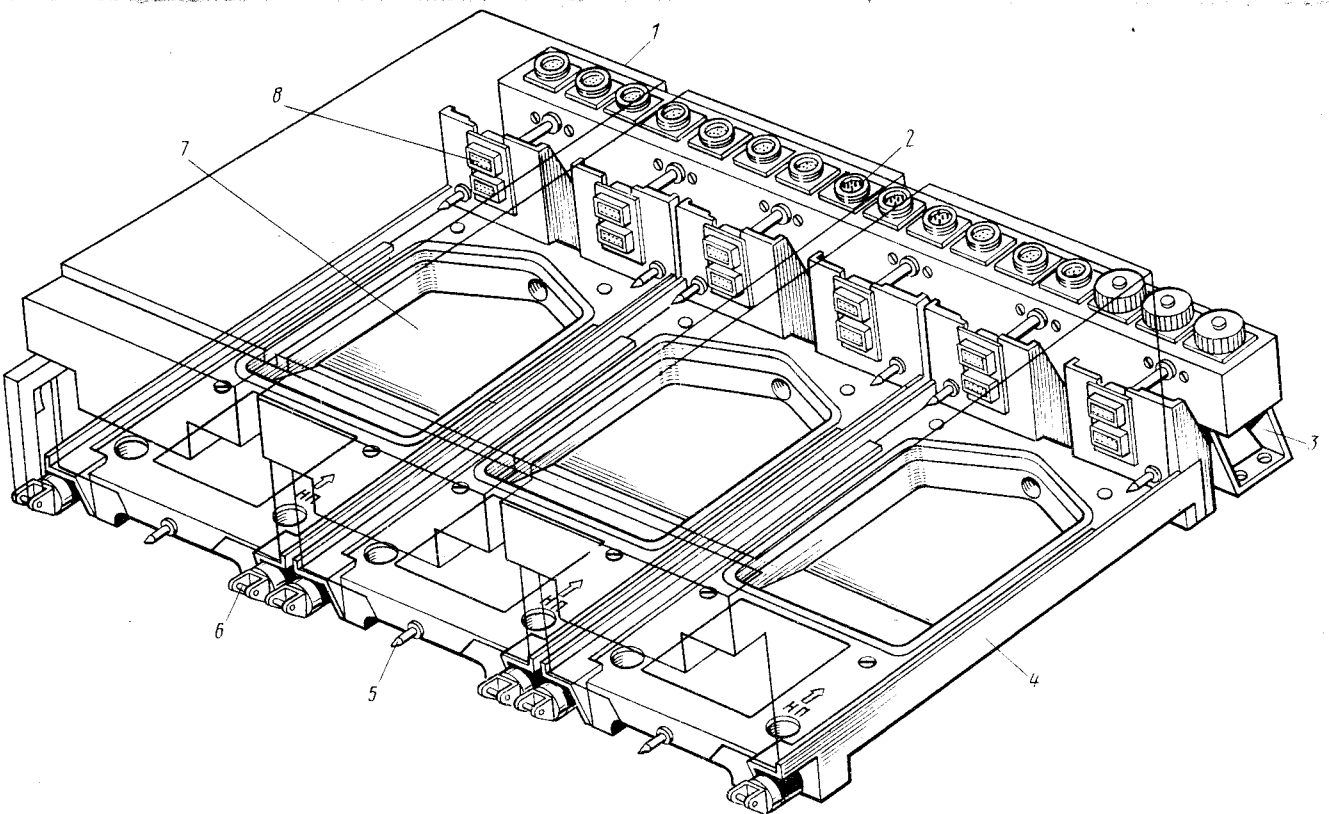


Рис. 4.27. Монтажная рама РМ-2-1:

1 — изображение расположения курсовертикали ИКВ-72 на раме; 2 — соединительная коробка СК-52; 3 — несущий кронштейн; 4 — монтажная рама РМ-4; 5 — штырь; 6 — компенсатор; 7 — камера для обдува моноблоков; 8 — разъем РПКМ4-67/67

РМ-4 предусмотрены три штыря и два фиксатора. На ней также имеются краны, в которые через штыря подается воздух для обдува курсовых вертикали.

Соединительная коробка СК-52 служит для электрической связи трех курсовых вертикалей ИКВ-72 с монтажной схемой оборудования самолета и состоит из основного несущего и подвижного кронштейнов. На последнем размещаются разъемы типа 2РМД, с помощью которых курсовые вертикали соединяются с монтажной схемой оборудования самолета.

Для связи трех рам РМ-4 с коробкой СК-52 служат 6 жгутов, оканчивающихся разъемами типа РПКМ-4-67/67. Жгуты с разъемами заводятся в прорезы на основаниях рам РМ-4 и закрепляются винтами. Масса рамы не более 19 кг.

#### 4.2.3. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Курсовые вертикали ИКВ-72 — основной датчик курса, крена и тангажа на самолете Ил-86. Сигналы крена и тангажа выдаются непосредственно потребителям, сигналы гироскопического курса — в цифровой навигационный вычислитель и базовую систему курса и вертикали (см. рис. 4.7). Взаимодействие ИКВ-72 с потребителями осуществляется через монтажную раму РМ-2-1.

Кроме напряжений питания 115 В 400 Гц, + 27 В (от двух бортов) и ~ 36 В (для питания СКТ крена, тангажа и курса) ИКВ-72 получает с пульта управления БСКВ для запоминания постоянной составляющей дрейфа сигнал, пропорциональный вертикальной составляющей угловой скорости вращения Земли и сигнал + 27 В "Настройка".

ИКВ-72 выдает сигнал + 27 В исправности канала курса и сигнал исправности + 27 В каналов крена и тангажа. Сигналы исправности каналов курса через схему логики БСКВ поступают на навигационные индикаторы ПНП-72. Сигналы исправности каналов крена и тангажа через логику блока БКК-18 поступают на командные приборы ПКП-72.

Сигналы исправности выдаются примерно через 1 мин после включения питания системы и снимаются, если возник отказ в системе или при наличии неправильных действий экипажа в процессе включения системы и перевода ее в режим "Работа". К таким действиям относятся:

включение питания системы при положении переключателя режима работы на ПУ БСКВ в положении "Работа";  
перевод в режим "Работа" до появления сигнала готовности ИКВ-72 (сигнал индицируется самолетным табло "Включи работу ИКВ");  
на ПУ БСКВ не введена широта места;

начато движение самолета до перевода ИКВ-72 в режим "Работа".  
Во всех случаях снятия сигнала исправности следует выполнить перезапуск системы в порядке, оговоренном в инструкции.

Особенность эксплуатации ИКВ-72 обусловлена наличием режима "На-

стройка" и гибким функциональным взаимодействием системы с другим оборудованием ВС, а именно с БСКВ и навигационной ЦВМ.

В ИКВ-72 предусмотрено два способа управления режимом "настройка" системы — автономный (ЦВМ обесточена или неисправна) и через ЦВМ. При автономном способе управления на ПУ-41 устанавливается режим ГПК или МК, через 2 ... 3 мин после включения питания загорается бортовое табло "Вкл. раб. ИКВ" и спустя 7 ... 8 мин после его загорания переключатель "Работа-Настройка" на ПУ-41 переводит в положение "Работа". Бортовое табло "Настройка" и "Вкл. раб. ИКВ" при этом гаснут. Если в автономном режиме переключатель "Настройка-работа" переведен в положение "Работа" сразу после загорания табло "Вкл. раб. ИКВ", то система переходит в рабочий режим, но при этом запоминание дрейфа ИКВ-72 по курсу не происходит, и его величина может достигать 1°/ч.

Управление режимом "Настройка" через ЦВМ осуществляется, если на ПУ-41 устанавливается режим ВК. При этом ЦВМ должна быть включена, исправна и в нее должны быть введены координаты аэродрома. При управлении режимом "Настройка" через ЦВМ бортовое табло "Вкл. раб. ИКВ" загорается через 9 ... 11 мин после подачи питания, после чего тумблер "Работа-Настройка" может быть переведен в положение "Работа", при этом бортовое табло "Настройка" и "Вкл. раб. ИКВ" гаснут.

После перехода ИКВ-72 в режим "Работа" может быть начато движение самолета. Если руление начато в режиме "Настройка", то выпадают бленкеры АГ и КС на левых и правых приборах ПКП и ПНП, и загорается табло "Отказ ИКВ Резерв".

В полете выполняется контроль за показаниями крена и тангажа по левому и правому ПКП-72. На самолете кроме встроенного контроля ИКВ-72 применен контроль параметров вертикали и курса методом сравнения. При наличии погрешностей, превышающих пороговые значения ( $7 \pm 2^\circ$  по крену и  $5 \pm 2^\circ$  по курсу), срабатывает схема контроля в БКК-18 по вертикали и в БСКВ по курсу.

При отказе ИКВ-72 № 1 или № 3 на индикаторе, подключенном соответственно к первой и третьей системе, выпадает бленкер АГ. Отказ второй системы сигнализируется загораем специальной лампы.

Для включения ИКВ-72 необходимо отключить питание как по цепи 115 В переменного тока, так и по цепи 27 В постоянного тока. Если одна из этих цепей не будет отключена, система будет продолжать работать. В системе ИКВ-72 предусмотрены сигнализаторы отказа ее функциональных элементов. При отказах, вызванных нарушениями в выполнении операций по включению системы в работу, сигнализаторы системы не срабатывают, и работоспособность системы восстанавливается ее перезапуском.

Регламентные работы проводятся с помощью КПА БСКВ, позволяющей выполнить проверки со снятой с борта самолета ИКВ-72.

Для проверки системы на борту самолета можно использовать переносную проверочную аппаратуру КПАП-БСКВ, которая подключается к систе-

ме через монтажную раму РА-20. Применение этой аппаратуры позволяет проанализировать параметры, которые выдаются ИКВ-72, но непосредственно на борту самолета не индицируются: гироскопический курс, сигналы "Готовность ИКВ-72" и "Исправность ИКВ-72", а также установить соответствие параметров, выдаваемых системой, заданным требованиям (0,3°/ч по курсу и 0,5° по вертикали).

### 4.3. СИСТЕМЫ ФОРМИРОВАНИЯ КУРСА

#### 4.3.1. БАЗОВАЯ СИСТЕМА ФОРМИРОВАНИЯ КУРСА БСФК-1

Базовая система формирования курса БСФК-1 предназначена для формирования и выдачи потребителям текущего (приведенного) курса  $\psi_{пр}$  и гиromатного курса  $\psi_{гмк}$  самолета при работе ее с датчиками гироскопического курса. Система обеспечивает выдачу потребителям текущего курса при работе с бортовой навигационной ЦВМ или при работе в автономном режиме. Система установлена на самолете Як-42.

Схема взаимодействия системы БСФК-1 с аппаратурой самолета Як-42 показана на рис. 4.28.

В комплект системы БСФК-1 входят (рис. 4.29): блок согласования курса БСК-4 (2 шт.), блок гиromатного курса БГМК-6 (2 шт.), индукционный датчик ИД-6 1-й серии (2 шт.) и пульт управления ПУ-41 1-й серии (1 шт.).

Блоки БСК-4 и БГМК-6 на самолете устанавливаются на двух амортизационных рамах типа РА-14, не входящих в комплект БСФК-1.

#### Основные технические данные

|                                                                                                                       |       |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| Погрешность $\Delta\psi_{\Omega}$ ввода поправки $\Omega_2 \sin \varphi$ в канал приведенного курса, ...°/ч, не более | 0,5   |
| Дистанционная погрешность канала ГПК, ... не более                                                                    | ± 0,5 |
| Погрешность $\Delta\psi_{гмк}$ коррекции приведенного курса, ... не менее                                             | ± 0,5 |
| Погрешность выдачи приведенного курса за время $t$ после его коррекции составляет                                     |       |

$$\Delta\psi = \sqrt{(\Delta\psi_{гг}(t))^2 + (\Delta\psi_{\Omega}(t))^2 + \Delta\psi_{гг}^2 + \Delta\psi_{\Omega}^2}$$

где  $\Delta\psi_{гг}(t)$  — дрейф гироскопического датчика, °/ч  
Удвоенная среднеквадратическая погрешность определения гиromатного курса, ... не более, в равномерном прямолинейном горизонтальном полете при:

|                                                                                                            |     |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| напряженности магнитного поля Земли 0,15 Э и более, ...                                                    | 0,7 |
| напряженности 0,06 ... 0,15 Э, ...                                                                         | 1,0 |
| В наземных условиях удвоенная среднеквадратическая погрешность определения гиromатного курса, ... не более | 0,5 |

|                                                                        |          |
|------------------------------------------------------------------------|----------|
| Время готовности, с, не более                                          | 45       |
| Напряжение источников питания, В:                                      |          |
| переменного тока частотой (400 ± 8) Гц                                 | 36 ± 1,8 |
| постоянного тока                                                       | 3,6      |
| Скорость отработки дистанционной передачи канала ГМК, ...°/с, не менее | 27 ± 2,7 |
| ГМК, ...°/с, не менее                                                  | 15       |
| Скорость согласования канала ГМК:                                      |          |
| нормальная, ...°/мин, не менее                                         | 1        |
| ускоренная, ...°/с, не менее                                           | 8        |
| Масса, кг, не более                                                    | 17       |

Структурная схема системы БСФК-1 (рис. 4.30) включает каналы приведенного и гиromатного курса.

Канал приведенного курса (4.31) — блок БСК-4, на статор СКТ  $TrB4$  которого поступает сигнал гироскопического курса  $\psi_{г}$  от гиродатчика ГА-8. Ротор СКТ  $TrB4$  корректируется по сигналу широтной поправки  $\Omega_2 \sin \varphi$ . Полученный на выходе СКТ  $TrB4$  гиromатный курс  $\psi_{гмк}$  выдает-

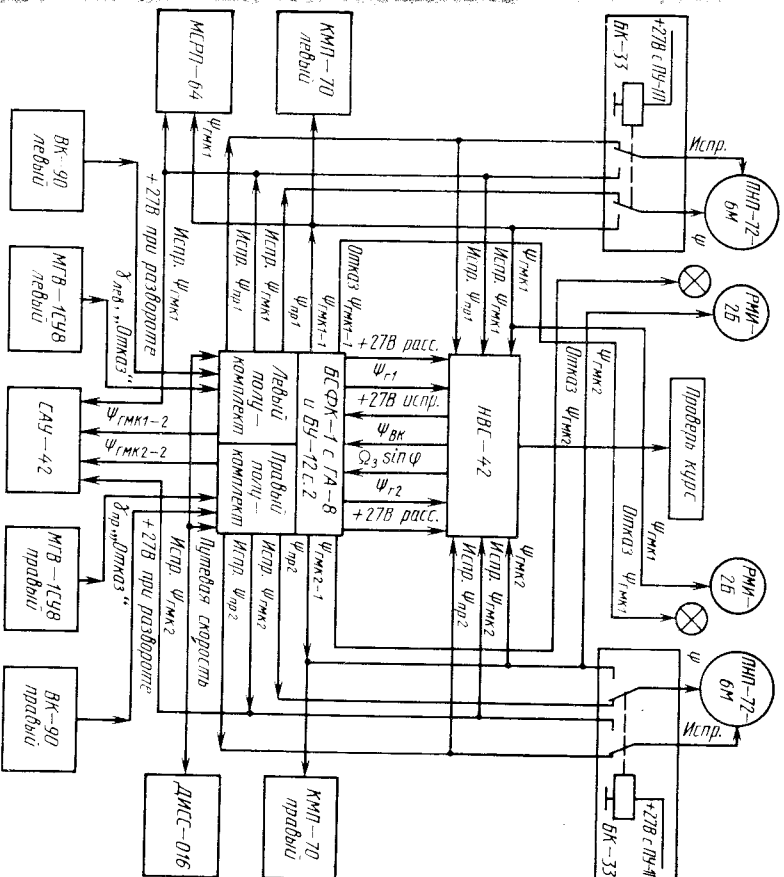


Рис. 4.28. Структурная схема взаимодействия системы БСФК-1 с аппаратурой самолета Як-42





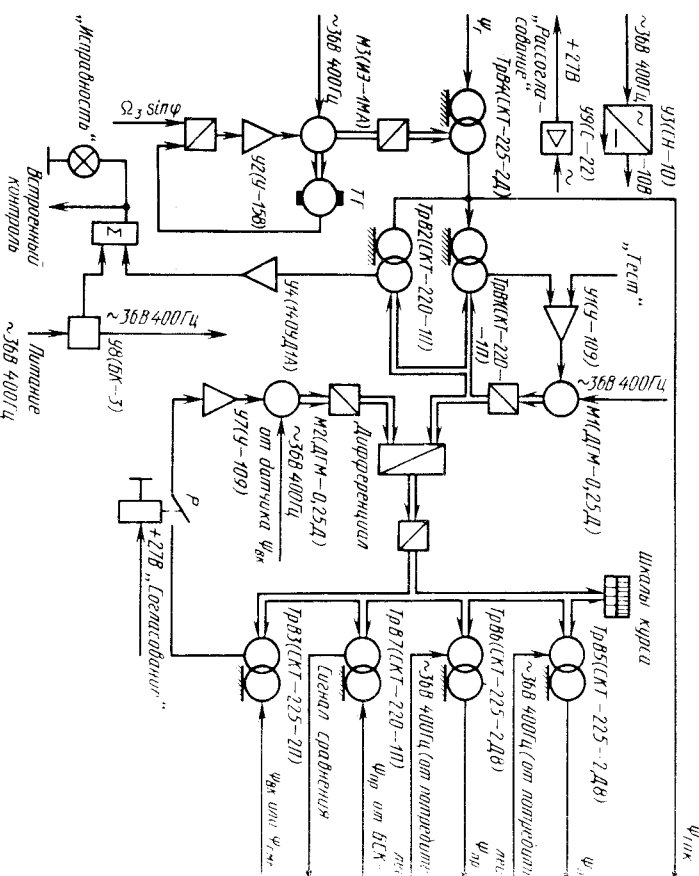


Рис. 4.31. Структурная схема приведенного курса

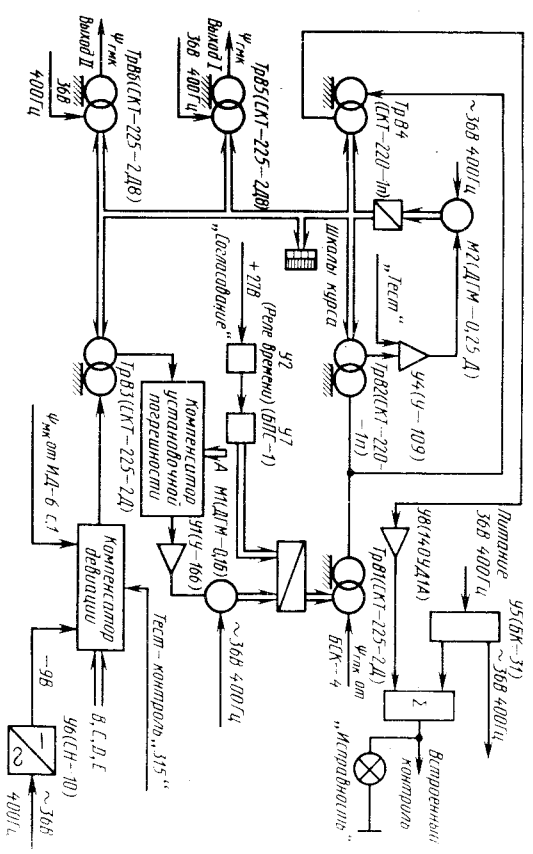


Рис. 4.32. Структурная схема гироскопического курса

лителя  $U_2$  и двигателя  $M_3$ , обеспечивает вращение ротора СКТ  $Trb4$  с угловой скоростью, равной  $\Omega_3 \sin \psi$ , и на выходе СКТ  $Trb4$  постоянно формируется гироскопический курс  $\psi_{ГСК}$ , который поступает на статор СКТ  $Trb1$  блока БСК-4, а также выдается на блок БГМК-6.

Сигнал широтной поправки, пропорциональный величине  $\Omega_3 \sin \psi$  поступает на интегрирующий привод, либо автоматически из ЦВМ через нормально разомкнутые контакты реле  $P1$  и  $P2$  пульта ПУ-41, либо вводится вручную с потенциометра  $P1$  пульта ПУ-41.

Сигнал гироскопического курса обрабатывается сервоприводом, состоящим из усилителя  $U1$  и двигателя  $M1$  с редуктором и связанным с первым входом механического дифференциала, выход которого связан роторами выходных СКТ-датчиков  $Trb5$  и  $Trb6$ .

Второй вход механического дифференциала связан с ротором СКТ-приемника  $Trb3$  блока БСК-4, который через сервопривод (усилитель  $U7$  и двигатель  $M2$  с редуктором) согласовывает гироскопический курс с сигналами курса  $\psi_{БК}$  (от ЦВМ или от СКТ  $Trb1$  датчика курса в ПУ-41) либо  $\psi_{МК}$  от блока БГМК-6.

Канал имеет встроенный контроль наличия напряжения и исправности работы следящей системы.

Принципиальная электрическая схема канала гироскопического курса показана на рис. 4.34. Канал состоит из блоков БГМК-6 и ИД-6 1-й серии. Гироскопический курс формируется по сигналам гироскопического курса, поступающего с блока БСК-4 через СКТ  $Trb1$  блока БГМК-6 на СКТ  $Trb2$ , и сигналам магнитного курса  $\psi_{МК}$ , поступающего с блока ИД-6 1-й серии на СКТ  $Trb3$  блока БГМК-6. В блоке БГМК-6 предусмотрены компенсационные устройства, позволяющие компенсировать установившуюся погрешность, полуавтоматическую и четвертую составляющую девиации самолета. Сигналы гироскопического курса поступают к потребителям с СКТ-датчиков  $Trb5$  и  $Trb6$  блока БГМК-6. Канал имеет систему встроенного контроля, контролирующую наличие напряжения питания и исправность работы следящей системы.

В блоке БГМК-6 предусмотрен по сигналу с пульта ПУ-41 оперативный контроль работоспособности канала магнитного курса — тест-контроль "МК-315", обеспечиваемый подмагничиванием сигнальных обмоток индукционного датчика ИД-6 1-й серии постоянным током.

Ниже рассматриваются назначение, устройство и основные технические данные блока системы БСК-1.

Блок согласования курса БСК-4 (рис. 4.35) выполнен в стандартном корпусе. На передней панели блока расположены лампа сигнализации исправности, контрольные гнезда, а также курсовые шкалы. На задней панели расположена вилка РПКМЗ для быстрого подключения блока к раме.

Курсовые шкалы являются элементами механизма согласования блока. Механизм согласования состоит из литого корпуса, к которому сверху и снизу крепятся платы. На верхней плате расположены четыре синусоко-

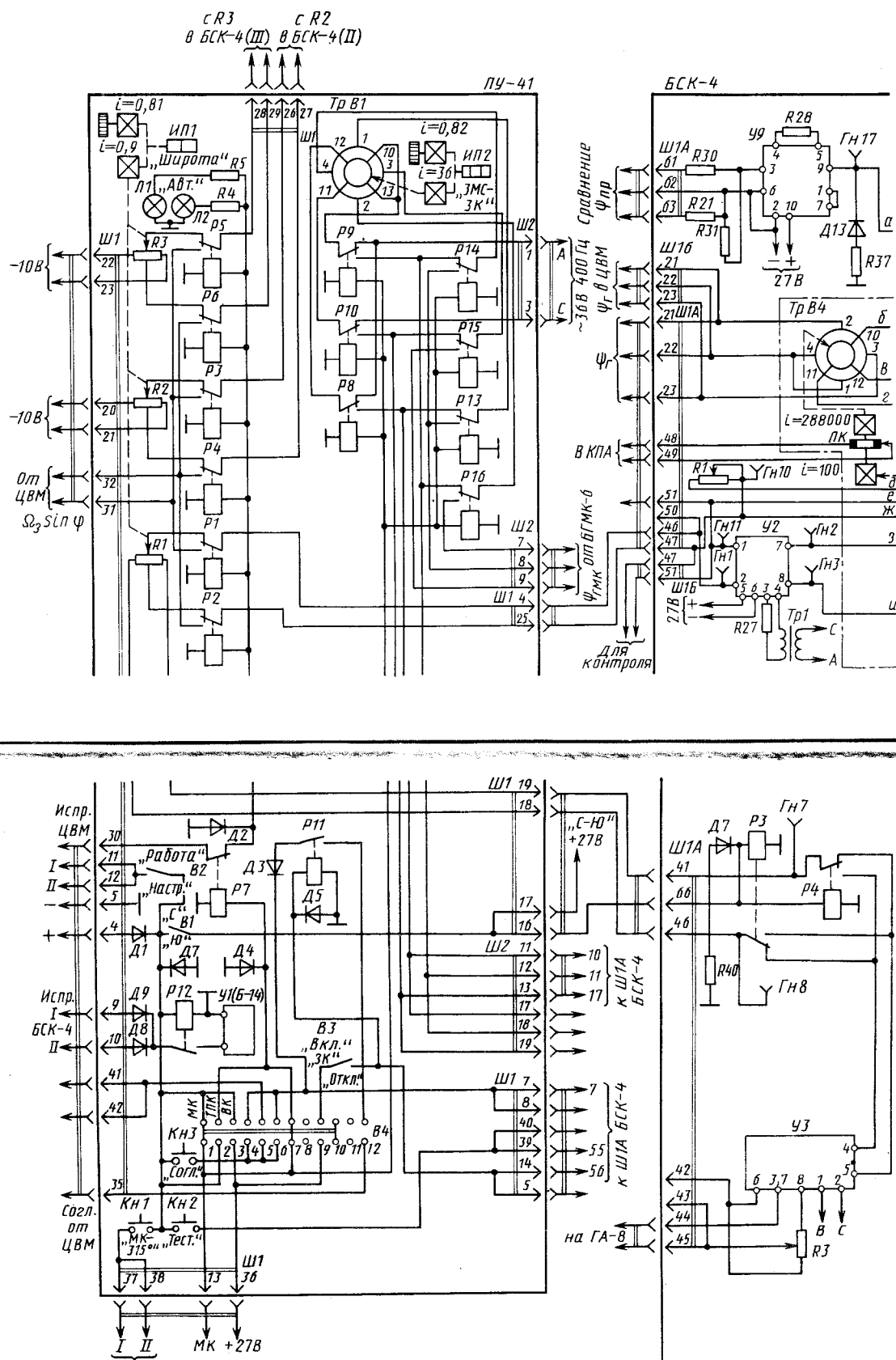


Рис. 4.33. (Начало, подпись см. на стр. 281)

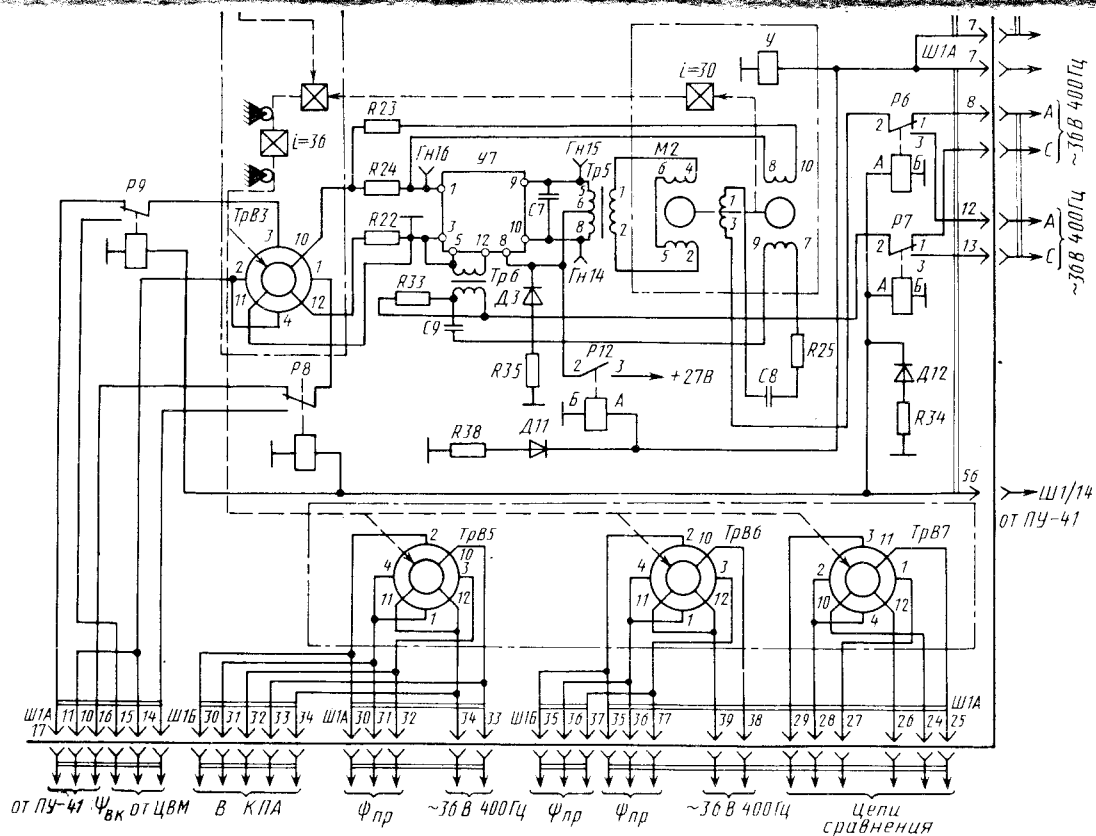
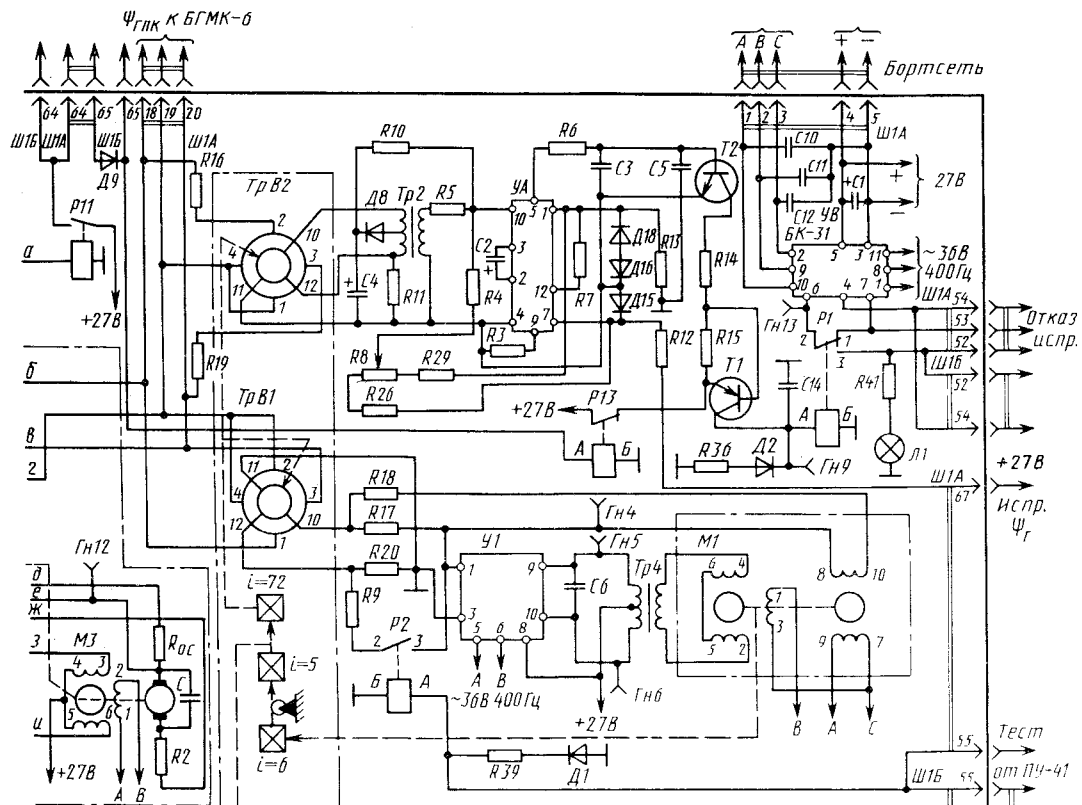


Рис. 4.33. Принципиальная электрическая схема канала приведенного курса

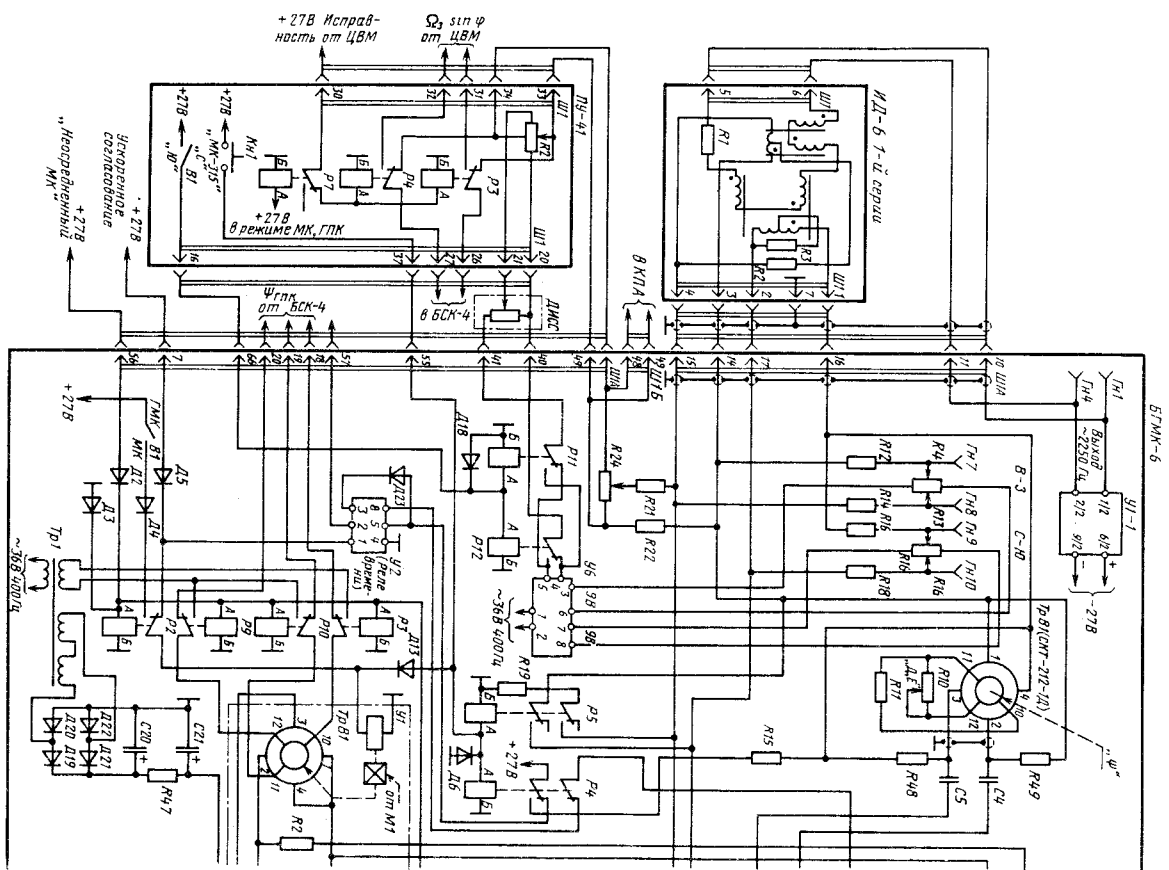
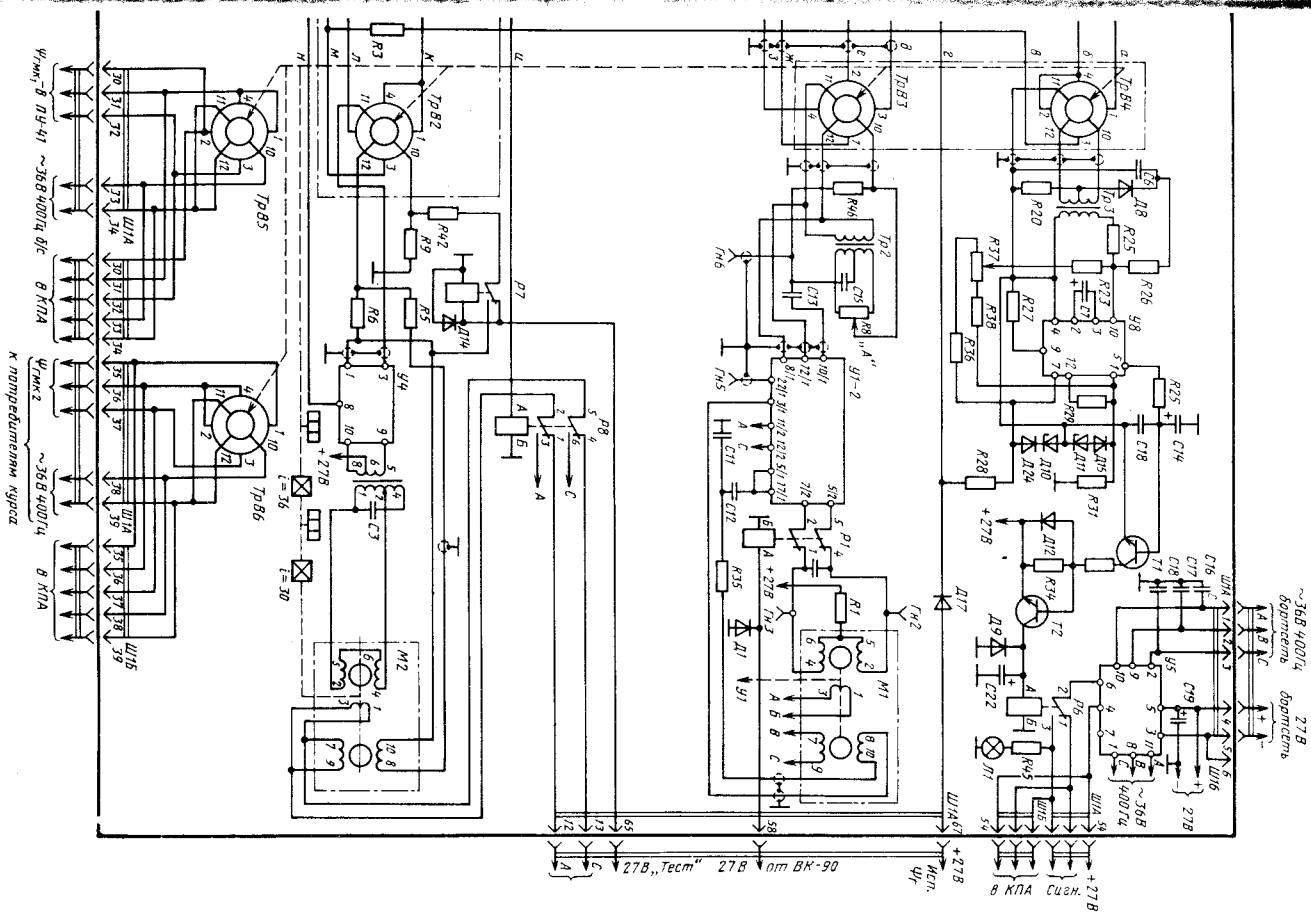


Рис. 4.34. Принципиальная электрическая схема канала гироманнитного курса



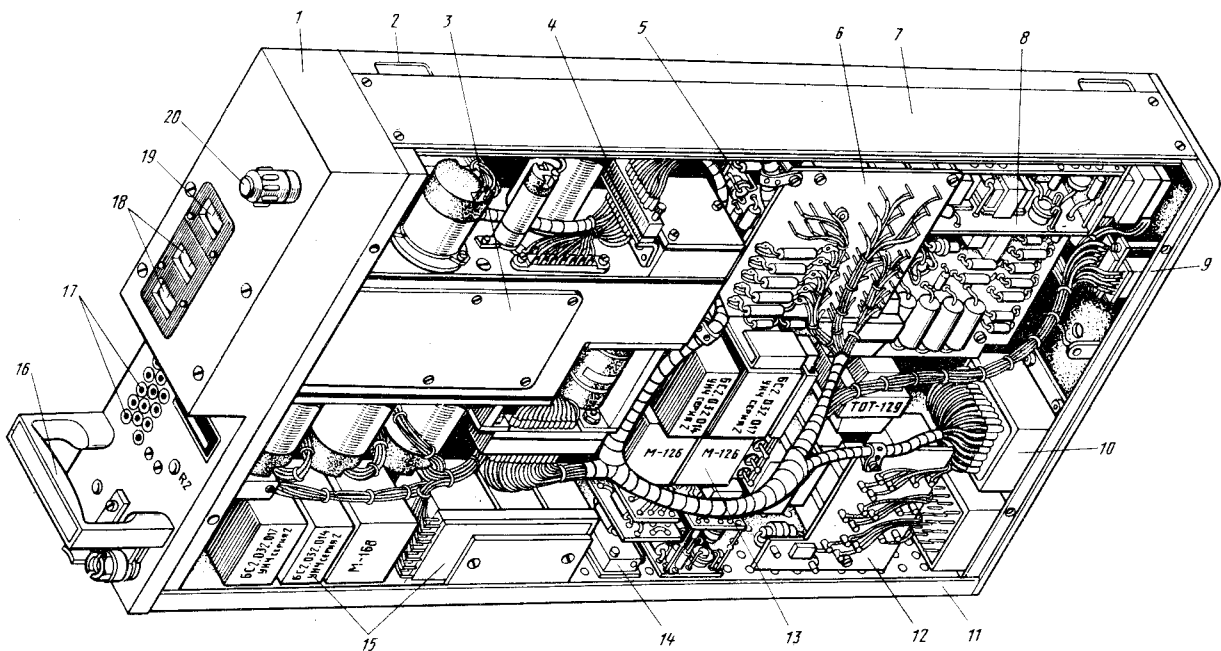


Рис. 4.35. Конструкция блока согласования курса БСК-4:

1 - передняя панель; 2 - крышка боковая; 3 - механизм согласования; 4 - разъем РПММ-1; 5 - блок контроля БК-31; 6 - плата; 7 - корпус; 8 - сигнализатор С-22; 9 - задняя панель; 10 - разъем РПКМЗ-67/67; 11 - дно; 12 - плата; 13 - усилитель У-158; 14 - стабилизатор напряжения СН-10; 15 - усилитель У-109; 16 - ручка; 17 - гнездо контроля; 18 - шкалы курса; 19 - шкала дрейфа; 20 - сигнализация исправности

синусных трансформатора  $TrB3$ ,  $TrB5$ ,  $TrB6$ ,  $TrB7$ , двигатель  $M2$ , резисторы  $R1$ ,  $R3$  и вилка РПММ1 разъема  $Ш2$ . На нижней плате расположены двигатель  $M1$ , синусно-косинусные трансформаторы  $TrB1$ ,  $TrB2$ ,  $TrB4$ , электромагнитная тормозная муфта, вилка РПММ1 разъема  $Ш1$ . К промежуточной плате редуктора крепится двигатель-генератор  $M3$ . Внутри корпуса размещена кинематическая часть редуктора с дифференциалом, муфтой и тремя шкалами. На дне блока расположены два усилителя У-109. На шасси расположены стабилизатор напряжения СН-10, плата с конденсаторами, диодами, транзисторами, и микросхемой, сигнализатор С-22, блок контроля БК-31, усилитель У-158. Блок закрывается двумя основными крышками. Усилитель У-128 является усилителем постоянного тока и предназначен для работы в канале интегрирующего привода компенсации широтной поправки. Усилитель состоит из фильтра, диодного ограничителя, четырех модулей и других элементов.

Усилитель У-109 является усилителем переменного тока и предназначен для работы в следящих системах блока. Усилитель состоит из трех модулей. Стабилизатор напряжений СН-10 служит для питания стабилизированными напряжениями:

$10 \text{ В} \pm 0,05 \%$  (I выход) — широтных потенциометров в пульте ПУ-41;  
 $9 \text{ В} \pm 0,5 \%$  (II и III выходы) — схем компенсации дрейфа гироскопа ГА-8.

Блок контроля БК-31 предназначен для контроля наличия питающего напряжения переменного тока. Функционально он представляет собой пороговое устройство. При обрыве одной из фаз в сети 36 В 400 Гц или при снижении тока в любой из них блок выдает сигнал отказа постоянным напряжением 27 В.

Сигнализатор С-22 предназначен для контроля по расхождению сигналов курса с двух блоков БСК-4. Порог срабатывания сигнализатора составляет ( $5 \pm 2^\circ$ ).

#### Основные технические данные

|                                                   |     |
|---------------------------------------------------|-----|
| Скорость обработки гироскопического курса, .../с, |     |
| не менее, .....                                   | 15  |
| Скорость коррекции курса, .../с, не менее, .....  | 10  |
| Масса, кг, не более, .....                        | 3,8 |

Блок БТМК-6 (рис. 4.36) выполнен в стандартном корпусе и состоит из переднего основания, редуктора, каркаса и задней панели. На переднем основании расположена ручка переключателя режимов работы, компенсатор девиации, шкалы редуктора, контрольные гнезда, лампа сигнализации исправности, упор для крепления блока к монтажной раме и клемма заземления. Редуктор крепится к переднему основанию шестью винтами и с помощью розетки РПММ1-66 электрически связан с блоком. На задней панели блока расположена вилка РПКМЗ-67/67. На каркасе размещены усилитель У-109, блок контроля БК-31 (У5), реле времени, стабилизатор напряжения СН-10 и усилитель У-166, содержащий усилитель магнитного

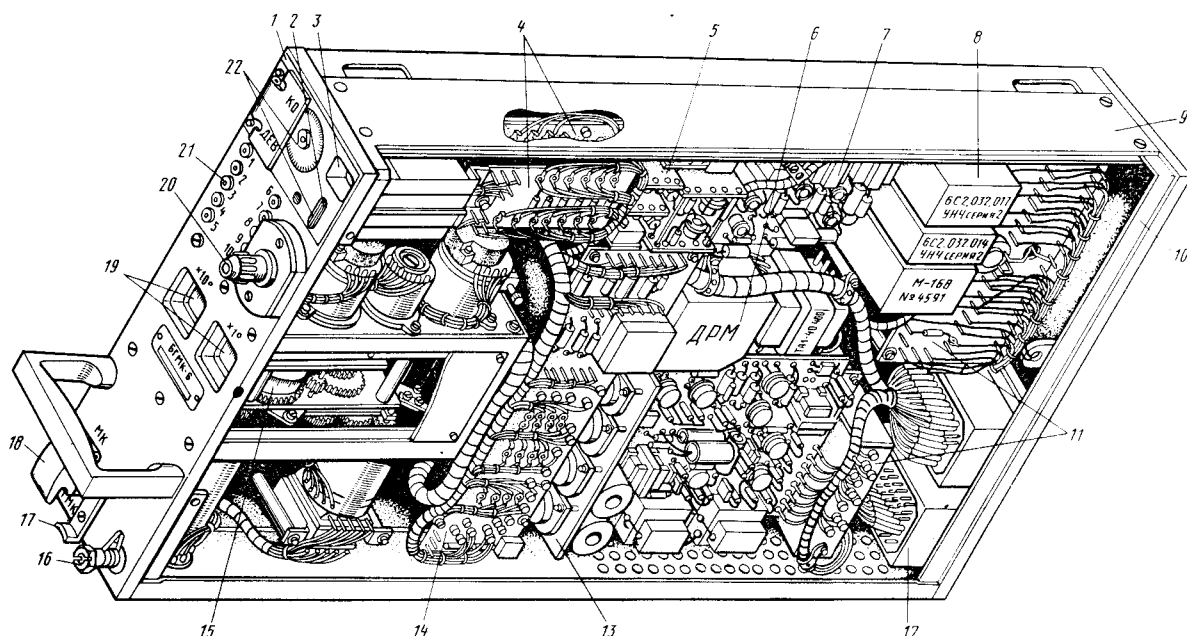


Рис. 4.36. Конструкция блока гиромагнитного курса БГМК-6:

1 – переднее основание; 2 – компенсатор установочной погрешности; 3 – компенсатор полукруговой девиации; 4, 11, 14 – платы с электрорадиоделами; 5 – стабилизатор напряжения СН-10; 6 – реле времени; 7 – блок контроля; 8 – усилитель У-109; 9 – каркас; 10 – заднее основание; 12 – вилка РПКМЗ-67/67; 13 – усилитель У-166; 15 – редуктор; 16 – клемма заземления; 17 – упор для крепления на объекте; 18 – переключатель режимов работы; 19 – шкалы курса; 20 – светосигнализатор исправности; 21 – контрольные гнезда; 22 – компенсатор четвертой девиации

канала и генератор переменного тока частотой 2250 Гц для питания цепей возбуждения индукционного датчика ИД-6.

#### Основные технические данные

|                                                         |       |
|---------------------------------------------------------|-------|
| Скорость согласования, не менее:                        |       |
| нормальная, °/мин                                       | 1     |
| ускоренная, °/с                                         | 8     |
| Погрешности, устраняемые блоком, ... , не менее:        |       |
| полукруговой девиации                                   | ± 4   |
| установочная                                            | ± 2   |
| четвертой девиации                                      | ± 1,5 |
| Погрешность, ... , формирования контрольного угла 31,5° | 10    |
| не более                                                | 10    |
| Масса, кг, не более                                     | 3,4   |

**Пульс управления ПУ-41** (рис. 4.37) предназначен для выбора режима работы, ввода сигнала широтной коррекции, ввода магнитного склонения или заданного курса, включения быстрой скорости согласования в режиме коррекции, управления тест-контролем системы и сигнализации о ее работоспособности.

Режим работы системы определяется положением ручки переключателя "МК-ГПК-ВК". В режиме МК выполняется выставка приведенного курса по гиромагнитному или при вводе склонения по истинному курсу. Выставка осуществляется только при нажатой кнопке согласования по всем каналам приведенного курса одновременно. В режиме ГПК система измеряет приведенный курс, но никакая коррекция его невозможна. В режиме ВК выполняется автоматическая выставка приведенного курса, как правило, при смене ППМ.

Ввод широтной поправки в режимах ГПК и МК осуществляется вручную с пульта управления, а в режиме ВК – от ЦВМ. Для сигнализации об автоматическом вводе широты от навигационного вычислителя служит транспортант "Авт."

Переключатель "ЗК" предназначен для включения режима заданного курса. В положении "Вкл" устанавливаются значение курса, на который требуется выставить систему. В положение "Откл." вводится поправка на магнитное склонение, при этом переключатель режима работы устанавливается в положение "МК". Согласование курса производится при нажатии кнопки согласования.

При отсутствии питания или потере работоспособности обоих каналов системы на пульте управления выпадает красный флажок бленкера.

Конструктивно пульт состоит из литого основания, двух кронштейнов с размещенными на них редукторами и задней платы. На основании крепятся галетный переключатель типа П21-3, три переключателя типа П1-1, три кнопки типа КМ1-1, бленкер, редукторы предназначены для ввода широты и магнитного склонения при помощи ручек 14 и 8.

Пульт управления оборудован встроенным подсветом.

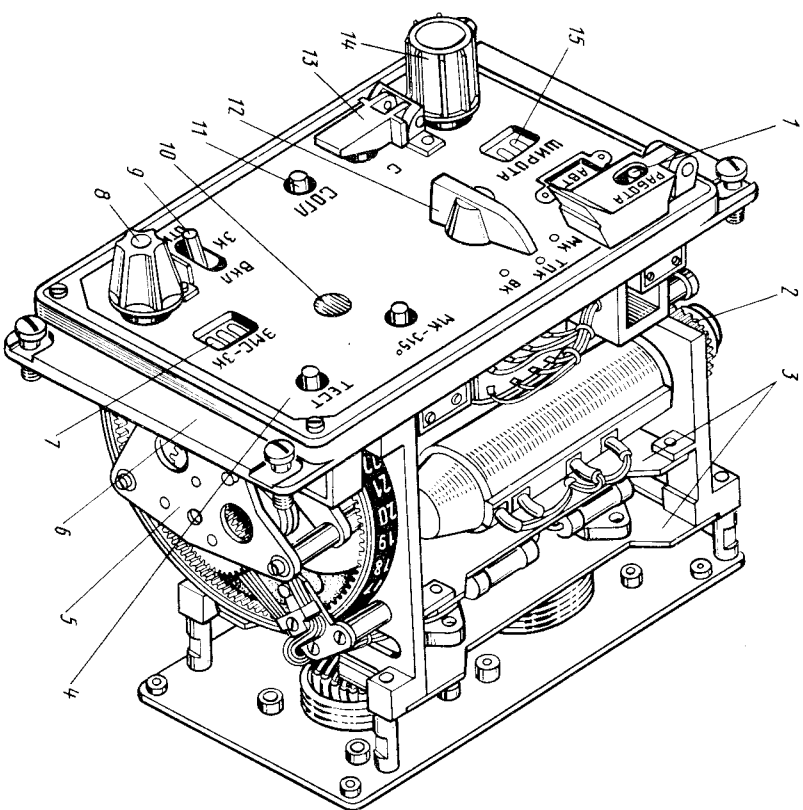


Рис. 4.37. Конструкция пульта управления ПК-41 1-й серии:  
1 — переключатель "Настр-Работа"; 2 — регулятор ввода широты; 3 — плата; 4 — световод; 5 — регулятор ввода магнитного склонения и заданного курса; 6 — основание; 7 — счетчик магнитного склонения; 8 — ручка ввода магнитного склонения и заданного курса; 9 — переключатель режима ЗК; 10 — блендер; 11 — кнопка согласования; 12 — переключатель режимов работы; 13 — переключатель широты коррекции; 14 — ручка ввода широты; 15 — счетчик широты места

#### Основные технические данные

Диапазон ввода:  
широты (вручную и автоматически) в северном и южном полушариях, ... 0 ... 90  
курса или магнитного склонения, ... 0 ... 360  
Масса, кг, не более, ... 1,4

Индукционный датчик ИД-6 1-й серии (рис. 4.38) предназначен для измерения проекции вектора горизонтальной составляющей магнитного поля Земли двумя взаимно перпендикулярными чувствительными элементами.

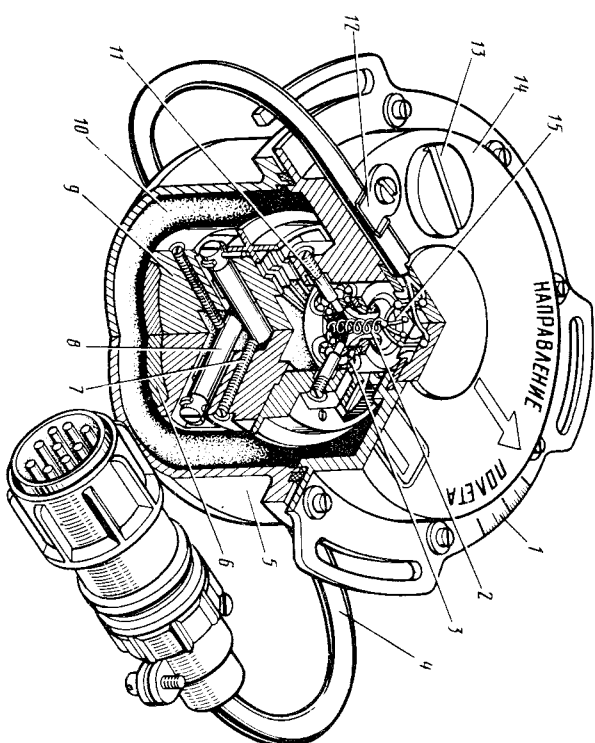


Рис. 4.38. Конструкция индукционного датчика ИД-6 1-й серии:  
1 — шкала; 2 — спиральный токоподвод; 3 — шарикоподшипник; 4 — жгут со штексельным разъемом; 5 — корпус; 6 — груз; 7 — винт регулировочный; 8 — чувствительный элемент датчика; 9 — обойма; 10 — жидкость демпфирующая; 11 — ось; 12 — скоба; 13 — ниппель; 14 — крышка; 15 — термовывод

тами, совпадающими по направлению с продольной и поперечной осями объекта.

Электрическая схема индукционного датчика показана на рис. 4.34. Чувствительными элементами датчика является феррозонд, который представляет собой два параллельно расположенных ферромагнитных сердечника с расположенными по всей длине первичной и сигнальной обмотками. Феррозонд преобразует измеряемое (постоянное) магнитное поле в переменное напряжение.

Первичная обмотка состоит из двух частей, каждая из которых намотана на свой сердечник. Две части первичной обмотки соединены встречно, образуя цепь возбуждения чувствительного элемента. На оба сердечника намотана обшая сигнальная обмотка.

Переменный ток частотой 2250 Гц, протекая по первичным обмоткам, вызывает периодическое насыщение сердечников. При наложении постоянного магнитного потока на поток возбуждения в сигнальных обмотках возникают четные гармоники, величина которых пропорциональна проекции постоянного магнитного потока на чувствительные элементы датчика. Сопровождения R1, R2, R3 служат для повышения стабильности работы феррозондов.



# Основные технические данные

|                                                                                 |           |
|---------------------------------------------------------------------------------|-----------|
| Напряжением, В, источника питания переменного тока частотой (2250 ± 27) Гц, ... | 2250 ± 27 |
| 6 ± 0,6, ...                                                                    | ± 1       |
| Инструментальная погрешность, ... , не более, ...                               | ± 1       |
| Погрешность датчика при наклоне его корпуса на 8° к горизонту, ... ,            | 0,5       |
| не более, ...                                                                   | 0,65      |
| Масса, кг, не более, ...                                                        | 0,65      |

## 4.3.2. БАЗОВАЯ СИСТЕМА КУРСА И ВЕРТИКАЛИ БСКВ

Базовая система курса и вертикали предназначена для формирования, контроля и выдачи потребителям с трех независимых каналов текущего (приведенного) курса  $\psi_{пр}$  и с двух независимых каналов гироскопического курса  $\psi_{гмк}$  при работе с тремя гироскопическими датчиками курса и вертикали и бортовой ЦВМ. Кроме того, она обеспечивает контроль сигналов крена и тангажа при наземном обслуживании самолета.

Базовая система курса и вертикали БСКВ вместе с инерциальной курсовертикалью ИКВ-72 (три комплекта) и бортовой навигационной ЦВМ типа "Орбита-20" применяется на самолете ИЛ-86. Схема их взаимодействия показана на рис. 4.39.

В состав базовой системы БСКВ входят (рис. 4.40):  
 блок согласования курса БСК-4 (3 шт.);  
 блок гироскопического курса БГМК-6 (2 шт.);  
 блок коммутации БК-45 (1 шт.);  
 индукционный датчик ИД-6 1-й серии (2 шт.);  
 пульт управления ПУ-41 (1 шт.).

Блоки БСК-4, БК-45 и БГМК-6 на самолете ИЛ-86 устанавливаются на амортизационной раме РА-20-86, не входящей в комплект системы БСКВ.

## Основные технические данные

|                                                                                                                            |       |
|----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------|
| Погрешность $\Delta\psi_{\Omega}$ ввода поправки $\Omega_3 \sin \varphi$ в канал приведенного курса, ... /ч, не более, ... | ± 0,5 |
| Погрешность $\Delta\psi_H$ коррекции приведенного курса, ... , не более, ...                                               | ± 0,5 |
| Погрешность дистанционной передачи гироскопического курса $\psi_{гмк}$ , ... , не более, ...                               | ± 0,5 |
| Погрешность выдачи приведенного курса за время $t$ после его коррекции составляет                                          | ± 0,5 |
| $\Delta\psi = \sqrt{(\Delta\psi_{г1}(t))^2 + (\Delta\psi_{\Omega}(t))^2 + \Delta\psi_H^2 + (\Delta\psi_{г1})^2},$          |       |

где  $\Delta\psi_{г1}(t)$  — дрейф гироскопического курса в °/ч  
 Погрешность определения гироскопического курса в равномерном прямолинейном горизонтальном полете, ... , не более, ...  
 Погрешность определения магнитного курса в наземных условиях, ... , не более, ... 0,5

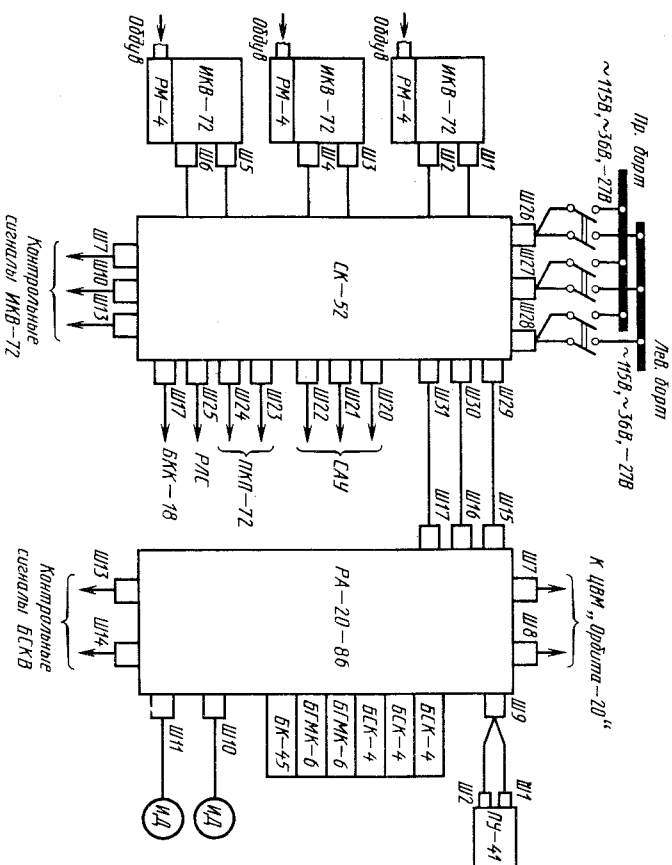


Рис. 4.39. Схема взаимодействия БСКВ, ИКВ-72 и ЦВМ "Орбита-20" на самолете ИЛ-86

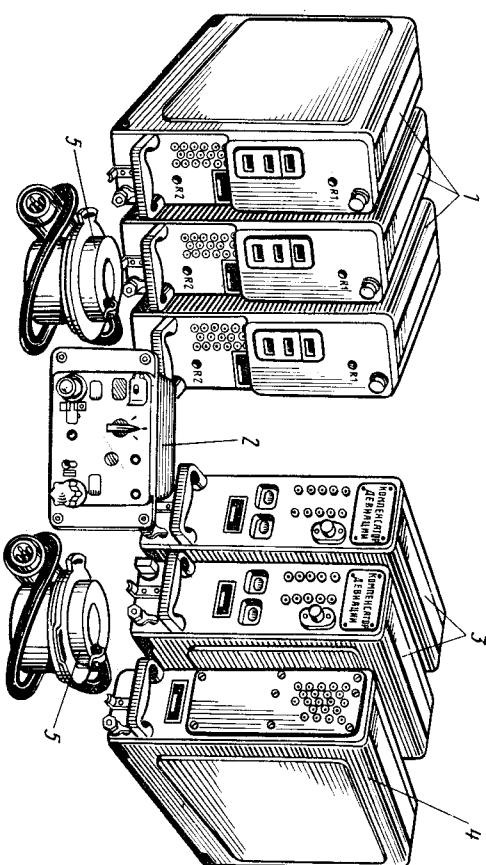


Рис. 4.40. Внешний вид комплекта БСКВ:  
 1 — блок согласования курса БСК-4; 2 — пульт управления ПУ-41; 3 — блок гироскопического курса БГМК-6; 4 — блок коммутации БК-45; 5 — датчик индукционный ИД-6 1-й серии

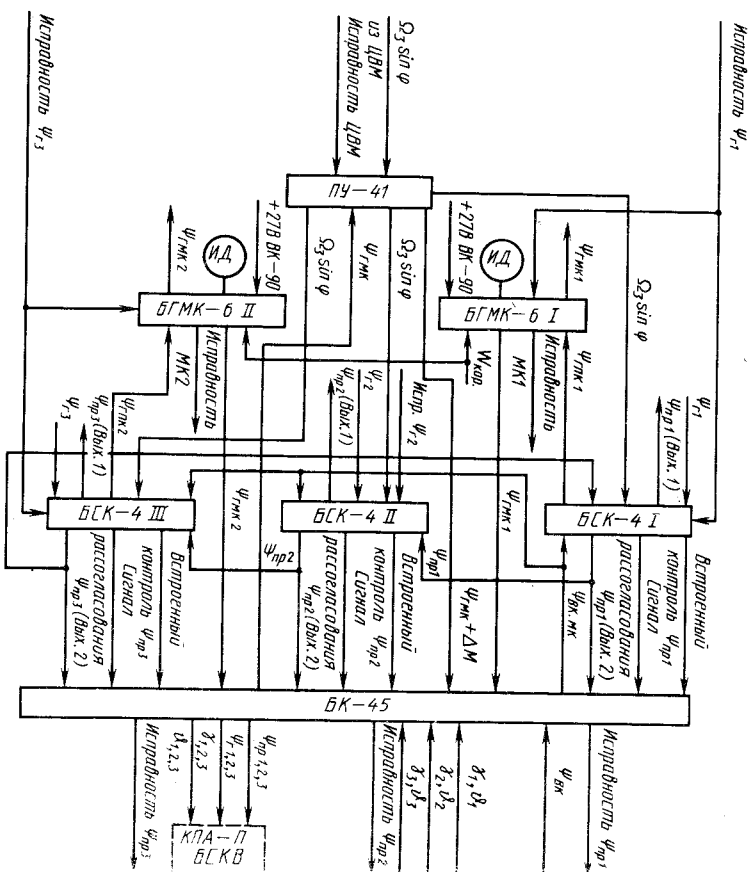


Рис. 4.41. Структурная схема базовой системы курса и вертикали БСКВ

Порог срабатывания схемы контроля, ... ° ..... 5 ± 2  
 Время готовности, с, не более ..... 25  
 Напряжение источников питания, В: ..... 25  
 переменного тока частотой 400 Гц, ..... 36  
 постоянного тока ..... 27  
 Потребляемые токи при номинальных напряжениях питания, А, ..... 3  
 не более ..... 25  
 Масса, кг, не более ..... 25

Структурная схема базовой системы курса и вертикали БСКВ (рис. 4.41) включает в себя каналы приведенного и гиromагнитного курса, а также логичные системы БСФК. Каждый из трех каналов приведенного курса обеспечивает формирование курса самолета по сигналам гироскопического БСК-4 соответствующего гироскопического датчика, который в блоке БСК-4 корректируется по сигналу широтной коррекции  $\Delta\psi_{шир}$ , поступающему автоматически с ЦВМ или вручную с ПУ-41 и по сигналу внешнего курса  $\psi_{вк}$ , поступающего с ЦВМ или из канала гиromагнитного курса. Гиromагнитный курс формируется в блоке БГМК-6 по сигналам  $\psi_{ГМК}$ , выдаваемым блоком БСК-4, и магнитного курса, поступающего от индуктивного датчика ИД-6 1-й серии.

В системе, кроме встроенного контроля курса в каждом канале, предусмотрен контроль приведенного курса методом сравнения сигналов, поступающих с трех блоков БСК-4. Структурная схема контроля приведенного курса в БСКВ показана на рис. 4.42.

Все коммутационные элементы, необходимые для управления, контроля и сигнализации размещены в специальном блоке коммутации БК-45. Блок содержит также элементы, обеспечивающие подключение контрольно-проверочной аппаратуры КПАП БСКВ к любому каналу системы и к любому гиродатчику. Все блоки одного канала (БСК-4, БГМК-6 и гиродатчик) питаются от одного источника переменного и постоянного тока и имеют общую защиту, поэтому работа канала не зависит от наличия питания других каналов БСКВ.

Устройство блоков БСК-4, БГМК-6, ПУ-41, ИД-6 1-й серии, входящих также в систему БСФК-1, рассмотрено в разд. 4.3.1.

**Блок коммутации БК-45** предназначен для формирования и коммутации управляющих и контрольных сигналов системы БСКВ. Электрическая схема блока показана на рис. 4.43.

Формирование сигналов исправности приведенного курса выполнено при помощи  $P7, P9, P11, P24 \dots P26$  и по сигналам рассогласования курса с трех БСК-4 между собой (см. рис. 4.42), сигналам встроенного контроля блоков системы БСКВ и сигналам исправностей, поступающих с гиродат-

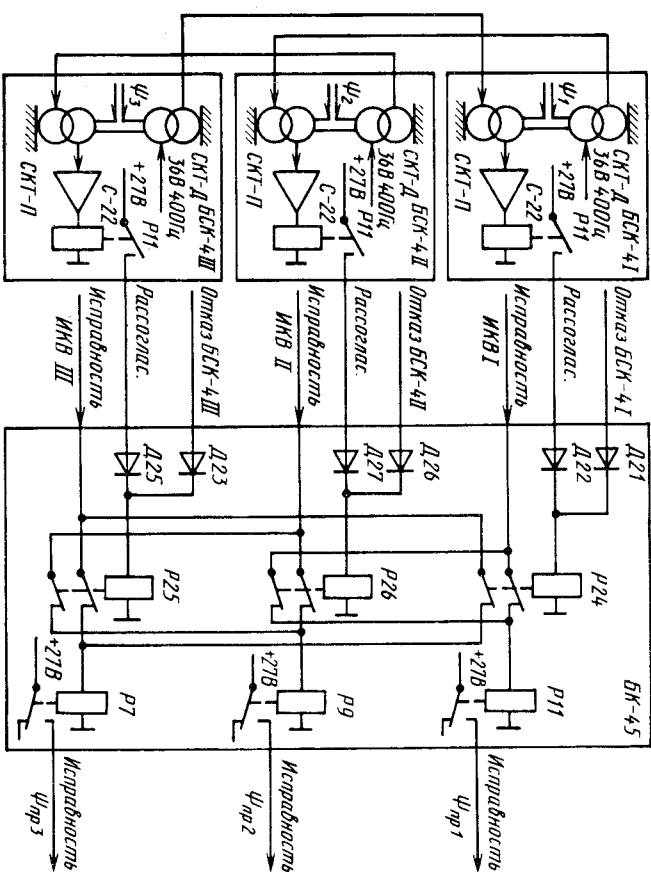


Рис. 4.42. Структурная схема контроля приведенного курса в системе БСКВ

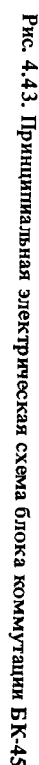


Рис. 4.43. Принципиальная электрическая схема блока коммутации БК-45

Рис. 4.44. Смена опорного меридиана в ППМ

чиков. Сигналы исправности приведенного курса выдаются потребителям поканально. На выходе сигналов исправности курса имеются развязывающие диод Д37 ... Д42.

На реле *P6*, *P18* выполнены коммутации коррекции приведенного курса по сигналам  $\Psi_{BK}$  и  $\Psi_{3K}$ . Управление реле *P6* и *P18* осуществляется по сигналу + 27 В с ПУ-41 в режиме ВК. Коммутации сигналов для коррекции приведенного курса по гиромагнитному курсу осуществляется с помощью реле *P3* и *P17*. Управление реле *P3* и *P17* осуществляется по сигналу отхода с БГМК-6 первого канала.

Для проверки БСКВ с помощью КПАП БСКВ в блоке БК-45 предусмотрена поканальная коммутация сигналов курса (репе *P12, P14, P15, P16*) и сигналов  $\gamma$  и  $\delta$  гиросдатчиков (репе *P27, P28, P30, P31*).

Для защиты контактов реле от импульсных перегрузок предусмотрены цепи, состоящие из резисторов  $R1, R11, R16 \dots R29$  типа ОМГТ-0,125-1 и диодов  $D5, D8, D28 \dots D35, D52 \dots D66$ . Диоды  $D2, D7, D9 \dots D11, D13, D15, D20 \dots D27$  – развязывающие.

Блок БК-45 выполнен в стандартном корпусе. На лицевой панели блока расположены контрольные гнезда, ручка, упор, клемма заземления. На задней панели с кодом № 47 закреплена сплошная вилка РПКМ-3-67/67 III и расположено фиксирующее отверстие  $\phi 5,6$  мм. Масса блока — не более 2,5 кг.

Обе системы имеют идентичные режимы работы каналов приведенного курса, управление которыми осуществляется с пульта управления ПУ-41; ВК – режим внешней коррекции (режим работы с бортовой ЦВМ); ППК – режим гироскопизма; МК – режим коррекции по гироскопизму курсу.

Основным режимом работы является режим ВК, предназначенный, в основном, для обеспечения связи с ЦВМ. При этом возможно управление вводом сигнала Ч ВК от ЦВМ как автоматически, так и вручную нажатием кнопки согласования на пульте ПУ-41.

В автоматическом режиме управления в блок ВСК-4 при смене ПМ из ЦВМ поступает сигнал  $\Psi_{\text{ВК}}$  совместно с опорным напряжением и исполнительным сигналом + 27 В и выполняется смена опорного меридиана (рис. 4.44). В промежутках между ПМ в блоке ВСК-4 выполняется интегрирование широтной поправки  $\Delta \sigma_{\text{шир}}$  и с блоков ВСК-4 выдается гироскопический курс, ориентированный относительно места коррекции, — приведенный курс.

Режим ВК можно использовать также для начальной (на земле) выставки курса. Для определения начального курса самолета относительно меридиана места вылета можно использовать магнитный курс, курс инерциальной системы, либо курс, вычисленный в ЦВМ (в ЦВМ использован метод выставки при пробеге самолета по ВПП). При ручном вводе курса на чальный курс устанавливается на счетчике ЗМС-ЗК пульты ПУ-41 при включенном тумблере ЗК. При нажатой кнопке "Солг." происходит начальное согласование курса в блоке ВСК-4 по заданному курсу ЗК.

Режим МК используется для дискретной коррекции приведенного курса по гиромагнитному. Для этого необходимо установить переключатель режимов работы на пульте ПУ-41 в положение "МК" и нажать кнопку "Солл."

При этом значение тироматинного курса с блока БГМК-6 с учетом склонения, вводимого вручную на счетчике ЗМС-ЗК пульта ПУ-41, поступает в блок БСК-4 для коррекции курса. Следует помнить, что в системе осушается высокая скорость коррекции тирополуконического курса по тироматинному, так как колебания магнитного курса, вызванные магнитной вострой индукционного датчика ИД-6 1-й серии, уже осреднены в блоке БГМК-6.

Режим ПК используется при отказе ЦМ или при ручном управлении каналом курса на борту самолета, для чего переключатель режимов работы с ЦМм отключается, а в блоке БСК-4 осуществляется интегрирование пилотной поправки, вводимой вручную с пульта ПУ-41. Табло "Авт" на пульте ПУ-41, сигнализирующее об автоматическом вводе широты, гаснет. В этом режиме исключается казан-либо коррекция приведенного курса.

Режим МК как и режим ПИК используются, если в процессе работы в

режиме ВК произойдет сбой показаний курса, или возникли сомнения в его значении (например, при сравнении с показаниями гиromагнитного курса). В этих случаях необходимо установить режим МК, проконтролировать значение магнитного склонения на пульте ПУ-41 и нажать кнопку согласования. После согласования показаний приведенного курса по магнитному (истинному) использовать показания.

При заходе на посадку или при стабилизации курса автопилотом после коррекции курса в режиме МК и ВК, используют режим ГПК, исключаящий непреднамеренную коррекцию курса. Следует помнить, что для обеспечения высокой точности коррекцию в режиме МК следует выполнять при установившихся условиях полета.

Система независимо от режимов работы каналов приведенного курса постоянно выдает значение гиromагнитного курса. Осреднение гиromагнитного курса по сигналам индукционного датчика в полете осуществляется непрерывно, независимо от положения переключателя режимов на пульте ПУ-41. Отключение коррекции происходит автоматически по сигналам выключателя коррекции ВК-90.

В системах БСФК, БСКВ предусмотрены устройства, обеспечивающие оперативный контроль и обслуживание. Устройства включают органы управления на ПУ-41, схему встроенного контроля, индикаторы технического состояния системы и контрольные гнезда для замера сигналов на лицевых панелях блоков БСК-4, БГМК-6. К оперативным органам управления контролем относятся кнопки "Тест" и "МК-315" на пульте ПУ-41. К индикаторам технического состояния относятся бленкер исправности на пульте ПУ-41, лампы сигнализации исправности на блоках БСК-4 и БГМК-6, курсовые шкалы на блоках БСК-4 и БГМК-6.

Схема встроенного контроля снимает сигнал исправности при нарушении работоспособности курсового или гиromагнитного канала, при отсутствии питания, а также если не исправен или не подключен гидродатчик.

При нажатии кнопки "Тест" в каналы приведенного и гиromагнитного курса подается стимулирующий сигнал, при этом происходит рассогласование следящей системы на угол около  $20^\circ$  и снимается сигнал исправности.

В отличие от ранее применяемых каналов гиromагнитного курса, в целях повышения автономности и стабильности работы гиromагнитного канала в системе БСФК ускоренное ручное согласование гиromагнитного канала в полете не предусмотрено. Эта операция выполняется автоматически при включении питания на земле. Кроме того, показание магнитного курса на индикаторах РМИ при вводе магнитного склонения на пульте ПУ-41 не меняется. Текущий курс, определяющий направление движения самолета в заданной системе координат, выдается с канала приведенного курса схемы БСФК, коррекция которого выполняется в режиме МК по магнитному меридиану, если на пульте ПУ-41 не введено магнитное склонение, или по истинному меридиану, если на пульте ПУ-41 введено магнитное склонение. Для выполнения указанной операции на пульте ПУ-41 необходимо нажать кнопку "Согл.". При этом показания текущего курса совпадут с магнит-

ным или истинным курсом самолета. Следует помнить, что включение режима МК выполняет только подготовку электрических цепей БСФК для проведения коррекции по магнитному курсу. Сама коррекция показаний  $\psi_{\text{пр}}$  происходит только при нажатии кнопки согласования.

В процессе полета необходимо следить за правильностью положения переключателя "С — Ю" и периодически изменять широту на счетчике широты пульта ПУ-41.

Система предусматривает возможность проверки работы каналов гироскопического и гиromагнитного курсов системы БСФК. Для контроля канала гироскопического курса следует нажать кнопку "Тест" на пульте ПУ-41. При этом показание курса, выдаваемого блоком БСК-4, уменьшается примерно на угол  $20^\circ$ , выпадает сигнальный флажок бленкера на пульте ПУ-41 и гаснет лампа сигнализации исправности на блоке БСК-4. Одновременно в автопилот поступает сигнал + 27 В, отключающий управление автопилота по курсу. При отпуске кнопки "Тест" показания восстанавливаются, сигнал + 27 В в автопилот не поступает.

Для контроля канала гиromагнитного курса следует нажать кнопку "МК-315". При этом отправляется показание контрольного магнитного курса в пределах  $305 \dots 325^\circ$ , сигнал исправности не снимается, а после отпущения кнопки "МК-315" в течение  $15 \dots 30$  с канал продолжает работать в режиме ускоренного слежения за индукционным датчиком, вследствие чего в указанное время могут наблюдаться неустойчивые показания магнитного курса.

Конструкция элементов компенсации магнитной девиации системы позволяет выполнять девиационные работы без доступа обслуживающего персонала к индукционному датчику. Компенсация установочной погрешности, коэффициентов поукрутовой и четвертной девиации выполняется регулирующими элементами, управление которыми осуществляется с лицевой панели блока БГМК-6. На этой же панели установлен переключатель "МК-ГМК", позволяющий при девиационных работах перевести блок в режим прямой (без осреднения) индикации compassного курса, значение которого считывается по "трубой" и "точной" шкалам блока БГМК-6. Значение магнитного курса может быть отсчитано по шкалам "тубовой" и "точной" отсчета блока БСК-4, на котором предварительно выставлено значение приведенного магнитного курса по данным внешнего пеленгования ВС.

#### 4.4. ИНЕРЦИАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ

Инерциальными системами навигации называются навигационные системы, использующие для определения скорости и координат ВС классические законы механики Ньютона для инерциального пространства.

Рассмотрим принцип инерциальной навигации на примере движения тела вдоль некоторой прямой ОХ. Пусть в некоторый момент времени  $t_1$ , соответствующий положению тела в точке  $X_1$ , тело под действием некоторой

силы начали увеличивать свою скорость от  $V_1$  до  $V_2$ . В момент времени  $t_2$  действие силы и изменение скорости прекратились, и далее тело движется равномерно. Зная начальные значения  $X_1$  и  $V_1$  необходимо определить текущие значения  $X_2$  и  $V_2$ .

Как следует из условия задачи, во время  $(t_2 - t_1)$  тело двигалось с ускорением

$$a = \frac{V_2 - V_1}{t_2 - t_1} = \frac{\Delta V}{\Delta t}.$$

Если проинтегрировать ускорение за какой-то промежуток времени, то получим полное приращение скорости. Следовательно, установив на движущемся объекте прибор, измеряющий ускорение (акселерометр), и прибор, интегрирующий это ускорение (интегратор), мы можем определить приращение скорости:

$$\Delta V = \int_{t_1}^{t_2} a dt.$$

Зная начальную скорость  $V_1$ , легко определить ее текущее значение:

$$V_2 = V_1 + \Delta V.$$

Скорость и координата находятся в такой же зависимости, как ускорение и скорость. Поэтому, имея на объекте второй интегратор, можно определить приращение координаты:

$$\Delta X = \int_{t_1}^{t_2} V dt,$$

а ее текущее значение:

$$X_2 = X_1 + \Delta X.$$

Таким образом, для определения текущих значений скорости и координаты объекта достаточно измерить ускорение объекта и дважды его проинтегрировать с учетом начальных условий. В этом и заключается принцип инерциальной навигации. Казалось бы, состав инерциальной системы может быть легко определен: акселерометр, два интегратора и два сумматора для выполнения всех указанных действий. Однако навигация относительно сферической поверхности Земли требует значительного ускорения инерциальной системы.

Чувствительным элементом инерциальной системы является акселерометр (рис. 4.45). Он представляет собой маятник, который связан с корпусом прибора посредством упругого ограничителя. Маятник имеет одну ст-

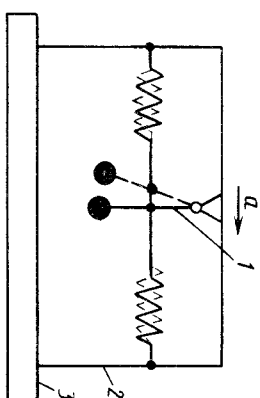


Рис. 4.45. Схема маятникового акселерометра:

1 — маятник; 2 — корпус прибора; 3 — объект

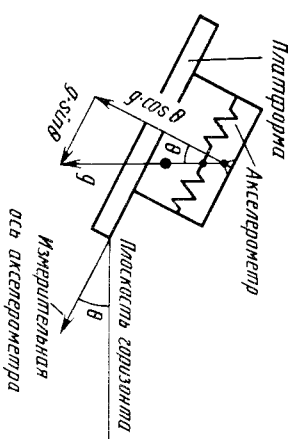


Рис. 4.46. Акселерометр на наклонной плоскости

пень свободы, поэтому акселерометр может измерять ускорение вдоль прямой, перпендикулярной плоскости отвеса и оси вращения маятника. Эта прямая называется измерительной осью акселерометра. При действии ускорения  $a$ , направленного вдоль оси чувствительности, маятник стремится в первый момент сохранить свое положение в пространстве, так как с ускорением движется только корпус прибора. Однако движение корпуса вызовет изменение положения маятника относительно корпуса и, следовательно, деформацию пружин. Сила упругой деформации пружины пропорциональна ее длине, поэтому движение маятника относительно корпуса прекратится при условии равенства силы инерции маятника и силы упругой деформации пружины. Далее при действии ускорения маятник будет двигаться вместе с корпусом. Таким образом, величина перемещения пружины служит мерой действующего ускорения.

В реальном акселерометре системы И-1 вместо механической применена "электрическая пружина", основанная на взаимодействии катушки с током с полем постоянного магнита. В этом случае мерой ускорения является сила тока, протекающего в обмотке катушки.

Если акселерометр установлен на самолете не в плоскости горизонта, то он измеряет ускорение самолета, вызванное тягой двигателя, и ускорение свободного падения, вызванное гравитационным полем Земли. При наклонном положении акселерометра (рис. 4.46) сила тяжести, действующая на маятник, стремится установить его в вертикальное положение, что вызывает смещение маятника относительно корпуса прибора. Таким образом, даже при отсутствии ускорения самолета, акселерометр выдает ложный сигнал ускорения, пропорциональный углу наклона.

Для исключения действия силы тяжести измерительную ось акселерометра необходимо удерживать в горизонтальной плоскости в течение всего полета, т.е. возникает необходимость реализации плоскости, которая сохраняла бы точно горизонтальное положение независимо от эволюций самолета. Такая плоскость реализуется в инерциальной системе с помощью

замкнутого контура, моделирующего магнитик Шулера с периодом колебаний 84,4 мин и состоящего из акселерометра, интегратора и гиросtabilизированной платформы с вычислительным устройством. Схематически магнитик Шулера представляет собой чувствительную массу, закрепленную на нити, длина которой равна радиусу Земли. Очевидно, что при любых пара-метрах движения точки подвеса вблизи Земли плечо такого магнитика все-гда будет совпадать с радиусом Земли, т.е. с вертикалью, тогда как обычный магнитик при действии ускорения устанавливается по "кажущейся" верти-кали.

В инерциальной системе в контуре, моделирующем магнитик Шулера, роль чувствительной массы играет акселерометр, роль точки подвеса гиросtabilизированная платформа, а длина плеча моделируется с помощью интегратора и вы-числительного устройства.

Структурная схема одного канала такой инерциальной системы пока-зана на рис. 4.47. На одной площадке установлены гироскоп и акселерометр. При подаче сигнала на датчик момента гироскопа последний начинает пре-цессировать, изменяя сигнал датчика угла. Этот сигнал усиливается и посту-пает на двигатель, который вращает площадку с гироскопом и акселеро-метром до тех пор, пока сигнал с датчика угла не станет равным нулю, т.е. обеспечивается принцип гироскопической стабилизации. В начальный пе-риод на датчик момента поступает усиленный сигнал акселерометра и плат-форма стабилизируется в горизонтальной плоскости (выставка в гори-зонт). Затем эта связь разрывается, и платформа сохраняет с точностью дрейфа гироскопа горизонтальное положение относительно места выставки. Затем замыкается контур Шулера, и система готова к работе. При полете ВС с ускорением на выходе первого интегратора формируется сигнал, про-порциональный приращению скорости. Складывая полученный сигнал с на-чальным значением скорости, получаем действительную линейную ско-рость самолета  $V$  и определяем угловую скорость облета самолета вокруг Земли:

$$\dot{\varphi} = \frac{V}{R},$$

где  $R$  — радиус Земли.

Интегрирование угловой скорости позволяет получить приращение ко-ординаты  $\Delta\varphi$ , на которое через моментный датчик разворачивается плат-форма, сохраняющая вследствие этого свое горизонтальное положение, суммирование найденного приращения с начальным значением  $\varphi_0$  — теку-щее значение координаты:

$$\varphi = \varphi_0 + \Delta\varphi.$$

Для того чтобы в полете площадка сохранила горизонтальное положе-ние, к гироскопу приложены кроме вышеописанного корректирующего мо-мента, пропорционального угловой скорости облета самолета относитель-

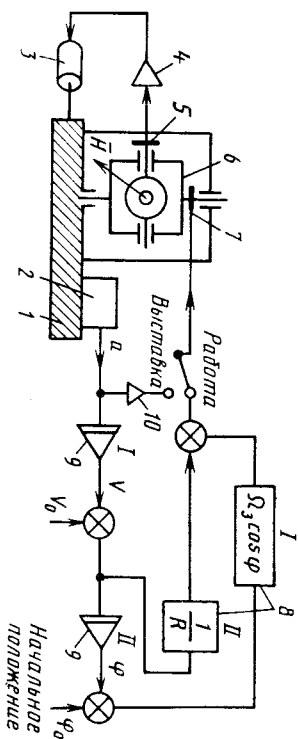


Рис. 4.47. Структурная схема одного канала инерциальной системы:

1 — площадка; 2 — акселерометр; 3 — двигатель; 4 — усилитель; 5 — датчик угла; 6 — гироскоп; 7 — датчик момента; 8 — вычислительные устройства; 9 — интегратор; 10 — усилитель акселерометра

но Земли ( $\varphi$ ) также момент, пропорциональный горизонтальной составляю-щей угловой скорости вращения Земли ( $\Omega_Z \cos \varphi$ ).

Выше был рассмотрен случай ошибки акселерометра при его наклон-ном положении относительно горизонта. Аналогичный эффект получается и при неправильном азимутальном положении измерительной оси акселеро-метра относительно выбранной системы координат. В этом случае (рис. 4.48), вдоль измерительной оси акселерометра будет действовать только составляющая фактического ускорения, точнее его проекция на измери-тельную ось. Следовательно, кроме горизонтальной, необходима и ази-мутальная стабилизация акселерометра. Последняя осуществляется тем же ги-роскопом, вертикальная ось которого принудительно вращается со скоро-стью, равной вертикальной составляющей угловой скорости вращения Земли.

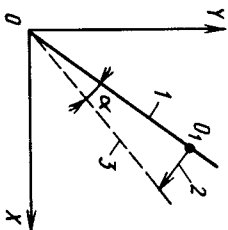
Рассмотренная выше одноканальная система пригодна для определения одной координаты. В общем случае движения ВС его местоположение опре-деляется двумя координатами, поэтому необходимо иметь два описанных канала.

Обычно на платформу устанавливаются два акселерометра так, что их оси чувствительности перпендикулярны друг другу, а платформа гироста-билизируется.

Следует отметить, что вследствие инструментальных погрешностей смо-

Рис. 4.48. Выставка акселерометра в азимуте:

1 — действительная траектория полета; 2 — ошибка в опре-делении местоположения объекта, когда он находится в точ-ке  $O_1$ ; 3 — расчетная траектория полета;  $\alpha$  — погрешность ориентации акселерометра в системе координат  $XOY$





делировать идеальный маятник Шулера не удастся, и платформа совершает вокруг горизонта небольшие колебания с периодом 84,4 мин. Это вызывает появление составляющей погрешности системы, меняющейся с этим периодом.

К любой системе инерциальной навигации предъявляются четыре основных требования. Во-первых, система должна измерять ускорение ВС в базовых осях координат. Во-вторых, система должна определять и сохранять ориентацию базовых осей координат. В-третьих, так как на ВС действует абсолютное ускорение, обусловленное суммой ускорений от действия гравитационных и негравитационных сил, то система должна обладать возможностью выделять эти ускорения. В-четвертых, система должна быть способной производить двойное интегрирование.

Первое требование в описываемой ниже аппаратуре обеспечивается применением акселерометров, измеряющих ускорение ВС в базовых осях. Второе требование реализуется применением гироскопов, которые после начальной выставки, стабилизируют базовую систему осей координат, измеряют любую угловую скорость вращения этой системы относительно инерциального пространства. Третье требование удовлетворяется либо аналитически с помощью специального вычислительного устройства, либо геометрически путем построения вертикали и настройки системы на период Шулера. Наконец, последнее требование удовлетворяется аналитическими расчетами или геометрическими построениями.

В зависимости от принципа, заложенного в построителе вертикали, возможны следующие типы инерциальных систем: геометрическая, аналитическая и полугеометрическая.

В инерциальной системе геометрического типа акселерометры при полете разворачиваются относительно гиросплатформы, неизменно ориентированной в инерциальном пространстве с таким расчетом, чтобы их оси чувствительности совпадали с соответствующими осями сопровождающего координатного трехгранника. В инерциальной системе аналитического типа горизонтальная система координат (построитель вертикали) приборно не реализуется, а моделируется в бортовом вычислителе. В инерциальной системе полугеометрического типа платформа с акселерометрами не стабилизируется в инерциальном пространстве, а непрерывно разворачивается так, что постоянно находится в горизонтальном положении. В азимуте она может быть корректируемой или свободной, т.е. не иметь коррекции на вертикальную составляющую угловой скорости вращения Земли.

#### 4.4.1. ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА И-11

Система И-11 представляет собой инерциальную навигационную систему полугеометрического типа. Она предназначена для применения на самолетах в качестве датчика автономной навигации. Система определяет текущее местоположение и курс самолета в географической системе координат, а также отклонение от заданной линии пути на девяти заранее запрограмми-

рованных участках маршрута. Система выдает и индицирует следующие навигационные параметры:

- географические координаты самолета  $\varphi, \lambda$ ;
- путевую скорость  $V_c$ ;
- угол сноса  $U_c$ ;
- северную и восточную составляющие путевой скорости  $V_N, V_E$ ;
- истинный курс самолета  $IK$ ;
- заданный путевой угол  $ЗПУ$ ;
- текущий путевой угол  $ПУ$ ;
- номер ППМ, от которого двигается самолет;
- номер ППМ, к которому двигается самолет;
- расстояние до ППМ  $S_{ост}$ ;
- боковое отклонение от заданного маршрута  $Z$ ;
- время полета до очередного ППМ  $t$ ;
- направление ветра  $\delta$ ;
- скорость ветра  $U$ ;
- показатель готовности ПП.

Система получает сигналы абсолютной высоты  $H_{абс}$  и воздушной скорости  $V$  ввоз с системы воздушных сигналов.

Кроме указанных параметров, система формирует и может выдавать сигналы углового положения самолета в пространстве — крен, тангаж, курс платформы. Поскольку положение платформы в азимуте корректируется на вертикальную составляющую угловой скорости вращения Земли ( $\Omega_z \sin \varphi$ ), с платформы поступает гироскопический курс  $\psi_{ГПК}$ .

Система установлена на самолетах Ил-62М.

В состав системы И-11 (рис. 4.49) входят: гиросплатформа ПП-1В-11 и цифровой вычислительный комплекс ЕЗ1 в составе:

- устройства ввода и индикации УВИ (ЕЗ102);
- аналого-цифрового блока связи АЦБС (ЕЗ103М);
- специализированного вычислительного устройства СВУ (ЕЗ104М);
- блока электроники ВЭ-3;
- блока автоматики БА-20;
- блока специализированного питания БСП-5;
- пульта управления ПУ-36;
- платформы (монтажного устройства) П-21;
- аккумуляторной рамы Р-3.

#### Основные технические данные

|                                                                                                   |          |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------|----------|
| Погрешность определения текущих географических координат $\varphi$ и $\lambda$ за 7 ч работы, км: | 37       |
| по боковому отклонению                                                                            | 37       |
| по дальности                                                                                      | 46       |
| Время готовности, мин. при температуре окружающей среды + 20 °С                                   | 35       |
| Напряжение источников питания, В:                                                                 | 27       |
| постоянного тока                                                                                  | 36 и 200 |
| переменного тока частотой 400 Гц                                                                  | 113,5    |
| Масса, кг                                                                                         |          |

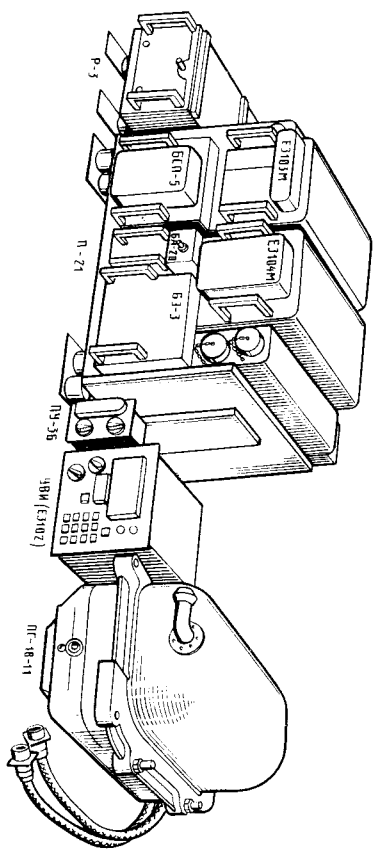


Рис. 4.49. Внешний вид инерциальной системы И-11

Функциональная взаимосвязь блоков в системе И-11 показана на рис. 4.50.

Сигналы ускорения  $a_x$  и  $a_y$ , измеренные расположенными на гироскопической платформе акселерометрами и преобразованные в блоке БА-20, в виде импульсов  $Q_x$  и  $Q_y$  поступают на блок АЦБС цифрового вычислительного комплекса (ЦВК). Импульсы  $Q_z$ , также поступающие на блок АЦБС, формируются в блоке БА-20 по сигналу с СКТ курса. Блок АЦБС в свою очередь выдает сигналы  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$ , которые проходят через блок БА-20 и поступают на датчики моментов гироскопов ДМ $\omega_x$ , ДМ $\omega_y$  и ДМ $\omega_z$  для управления гироскопической платформой.

Курсовой сигнал  $\psi_r$  гироскопической платформы через делитель в блоке БА-20 поступает в ЦВК, где используется для вычисления истинного курса самолета. На вход ЦВК поступают сигналы от акселерометров, данные о начальном местоположении (широта и долгота), а также сигналы с пульта управления ПУ-36. Используя эти данные, ЦВК вырабатывает управляющие сигналы для выставки гироскопической платформы и вычисляет навигационную информацию.

**Работа системы И-11.** Система И-11 питается от специального выпрямительного устройства ВУ-3В, преобразующего переменное напряжение 200 В 400 Гц в постоянное напряжение 28 ... 29 В. Включение ВУ-3В происходит только после включения И-11.

При отказе или кратковременном снижении напряжения постоянного тока система И-11 питается от дополнительного источника — аккумуляторной батареи. При нормальной работе бортового питания батарея подключена как буфер к выпрямительному устройству и подзаряжается от него, не участвуя в питании системы.

Питание системы только от аккумуляторной батареи осуществляется, если система И-11 включена, а бортовая сеть 200 В 400 Гц обесточена. При этом на пульте ПУ-36 загорается лампа "Bat".

Для стабилизации температуры внутри гироскопической ПГ-1В-11, бло-

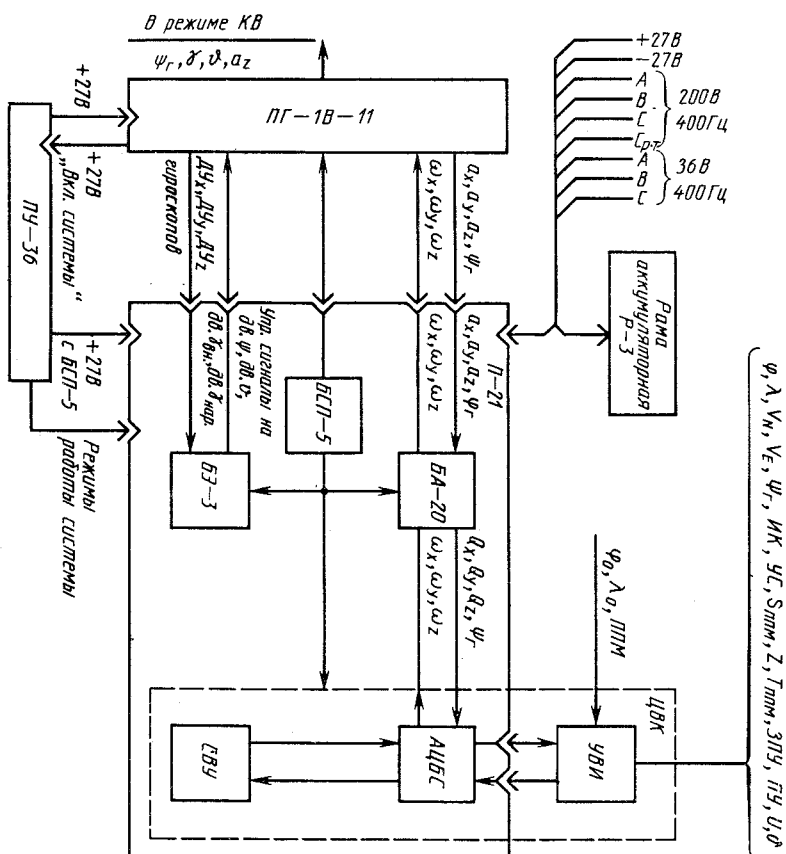


Рис. 4.50. Структурная схема системы И-11

ков ВУ-3В, БА-20, ВСП-5, АЦБС и устройства СВУ предусмотрен их обдув воздухом, поступающим от воздушной сети самолета.

Система имеет следующие режимы работы: "Отключено", "Обогрев", "Выставка", "Навигация", "Контроль".

Включение системы и переключение режимов производится с пульта управления ПУ-36 установкой нижнего переключателя из положения "Откл" в положения "Обог", "Выст", "Навиг" или "Контр", при этом верхний переключатель должен быть установлен в положение, соответствующее определенному режиму выставки или работы.

Система включается в режим "Обогрев" перед режимом "Выставка" или одновременно с ним. В первом случае режим "Обогрев" включается установкой нижнего переключателя пульта управления ПУ-36 в положение "Обог", и после прогрева блоков системы нижний переключатель ПУ-36 переводится в положение "Выставка". Время выхода на температурный режим при работе обогрева в условиях нормальной и повышенной температуры составляет 10 ... 12 мин. В условиях пониженной температуры

время выхода увеличивается на 0,2 мин на каждый градус ( $^{\circ}$  С). Во втором случае нижний переключатель ПУ-36 устанавливается в положение "Обот", а после затворения лампы "Обогрев" — в положение "Выст". При этом переключение системы в режим "Выставка" происходит автоматически. Термостагирование системы продолжается во всех последующих ре- жимах.

Прохождение процесса "выставка" контролируется на УВИ по значению параметра "показатель готовности" (ПГ).

В системе И-11 предусмотрено три режима выставки, отличающиеся способами азимутальной выставки.

Выставка "одинарным гироскомпасированием" (ОГК) является основным видом выставки, определяющим время готовности системы. Основные подрежимы выставки, их длительность и характеризующие их значения показателя готовности приведены на циклограмме рис. 4.51, а.

В подрежиме грубой выставки (ПГ-90) осуществляется предварительное ориентирование платформы по сигналам СКТ-датчиков углов  $\psi$ ,  $\gamma$ ,  $\delta$ . Сигналы с СКТ через усилители стабилизации платформы (УСП) блока БЭ-3 поступают на двигатели Дв $\psi$ , Дв $\gamma$ , Дв $\delta$ . Двигатели обрабатывают углы расхождения до тех пор, пока сигналы СКТ не станут равны нулю.

По окончании грубой выставки формируется команда + 27 В "Горизонтирование", а на индикаторе ПГ устройства УВИ цифра "90" заменяется на цифру "80".

В подрежиме горизонтирования (ПГ-80) сигналы акселерометров, характеризующие отклонения платформы от плоскости горизонта, через усилители моментных датчиков поступают на датчики моментов гироскопов. В результате прецессии гироскопов изменяются выходные сигналы датчиков углов. Эти сигналы через усилители стабилизации платформы подаются на двигатели следящих систем, поворачивающие платформу до тех пор, пока не произойдет совмещение осей платформы с плоскостью горизонта. В азимуте платформа удерживается с помощью сигналов с СКТ курса.

Во время подрежима грубой выставки или горизонтирования в вычислитель с помощью устройства УВИ должны быть введены начальные координаты  $\varphi_0$ ,  $\lambda_0$ . Если  $\varphi_0$  к концу горизонтирования не будет введено, переход к последующему подрежиму не произойдет.

Подрежим "аналитического гироскомпасирования" или азимутальной выставки разбит на следующие основные этапы:

грубое гироскомпасирование (ПГ-70 ... ПГ-60);  
точное гироскомпасирование.

Перед началом грубого гироскомпасирования информация об азимутальном угле  $\epsilon$  отсутствует, и он в начале этого этапа принимается равным нулю (т.е. предполагается, что ось  $Y$  ориентирована на север). При этом расчетные величины, составляющих угловой скорости вращения Земли по горизонтальным осям  $X$ ,  $Y$  не равны фактическим, что приводит к появлению видимого ухода гиросплатформы от горизонта. Этому уходу препятствуют сигналы горизонтирования, вырабатываемые вычислителем по ин-

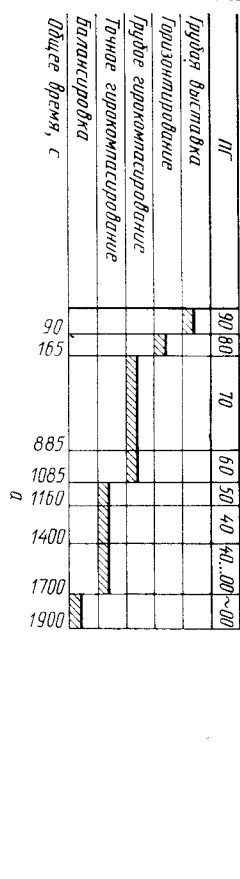


Рис. 4.51. Циклограмма подрежима выставки:  
а — "одинарное гироскомпасирование"; б — "двойное гироскомпасирование".

формации от акселерометров. Коэффициенты передачи цепей горизонтирования выбраны достаточно большими, так что переходные процессы в системе проходят весьма быстро, причем установившиеся отклонения гиросплатформы от горизонта не превышает нескольких угловых минут.

Остаточные сигналы горизонтирования, зависящие от фактического азимута, используются для уточнения расчетной величины азимутального угла  $\epsilon$ . Полученное  $\epsilon$  является первым приближением, поскольку из-за больших коэффициентов цепей горизонтирования система реагирует на помехи в сигналах акселерометров, вызванные колебаниями самолета.

На этапе точного гироскомпасирования (ПГ-40) окончательно определяется азимутальный угол  $\epsilon$ . На этом этапе коэффициенты передачи цепей горизонтирования уменьшаются. При этом из-за ошибки определения азимутального угла на предыдущем этапе снова возникает уход гиросплатформы от горизонта. Уход гиросплатформы приводит к дополнительным сигналам акселерометров, с помощью которых вычислитель корректирует азимутальный угол. После окончания переходных процессов вычисления азимутальный угол становится равным фактическому.

Повышение точности определения азимутального угла по сравнению с предыдущим этапом связано с уменьшением коэффициентов передачи цепей горизонтирования, что снижает влияние эволюций самолета на про-

цесс гироскомпасирования. Вместе с тем время переходного процесса вычисления азимутального угла по сравнению с предыдущим этапом возрастает.

В процессе вычисления азимутального угла с ориентации платформ сохраняется неизменной. Вычисленный азимутальный угол вводится в оперативную память устройства СВУ и используется в режиме "Навигация".

Далее в подрежиме "Балансировка" выполняется компенсация составляющих дрейфа гироскопа по горизонтальной и азимутальной осям. В процессе балансировки по азимутальной оси сводится к минимуму потребление энергии, вызываемые колебаниями самолета из-за различных возмущений — порыв ветра, хождения экипажа, заправки горючего.

Балансировочные сигналы записываются в блоке оперативной памяти ЦВК и добавляются к сигналам подаваемым на ДМ гироскопов в режиме "Навигация". После окончания балансировки выдается команда "Готовность" — на пульте ПУ-36 загорается лампа "Готовность".

В режиме ОК удаётся скомпенсировать только северную составляющую дрейфа гиросплатформы. Восточную составляющую дрейфа гиросплатформы после окончания гироскомпасирования устранить невозможно. Для полной компенсации дрейфа гиросплатформы и соответствующего повышения точности выставки используется режим двойного гироскомпасирования.

Выставка двойным гироскомпасированием (ДПК) применяется при регламентных работах и превентивной подготовке системы. Отличительной особенностью ДПК является наличие подрежима дополнительного гироскомпасирования (ДП), в котором гиросплатформа повернута на 90° по часовой стрелке в азимуте относительно основного положения. Поворот происходит автоматически за счет переключения обмоток СКТ о синусной на косинусную в подрежиме "Труба" выставки.

Основные подрежимы ДПК, их длительность и значения показателей готовности приведены на циклограмме рис. 5.51, б.

Подрежимы "Труба" выставка" и "Горизонтирование" аналогичны описанному ранее в ОК.

В подрежиме ДП производится гироскомпасирование повернутой платформы, что дает возможность скомпенсировать составляющую дрейфа гиросплатформы по восточной оси. В результате дополнительного гироскомпасирования вычисляется азимутальный угол  $\epsilon$  и производится превентивная балансировка. Балансировочные сигналы этапа дополнительного гироскомпасирования сохраняются в дальнейшем до окончания выставки.

В подрежиме "Разворот" (Р) в блоке автоматики БА-20 вырабатываются сигналы, разворачивающие центральную часть гиросплатформы в основное положение за счет переключения обмоток СКТУ с косинусной на синусную.

В подрежиме основного гироскомпасирования (ОК) снова вычисляется азимутальный угол  $\epsilon$  по циклограмме одинарного гироскомпасирования, в результате чего определяются окончательные балансировочные сигналы.

Выставка по заданному курсу (ЗК) осуществляется при известном

стойноном курсе самолета. В этом случае подрежимы "Труба" выставка" и "Горизонтирование" аналогичны описанным ранее.

Подрежим "Балансировка" осуществляется в два этапа: грубая балансировка; точная балансировка.

Полнота азимутальной выставки и балансировки гиросплатформы определяется ошибкой, используемой информации о стойноном курсе  $\psi_0$ .

В режиме "Навигация" вычислитель системы, используя информацию от акселерометров и датчика курсового угла гиросплатформы, системы воздушных сигналов и данные о координатах места стоянки самолета, определяет навигационные параметры в течение всего времени полета. В системе предусмотрена коррекция параметров  $\varphi$ ,  $\lambda$ ,  $\delta_{\text{ост}}$ ,  $Z$  при ручном вводе  $\Delta\delta$  и  $\Delta Z$ .

Режим "Контроль" обеспечивает автономную проверку системы без подключения контрольно-проверочной аппаратуры. Качество работоспособности системы определяется путем сравнения полученных значений навигационных параметров с их значениями, заложенными в памяти вычислителя. В качестве стимулирующего сигнала используется эталонное возмущение, воспринимаемое системой как действие ускорения. Если контролируемые значения выйдут за пределы допустимых погрешностей, то с вычислителя выдается сигнал "Неисправность". Это означает, что система И-11 работоспособна, но не выдерживает заданных точностей определения навигационных параметров.

Для проведения контроля после окончания режима "Выставка" нижний и верхний переключатели пульта ПУ-36 устанавливаются в положение "Контроль". Продолжительность режима "Контроль" — 60 мин.

Встроенный контроль системы И-11 обеспечивает проверку правильности работы системы стабилизации платформ, акселерометров, вторичных источников питания и вычислителя во всех режимах работы, кроме режима "Обогрев" и "Труба" выставка".

При неисправности системы стабилизации платформ, акселерометров, вторичных источников питания встроенный контроль выдает команду "Отказ системы", по которой снимается питание всей системы, и сигнал, указывающий место отказа. При этом соответственно отказу на блоке БА-20 горят лампы "Отказ гироскопов" или "Отказ акселерометров", на блоке БСП-5 горит лампа "Отказ БП".

При отказах системы ЕЗ1 и преобразователей ПИК блока БА-20 на пульте управления ПУ-36 загорается лампа "КВ" и прекращается вычисление текущих координат и система переходит автоматически в режим "Курсовый контроль". При отказе системы ЕЗ1 на приборе ЕЗ103 горит лампа "Отказ ЕЗ1". Система встроенного контроля сохраняет информацию об отказах и после снятия питания системы.

Гиросплатформа ПУ-1В-11 предназначена для удержания осей чувствительности акселерометров в плоскости горизонта, фиксированного направления относительно Земли и для выдачи информации об угловых положениях самолета и сигналов, пропорциональных ускорениям, воздействующим на платформу.

Гироштанформа представляет собой стабилизированную четырехрамочную платформу с двумя трехстепенными аstaticкими гироскопами (рис. 4.52). Платформа установлена на самолете так, что ось  $Y$  наружной рамы 1 кардана подвеса — рамы наружного крена — ориентирована по продольной оси объекта. Рама 2, ось вращения  $X$  которой перпендикулярна оси  $Y$ , называется рамой тангажа. Рама 3 называется рамой внутреннего крена, рама 4 — рамой курса.

На стабилизированном основании, закрепленном на раме курса, расположены три акселерометра  $A_x, A_y, A_z$  типа ДА-1 и два гироскопа Г1, Г2 типа ГПА-20.

В качестве датчиков информации об угловом положении самолета по осям гироскопы (курс, крена и тангажа) используются синусно-косинусные трансформаторы. Отсчет углов — двухканальный (грубый и точный).

Акселерометры установлены так, что их оси чувствительности взаимно перпендикулярны. Акселерометры  $A_x$  и  $A_y$  используются для решения навигационной задачи, акселерометр  $A_z$  служит для выдачи сигналов, пропорциональных вертикальному ускорению. Ось кинетического момента гироскопа Г2 ориентирована по оси  $X$  платформы. Ось кинетического момента гироскопа Г1 ориентирована по оси  $Y$ . Каждый из гироскопов имеет возможность прецессионного поворота вокруг двух осей.

При эволюциях самолета оси  $\psi$  и  $\gamma$  меняют свое положение в пространстве, и поэтому между датчиками угла  $\psi, \gamma$  и следящими системами  $Y_{\psi}, \gamma$  включен преобразователь координат ПК $\psi$ , связанный с курсовой осью  $\psi$ .

Система стабилизации относительно оси  $Z$  (следящая система по оси курса  $\psi$ ) работает следующим образом. На моментный датчик ДМ $\omega_z$  гироскопа Г1 из блока БА-20 поступает электрический сигнал, компенсирующий вертикальную составляющую угловой скорости вращения Земли. Моментный датчик ДМ $\omega_z$  накладывает на гироскоп Г1 момент и вызывает прецессию относительно оси его наружной рамы. При этом сигнальная обмотка индукционного датчика угла  $\psi, \gamma$ , связанная с внутренней рамой гироскопа, выдает напряжение на вход усилителя стабилизации платформ УСЦ $\psi$ .

Любое отклонение платформы относительно оси  $Z$  под действием вредных моментов приводит к рассогласованию датчика угла, после чего приращение платформы к оси  $Z$  осуществляется вышеописанным способом.

Стабилизирование платформы по осям  $X, Y$  происходит аналогичным образом. Для обеспечения стабилизации и слежения относительно осей  $X$  и  $Y$  при любых значениях угла  $\psi$  используется преобразователь координат ПК $\psi$ , через который проходят сигналы отклонения гироскопов по осям  $X$  и  $Y$ . Преобразователь координат представляет собой синусно-косинусный трансформатор, на котором осуществляется распределение сигналов, снимаемых с гироскопов в соответствии с положением стабилизированного основания по отношению к карданову подвесу.

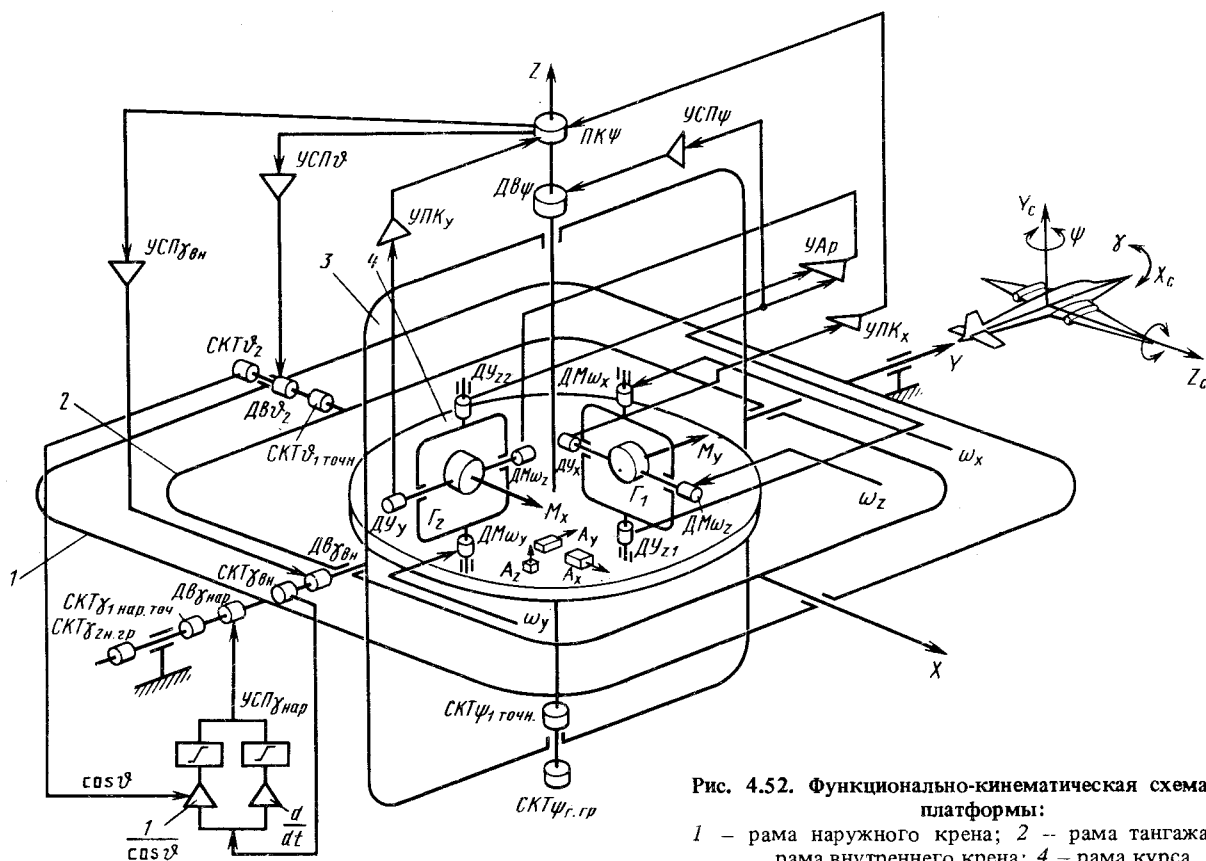


Рис. 4.52. Функционально-кинематическая схема гиро-платформы:

1 — рама наружного крена; 2 — рама тангажа; 3 — рама внутреннего крена; 4 — рама курса

Обь кинетического момента гироскопа Г2 должна быть перпендикулярна оси кинетического момента гироскопа Г1. Для обеспечения этого условия предусмотрен канал арретирования.

На вход усилителя арретирования УАр с датчика угла ДУ<sub>З2</sub> подается сигнал рассогласования между азимутальной осью гироскопа Г2 и азимутальной осью платформы. С выхода усилителя сигнал поступает на ДМ<sub>ω<sub>З2</sub></sub> и заставляет гироскоп Г2 прецессировать в азимуте до тех пор, пока не будет обеспечено согласование гироскопа Г2 с гироскопом Г1. Кроме сигнала ДУ<sub>З2</sub> на вход усилителя арретирования дополнительно подается сигнал ДУ<sub>З1</sub>. Следовательно, при работе следящей системы канала курса оси кинетических моментов Г1 и Г2 будут перпендикулярны.

В системе подвеса платформы применена дополнительная четвертная рама, необходимая для работоспособности платформы при любом положении самолета. Следящая система канала наружного крена, т.е. канала уравнения четвертой рамой, работает по сигналам с СКГ<sub>вн</sub>, ротор которого жестко связан с рамой внутреннего крена, а статор — с рамой тангажа.

Сигнал с СКГ<sub>вн</sub> подается на вход усилителя обработки по наружному крену, а затем на двигатель. Для сохранения динамических характеристик следящей системы в усилителе УСКГ<sub>нар</sub> предусмотрена автоматическая регулировка коэффициента усиления (АРУ) по закону  $1/\cos\theta$ , так как при увеличении угла тангажа  $\theta$  одно и то же рассогласование по  $\gamma_{вн}$  требует все большего угла обработки  $\gamma_{нар}$ . Сигнал, пропорциональный углу  $\theta$ , поступает на УСКГ<sub>нар</sub> с СКГ<sub>в</sub>. На каждой оси установлено по два двигателя, что позволяет помимо уменьшения передаточного отношения редуктора выбирать люфт в редукторах методом электрического смещения.

Для создания оптимального теплового режима в гиropлатформе обеспечивающего уменьшение вредных моментов, вызываемых изменением плаваемости гироскопов и конвекционными потоками, и стабилизацией масштабов коэффициентов гироскопов и акселерометров, имеется система обогрева, состоящая из цепей термостатирования гироскопов, акселерометров, кожаных и корпуса. Работа всех цепей обогрева одинакова и построена по принципу мостовой схемы. При отклонении температуры от требуемого значения равновесие моста нарушается и через усилитель обогрева на нагревательный элемент подается напряжение.

**Акселерометр ДА-1.** Датчик акселерометра представляет собой чувствительный элемент подплатформы акселерометра компенсационного типа принцип действия которого основан на измерении с помощью электрической пружины инерционного момента маятника.

Сигнал с датчика угла, представляющего собой индукционный датчик трансформаторного типа, через усилитель поступает в катушки ротора датчика момента, который создает момент, уравновешивающий возмущающий момент от действующего ускорения. В качестве датчиков момента используются датчики магнитоэлектрического типа.

С целью уменьшения момента трения в опорах и демпфирования собственных колебаний подставка прибор заполнен специальной жидкостью

удельный вес которой равен среднему удельному весу подставка. Для уменьшения трения в опорах и зоны неопределенности нулевого сигнала в приборе применена схема, обеспечивающая динамическое взвешивание подставка. Для компенсации температурного расширения жидкости, заполняющей прибор, предусмотрен сильфон. Для разогрева прибора до рабочей температуры на корпус прибора наклеен обогревательный элемент.

С лицевой стороны прибора установлена плата с печатным монтажом, на который крепятся регулировочные резисторы, конденсаторы и расположенный выходные контакты прибора.

Датчик ДА-1 имеет базовые поверхности для установки на гиropлатформу и выставку его оси чувствительности.

**Гироскоп ГПА-20** является чувствительным элементом стабилизации гиropлатформы относительно координатных осей.

Гироскоп состоит из трех основных узлов: гиروزла (подставка), карданова подвеса и корпуса.

Гиروزел представляет собой основание и два кожаных, герметично в него вклеиваемые. В основание гиروزла с помощью накладки установлен трехфазный, синхронный гистерезисный гироскоп. Внутренняя полость гиروزла заполнена газовой смесью. На кронштейны, находящиеся на гиروزле, крепятся роторы датчиков углов и моментов (ДУ и ДМ).

Сигналы, пропорциональные углу отклонения гиروزла относительно корпуса по двум осям (горизонтальной и вертикальной), снимаются с двух пар индукционных трансформаторных датчиков угла. На каждой координатной оси прибора установлено по два датчика момента, предназначенных для ввода сигналов, компенсирующих постоянный уход гироскопа и сигналов, изменяющих положение гиروزла в пространстве.

В гироскопе предусмотрена регулировка крутизны датчиков момента и величины их входного сопротивления, а также компенсации перекрестного влияния.

**Гиropлатформа ПГ-1В-1** (рис. 4.53) состоит из узла корпуса с амортизацией; карданова подвеса и кожаных.

К корпусу 1 при помощи кронштейна крепится система амортизации, состоящая из несущей рамы 2 и четырех амортизаторов 3.

Карданов подвес состоит из четырех рам: наружного крена 4; тангажа 5; внутреннего крена 6 и курса 7.

Рама наружного крена подвешена в корпусе, остальные рамы подвешены одна в другой на подшипниках, установленных во фланцах. Во фланцах установлены СКГ-265 "трубного отсчета" и СКГ-6465 "точного отсчета".

Углы поворота рам тангажа и внутреннего крена ограничены упорами и составляют соответственно  $\pm 120$  и  $\pm 14^\circ$ . Для обработки по всем осям на рамах и корпусе установлены двигатели с редукторами. На рамах и корпусе установлены чувствительные и обогревательные элементы системы термостатирования, а также элементы монтажа и балансировки.

Узел курсовой рамы состоит из рамы курса и угла основания, которые крепятся неподвижно на раму внутреннего крена. Основание состоит из



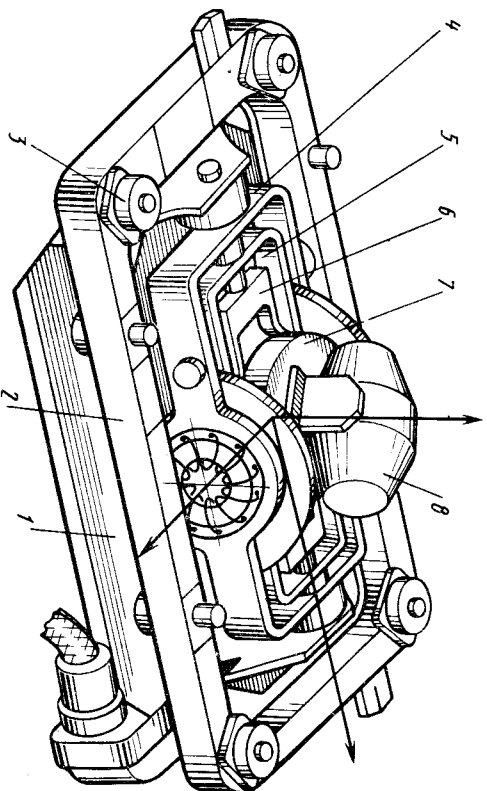


Рис. 4.53. Конструктивное устройство гиrolаформы ПГ-1В-11:

1 – узел корпуса; 2 – рама корпуса; 3 – амортизаторы; 4 – рама наружного крена; 5 – рама тангажа; 6 – рама внутреннего крена; 7 – рама курса (азимутальная); 8 – тирокон ПГА-20

верхнего основания и нижнего фланца, соединенных системой подвески. На внешней стороне узла подвески расположен коллектор. На верхнем основании установлены три датчика акселерометра типа ДА-1, два двигателя с редукторами, блок СКТ и два усилителя УИТ. Блок СКТ состоит из платы, на которой установлено три трансформатора-датчика: СКТ-225Д “трубного отсчета”, СКТ-220Д “точного отсчета” и СКТ-225Д, используемого в качестве координатного преобразователя.

СКТ “трубного отсчета” и ПКЧ связаны зубчатой передачей с шестерней, расположенной на оси курса. СКТ-220Д соединен с зубчатой передачей посредством редуктора ( $i = 32$ ). На верхнем основании и нижнем фланце установлены тирокон ПГА-20 9. Тирокон и акселерометры ДА-1 выставлены по базовым упорам, что обеспечивает взаимную выставку измерительных осей тирокон и акселерометров с заданной точностью.

Кожух обеспечивает герметизацию, предохраняет от механических повреждений и позволяет благодаря наружному обдуву поддерживать заданную температуру в гиrolаформе.

Для поддержания заданного температурного режима работы платформы закрыта двумя теплоизоляционными кожухами, которые соединяются между собой прижимными замками.

**Цифровой вычислительный комплекс ЕЗ1** обеспечивает работу системы И-11 на этапе предполетной подготовки и в полете.

Основными особенностями цифрового вычислительного комплекса являются:

цифровой способ решения навигационных задач, обеспечивающих высокую точность;

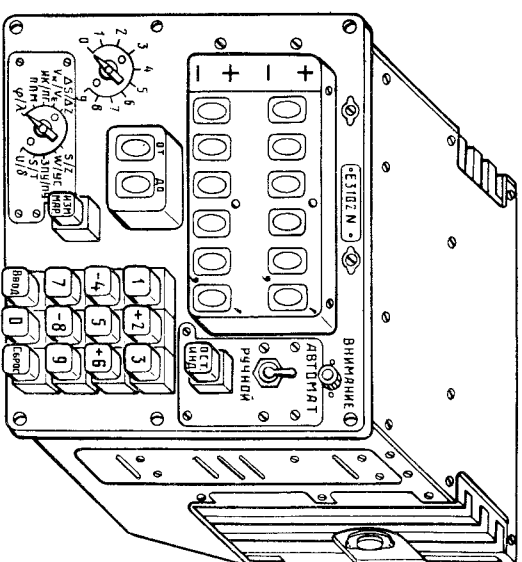


Рис. 4.54. Устройство ввода и индикации (ЕЗ102)

жесткая программа вычислений, зашитая в память, точное взаимодействие входящих в вычислительный комплекс блоков, представляющих самостоятельную функциональную единицу в составе системы И-11;

конструктивное исполнение блоков в виде стандартных взаимозаменяемых кассет, не требующих подрегулировки после замены; необходимость непрерывного электроснабжения во избежание возможных сбоев.

В состав цифрового вычислительного комплекса (ЦВК) входят (см. рис. 4.55): устройство ввода и индикации (УВИ), аналого-цифровой блок связи (АЦБС) и специализированное вычислительное устройство (СВУ).

Устройство ввода и индикации (рис. 4.54) предназначено для набора и ввода исходных данных и индикации навигационных параметров. На лицевой панели УВИ размещены кнопки для набора исходных данных, переключатели параметров, индикаторы, а также ряд кнопок и рукояток управления.

Преобразование вводимых исходных данных и выходных результатов вычислений обеспечивается устройствами ввода, преобразования и обмена, входящими в УВИ. В процессе набора десятичных величин запоминаются на регистрах памяти (для индикации) и на сдвигающем регистре, обеспечивающем выдачу набираемой величины в АЦБС. Выдача кода в АЦБС происходит после нажатия кнопки “Ввод” (код двуполарный, последовательный). При этом из АЦБС поступают последовательно 24 импульсы и информация выводится на УВИ.



Информация из АПБС поступает в УВИ также в виде двуполлярного последовательного кода и после преобразования и получения команды "Запись" высвечивается на индикаторах в соответствии с положением перекрестчатых параметров.

Блок питания УВИ обеспечивает преобразование напряжения бортовой сети 27 В в напряжения 3,5 В, 5 В и 6,3 В, необходимые для работы УВИ, и переменного напряжения 115 В 400 Гц в постоянное напряжение + 220 В, используемое для питания индикаторов.

Аналоговый блок связи АПБС (Е3103) предназначен:

для преобразования исходных данных, поступающих с УВИ и аналоговых датчиков системы И-11, в код последующих вычислений в СВУ;

для преобразования выходной кодовой информации СВУ в аналоговый вид и для индирования на УВИ;

для задания такта работы ЦВК (0,1 с).

В основе логики работы АПБС лежит последовательный опрос каждого преобразователя по командам СВУ. Код адреса из СВУ поступает в устройство связи, где он дешифруется и подается на соответствующий преобразователь. При опросе входных преобразователей код числа поступает в СВУ. При поступлении адреса на выходные преобразователи из СВУ через устройство связи поступает также и код числа на соответствующий преобразователь.

Преобразователи входных и выходных команд обеспечивают согласование входных и выходных команд и сигналов ЦВК с устройствами системы И-11.

Команды поступают на АПБС в виде напряжения постоянного тока + 27 В. Напряжение 27 В преобразуется в выходной канал оптоэлектронным ключом, что обеспечивает гальваническую развязку входных цепей и цепей ЦВК. Выходные команды также через гальваническую развязку преобразуются в + 27 В или - 27 В.

Преобразование сигналов ускорения из последовательных импульсов в параллельный двоичный код производится с помощью реверсивного счетчика. Сигнал подается в АПБС по двум цепям, соответствующим положительному и отрицательному ускорениям. В СВУ используется приращение количества импульсов за такт работы ЦВК, пропорциональное ускорению объекта. Счетчики работают без обнуления.

СВУ программным путем вычисляет приращение сигнала и его знак. С целью обеспечения достоверности съема информации СВУ производит тройной опрос счетчика в каждом такте работы.

Входные сигналы с датчиков типа СКТ преобразуются в двоичный код с помощью преобразователя отношения напряжений (ПОН). На вход АПБС с каждого из датчиков поступают сигналы, пропорциональные синусу и косинусу угла. В преобразователе вырабатывается код квадранта, которому принадлежит угол и формируется код, соответствующий тангенсу угла в пределах этого квадранта.

Выходной преобразователь код-напряжение (ПКН) используется для выдачи аналоговых сигналов, пропорциональных синусу и косинусу углов ИК и УС. Принцип действия преобразователя состоит в суммировании электрических сигналов, вес каждого из которых определяется разрядом цифрового кода.

Обмен информацией с УВИ происходит двуполлярным последовательным кодом с помощью следующих устройств АПБС:

формирователи импульсов сдвига, запускающегося при поступлении команды "Ввод" от УВИ и выдающего в УВИ 24 импульса;

формирователи последовательного однополлярного кода из двуполлярного кода, поступающего из УВИ;

сдвигового регистра, преобразующего последовательный код в параллельный для последующей его передачи в СВУ последовательно-параллельным 8-разрядным кодом.

Обмен информацией производится в соответствии с адресами, вырабатываемыми в СВУ. Код адреса - 8-разрядный.

Команда из АПБС "Ответ готовности" формируется по сигналу от ПОН "Конец преобразования" и команде "Опрос готовности". По команде "Присоединение СВУ" АПБС выдает информацию в СВУ.

Генератор АПБС задает такт работы ЦВК (0,1 с) и вырабатывает импульсы (40 кГц, 80 кГц, 327 кГц) для синхронизации работы устройств, входящих в АПБС и УВИ.

Блок питания АПБС обеспечивает преобразование напряжения бортовой сети 27 В в напряжения, необходимые для работы АПБС.

Все устройства, входящие в состав АПБС, кроме блока питания, выполняются на печатных платах.

ПОН представляет собой отдельный узел, состоящий из трех плат и заканчивающийся колодкой для подпайки внешних проводов.

Перед установкой в АПБС отдельные устройства стягиваются между собой с помощью рамок и шпильки, а затем крепятся к корпусу блока.

На передней панели расположены две запирающие ручки и лампа "Отказ ЦВК", на задней панели - два разъема типа РПКМ.

При передаче информации из АПБС в УВИ работают следующие узлы АПБС:

сдвиговый регистр, на вход которого поступил параллельный код для преобразования в однополлярный последовательный код;

формирователь импульсов сдвига, запускающийся при поступлении соответствующего адреса из СВУ и выдающий 24 импульса в сдвиговый регистр;

формирователь двуполлярного кода, соответствующего однополлярному, для выдачи в УВИ.

Обмен информацией с СВУ происходит следующим образом. Из СВУ на соответствующие регистры устройства связи АПБС поступают код адреса и управляющие сигналы. После дешифрации код адреса и управляющие сигналы передаются на преобразователи.

При обращении к входным преобразователям (реверсивный счетчик преобразователь отношения напряжений, преобразователь сигналов и команд УВИ), коды чисел, в соответствии с кодом адреса и управляющими сигналами, через цифровой регистр устройства связи АЦБС выданы в СВУ. При обращении к выходным преобразователям (преобразователь кода напряжения, преобразователь сигналов и команд) одновременно с адресом и управляющими сигналами из СВУ через цифровой регистр выдается код числа.

Выдача информации в СВУ и прием информации из СВУ (код числа) ведется по независимым каналам.

Специализированное вычислительное устройство (Е3104) представляет собой цифровой вычислитель, предназначенный для решения заданной задачи на основании исходных данных, поступающих из АЦБС. Система кодирования чисел и команд — двоичная. СВУ состоит из устройства управления, арифметического устройства, запоминающего устройства, устройства контроля, устройства обмена и блока питания.

Устройство управления предназначено для управления выполнением вычислительных операций и формирования последовательности сигналов для всех функциональных устройств вычислителя в соответствии с командами, получаемыми им из запоминающего устройства.

Арифметическое устройство предназначено для выполнения вычислительных операций над числами, командами и образования очередного номера следующей команды.

Запоминающее устройство предназначено для хранения различной информации, как постоянной (в ДЗУ), так и переменной (в ОЗУ).

Программа вычислений, составленная в соответствии с решаемыми задачами, определяется последовательностью работы СВУ как в пределах одного такта (0,1 с), так и при различных режимах работы системы И-11.

Устройство контроля предназначено для автоматического обнаружения неправильного выполнения передач между отдельными устройствами вычислителя и для контроля правильности выполнения отдельных операций.

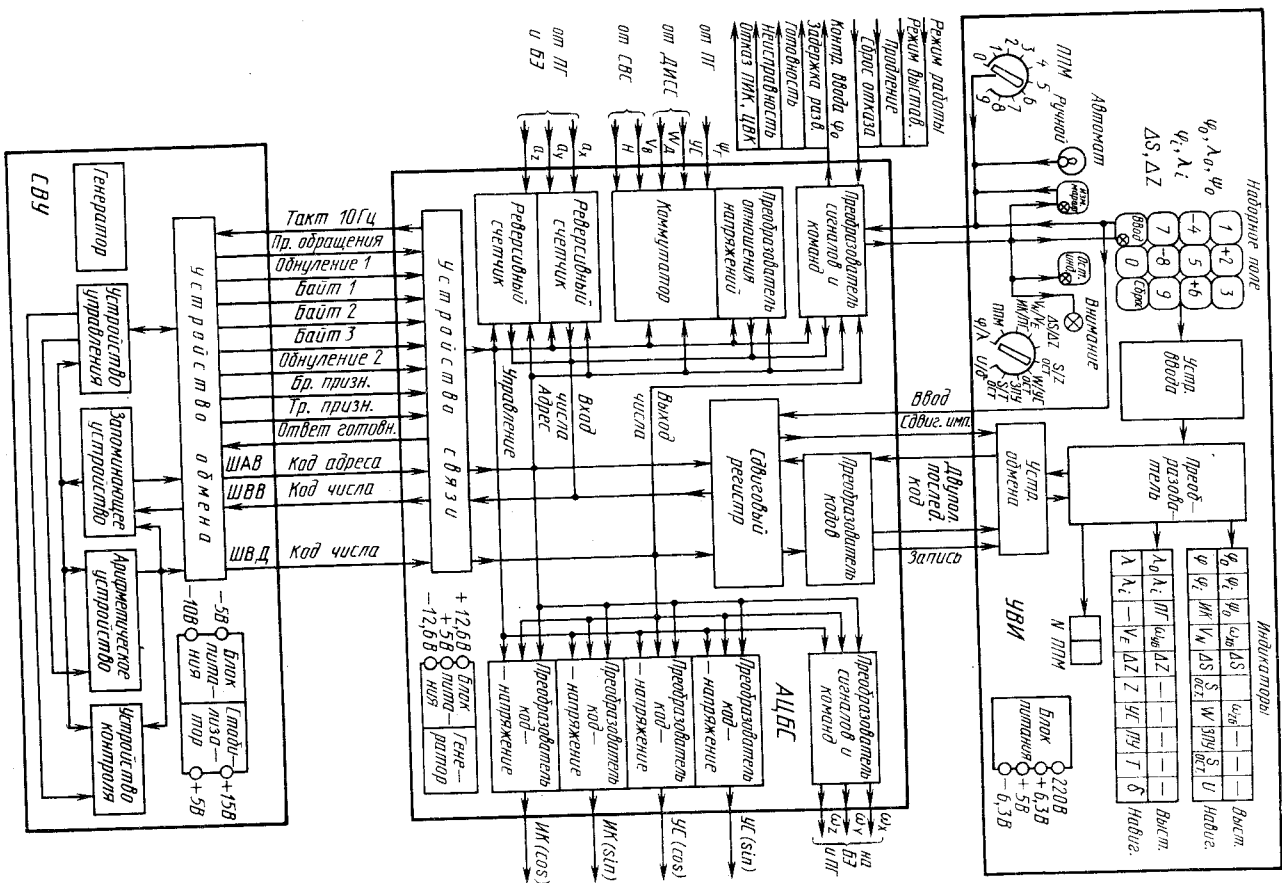
Генератор, входящий в состав СВУ, задает тактовую частоту (4000 кГц), определяющую длительность выполнения отдельных операций.

Блок питания и стабилизатор обеспечивают устройство СВУ питанием +5 В, +15 В и -5 В, -10 В соответственно.

Работа ЦВК поясняется функциональной схемой, показанной на (рис. 4.55).

Работа ЦВК начинается с режима "Выставка", в котором на ЦВК подается питание. При установке нижнего переключателя пульта управления ПУ-36 в положение "Выставка" на ЦВК подается команда "Включение системы" (+27 В) и "Выставка" (+27 В). Дополнительным условием выдачи этих команд является достижение температуры внутри гироплатформы выше +20 °С.

После команды "Включение системы" с задержкой, определяемой вре-



менем срабатывания контактов автоматики системы И-11, на ЦВК поступает питание.

Команды режима выставки "Однорное гироскомпасирование" (+ 27 В) и "Двойное гироскомпасирование" (+ 27 В) поступают в ЦВК по раздельным проводам. Отсутствию этих команд соответствует режим "Выставка по известному курсу". При установке переключателя "Режим работы" в положение "Навигация" команда "Выставка" снимается. В режиме "Контроль системы" в ЦВК подается соответствующая команда (+ 27 В). Ввод сигналов с системы СВС подтверждается командами (+ 27 В) на линиях и исправности этих систем, также вводимыми в ЦВК.

В режиме "Выставка" вводятся координаты исходного местоположения и координаты ППМ. В процессе набора на УВИ величин исходных данных они высвечиваются на цифровых индикаторах. Набор исходных данных начинается со знака и производится в десятичных величинах, от больших величин к меньшим.

При нажатии кнопки со знаком подсвечивается кнопка "Ввод". Выдача набранной величины в АПБС и гашение подсветки кнопки "Ввод" происходит при нажатии кнопки "Ввод". При отпускании кнопки "Ввод" на индикаторах будут высвечиваться введенные значения, которые могут отличаться от набранных не более, чем на единицу в последней значащей цифре. При неправильном наборе вся величина сбрасывается с индикатора нажатием кнопки "Сброс".

Введенные с помощью устройства УВИ исходные данные запоминаются в ОЗУ устройства СВУ.

Кроме координат, вводимых с помощью устройства УВИ, ЦВК получает сигналы, пропорциональные ускорениям  $a_x, a_y, a_z$  и гироскопическому курсу  $\psi_r$ . ЦВК по программе, соответствующей заданному режиму выставки, определяет степень готовности системы и вырабатывает балансирующие сигналы  $\omega_{x6}, \omega_{y6}, \omega_{z6}$ . По окончании процесса выставки системы И-11 ЦВК выдает сигнал "Готовность".

В режиме "Навигация" ЦВК решает уравнения навигации и наведения относительно заданной линии пути. Вырабатываемые при этом параметры индицируются на УВИ в зависимости от положения переключателя "Параметры" и выдаются в аналоговом виде. Для удобства считывания изменяемых параметров предусмотрена кнопка "Останов индикации". При необходимости изменения маршрута полета с ЦВК выдается команда "Ручной" и "Изменение маршрута" и производится новый набор номеров и координат ППМ.

Каждому из заданных режимов соответствует программа вычисления и логических операций, "защита" в ДЗУ прибора СВУ. В течение каждого цикла, длительность которого (0,1 с) определяется генератором АПБС, ЦВК производит опрос всех датчиков, вычисление и выдачу параметров на принимающие устройства. Последовательность работы внутри цикла определяется программой ДЗУ, а частота элементарных операций — генератором СВУ.

Команда "Неисправность", характеризующая неисправность системы И-11, вырабатывается в режиме "Выставка" в случае больших уходов гироскопов.

В режиме "Контроль системы" команда "Неисправность" выдается в случае несоответствия расчетных и фактических координат на 15 и 60 мин работы.

Команда "Отказ ПИК" выдается в режимах "Выставка" и "Навигация", если частота импульсов превышает 700 Гц, а также в режиме "Навигация" при отсутствии импульсов в течение 60 с, если скорость  $V_c$  превышает 200 км/ч.

Команда "Отказ ЦВК" формируется на основании контроля вторичных (положительных) источников питания УВИ, АПБС, СВУ и проверки линии связи СВУ — АПБС и выдается при снижении уровня вторичных источников питания ниже + 2 В.

Для контроля линии связи СВУ — АПБС (по программе ДЗУ) из СВУ выдается контрольное число в АПБС, а затем это число принимается обратно в СВУ, где сравнивается с выданным числом.

Блок автоматики БА-20 предназначен для преобразования и сопряжения сигналов гироскопов и ЦВК. Одновременно он обеспечивает прохождение режимов "Выставка", "Навигация", "Курсовертикаль". Входные в блок десять электронных субблоков в определенной функциональной взаимосвязи определяют работы системы И-11 в режимах "Выставка" и "Навигация".

В режиме "Выставка" (подрежим "Горизонтное") сигналы  $a_x, a_y$  с датчиков акселерометров поступают соответственно на усилители датчика акселерометра УДА<sub>x</sub> и УДА<sub>y</sub>, затем на усилитель моментных датчиков УМД и на датчики моментов гироскопов ДМ<sub>x</sub>, ДМ<sub>y</sub>. По каналу курса сигнал с "трубо" СКТ<sub>чr</sub> преобразуется в стабилизаторе полупроводниковом СП, усиливается, выпрямляется в блоке полупроводниковых приборов БПП и через усилитель моментных датчиков УМД поступает на датчик момента ДМ<sub>z</sub> гироскопа Г1.

В режиме "Цифровая выставка" (рис. 4.56) сигналы с акселерометров  $a_x, a_y$  через усилители УДА<sub>x</sub> и УДА<sub>y</sub> поступают в преобразователь, интегрирующие компенсационные ПИК<sub>x</sub> и ПИК<sub>y</sub>, преобразующиеся в импульсы, которые идут в ЦВК. По каналу курса сигнал с СКТ<sub>чr</sub> преобразованный в блоке БПП через ключ блока СП поступает на вход ПИК<sub>z</sub>, а затем уже в ЦВК.

Сигналы с ЦВК поступают на датчики моментов гироскопов через коммутатор специализированный с логикой (КСЛ).

Отдельные субблоки выполняют следующие функции.

Усилитель датчика акселерометра УДА предназначен для преобразования сигнала с частотой 4500 Гц с датчика угла акселерометра в постоянное напряжение, пропорциональное величине входного сигнала, с поллярностью, соответствующей фазе входного сигнала.

Преобразователь интегрирующий компенсационный (ПИК) предназна-

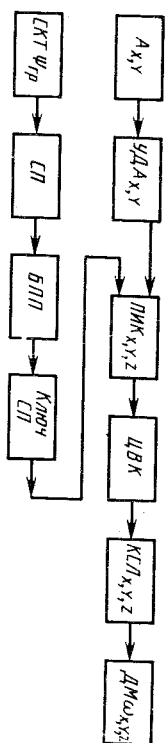


Рис. 4.56. Структурная схема цифровой выставки

чен для преобразования выходного напряжения акселерометра в частоту следования импульсов, пропорциональную этому напряжению, и выдачи импульсов по одному из двух выходов в соответствии со знаком сигнала с акселерометра. ПИК представляет собой усилитель-интегратор с импульсной обратной связью, принцип действия которого основан на компенсации заряда, создаваемого на интегрирующем конденсаторе входным сигналом, квантованными порциями зарядов от источников эталонного напряжения.

Усилитель моментных датчиков УМД предназначен для усиления сигналов, поступающих с усилителя датчика акселерометра и фазочувствительного выпрямителя ВФЧ, по напряжению и мощности и управления датчиками моментов гироскопов по каналу курса, крена и тангажа.

Блок полупроводниковых приборов (ВПП) предназначен для преобразования синусоидального напряжения в постоянное напряжение и выдачи логической команды "Перегрузка в канале X", "Перегрузка в канале Y", "КВ", "КВ", поступающих на логический элемент УМД.

Преобразование синусоидального напряжения в блоке ВПП осуществляется фазочувствительным выпрямителем. Фазочувствительное выпрямление основано на принципе двухтактного выпрямления с выделением постоянной составляющей.

Стабилизатор полупроводниковый (СП) предназначен для выработки стабилизированного напряжения  $\sim 24$  В. Кроме того, в СП расположен ключ для подключения входа ПИК<sub>2</sub> к ВФЧ и преобразователь сигналов СКТЧ.

Устройство логики и команд (УЛК) предназначено для реализации циклограммы, что обеспечивается выдачей выходных сигналов в определенные промежутки времени и при определенных сочетаниях команд.

Коммутатор специализированный с логикой (КСЛ) предназначен для преобразования сигналов из ЦВУ в ток управления датчиками моментов гироскопов.

Генератор опорных частот (ГОЧ) предназначен для формирования эталонных частот и напряжений для ПИК.

Блок контроля исправности (БКИ) предназначен для контроля исправности гироскопа, акселерометра, блока специализированного питания и выдачи сигнала отказа по этим цепям.

Выходными сигналами БКИ являются: "Отказ гироскопов", "Отказ акселерометров", "Отказ ВП", "Отказ системы", "Неисправность системы".

Выходной сигнал "Отказ акселерометра" появляется с задержкой  $(10 \pm 5)$  с. БКИ осуществляет запоминание сигналов отказа по трем специализированным каналам и снятие памяти по команде "Сброс отказа", БКИ не срабатывает в подрежиме "Гр. выставка" и после окончания подрежима в течение 2 ... 3 с.

Сигналы отказа выдаются при превышении переменного напряжения частотой 4500 Гц уровня 1200 мВ по цепи гироскопов, при превышении переменного напряжения частотой 4500 Гц уровня 65 мВ по цепи акселерометров и при уменьшении до 0 напряжения с ВСП.

Сброс отказа происходит одновременно по трем каналам (гироскоп, акселерометр, блок питания).

Регулятор обогрева (РО) предназначен для поддержания постоянной температуры в блоке автоматики.

Блок БА-20 выполнен в корпусе, имеющем двойные стенки и перегородки. Двойные стенки сделаны для прохождение воздуха, который подводится к блоку для обогрева, а перегородки — для создания постоянства температуры внутри отсеков. Субблоки вставляются по направляющим и соединяются через разъемы типа ГРПМ. Блок БА-20 соединяется с другими блоками системы через выходной разъем типа РПКМЗ.

Блок стабилизированного питания БСП-5 (рис. 4.57) предназначен для выработки стабилизированного напряжения:

$\pm 12,6$  В для питания регуляторов обогрева блоков БА-20 и БЭ-3 в режиме "Обогрев";

$\pm 12,6$  В,  $\pm 15$  В  $\pm 30$  В для питания электроники блоков БА-20 и БЭ-3;  $\pm 5$  В для питания элементов логики и матричных усилителей блока БА-20;

36 В 375 Гц и 50 В 375 Гц для питания гироскопов;

15 В 4500 Гц для питания датчиков углов акселерометров и гироскопов, модуляторов в блоке БЭ-3;

40 В 500 Гц для возбуждения двигателей обработки;

7 В 400 Гц относительно средней точки для питания преобразователя отношений напряжений в приборе АПБС вычислительного комплекса.

Блок содержит логическое устройство, обеспечивающее коммутацию выходных напряжений.

Блок электроники БЭ-3 (рис. 4.58) предназначен для усиления сигналов в каналах стабилизации по курсу, тангажу и крену, а также для арретирования и термостабилизации гироскопов, платформы и собственного блока электроники.

В состав блока входят:

усилители стабилизации платформы (УСП) по курсу, тангажу, крену (для внутренней и наружной рам);

функциональный усилитель;

усилитель арретира гироскопов Г1 и Г2;

регулятор обогрева.

Усилитель стабилизации платформы по курсу предназначен для уси-

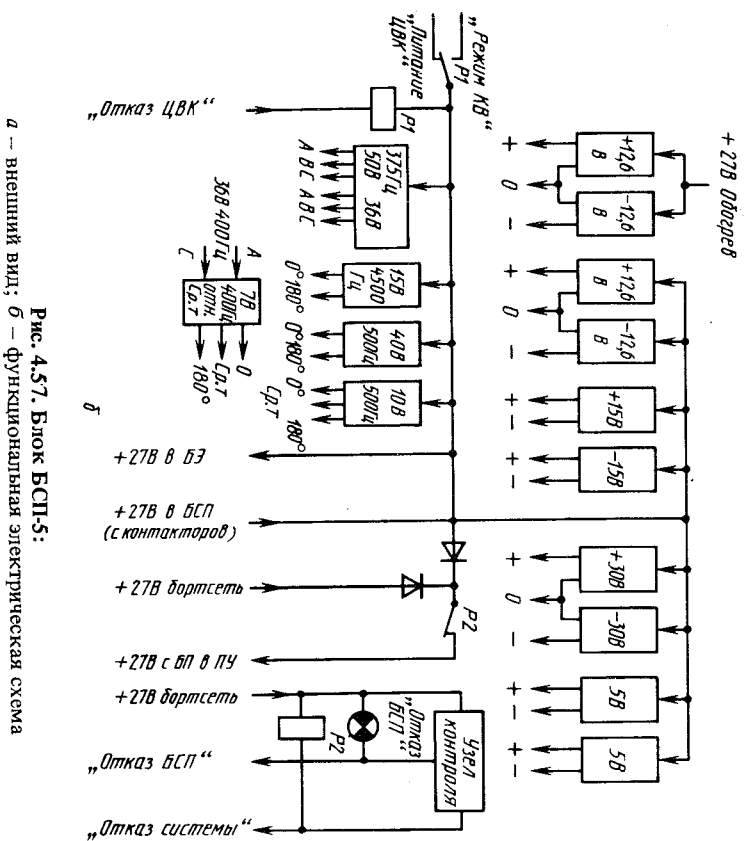
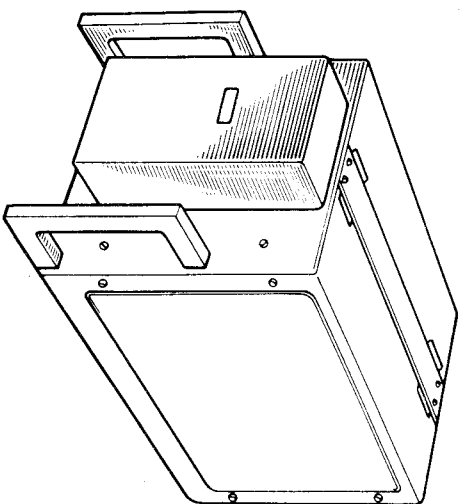


Рис. 4.57. Блок БСП-5:

а — внешний вид; б — функциональная электрическая схема

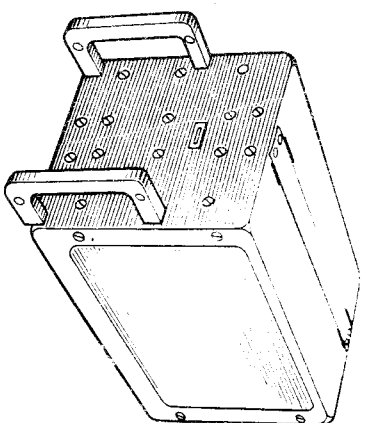


Рис. 4.58. Блок Б3-3

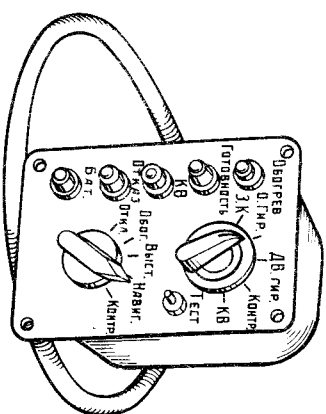


Рис. 4.59. Пульт управления ПУ-36

нии сигналов датчиков угла гироскопа Г1 и СКТЧ<sup>р</sup> в следящей системе платформы по курсу. Аналогичные функции выполняют усилители по тангажу и крену. Усилители стабилизации платформы по каналам курса, тангажа и крена идентичны.

Функциональный усилитель предназначен для работы совместно с усилителем стабилизации платформы по каналу наружной рамы крена.

Усилитель арретира предназначен для согласования азимутальной оси гироскопа Г2 с азимутальной осью платформы. Нагрузкой усилителя является обмотка датчика момента гироскопа Г2.

Регуляторы оборота предназначены для поддержания постоянного температурного режима гироскопа, гиросплатформы и блока электроники. Все регуляторы оборота выполнены одинаково.

Блок Б3-3 выполнен в виде корпуса с перегородками для обеспечения необходимой жесткости. При установке субблоков применен "врубной" принцип. Субблоки усилителей устанавливаются в корпус по пружинным принципам. Субблоки усилителей устанавливаются в розетку разъема типа направляющим и стыкуются с соответствующей розеткой для обеспечения ГРПМ. На внутренней стенке корпуса блока крепятся отщепители для обеспечения микроклимата блока. Блок имеет два выходных разъема РПКМ-3, через которые блок соединяется с блоками системы.

Платформа П-21 (монтажное устройство) служит для размещения электронных блоков системы И-11 и их обдува, как на самолете, так и в наземных условиях.

На платформе предусмотрены штепсельные разъемы для связи с потребителями и датчиками, для подключения к бортовой, а также к контрольно-проверочной и контрольно-записывающей аппаратуре.

Для связи системы И-11 с системой СВС внутри платформы П-21 устанавливается устройство согласования, представляющее собой операционный усилитель с большим входным сопротивлением.

Пульт управления ПУ-36 (рис. 4.59) предназначен для включения системы И-11 и переключения режимов ее работы.

При установке нижнего галетного переключателя в положение "Обог-

рев" в систему на цепи термостатирования от бортсети подаются напряжения 27 В и 115 В 400 Гц. Напряжение 27 В подается на элементы, сигнализирующие об отказе системы.

Рабочее напряжение 27 В и 36 В 400 Гц поступают в систему при установке нижнего переключателя в положение "Выставка". Выбор вида выставки осуществляется с помощью верхнего галетного переключателя, устанавливаемого в одно из положений "ЭК", "О. Гир" или "ДВ. Гир".

Для перехода в режим "Навигация" нижний переключатель устанавливается в положение "Навиг". Для перехода в режим "Контроль" нижний и верхний переключатели устанавливаются в положение "Контр".

На лицевой панели пульты имеют шесть ламп, сигнализирующих о работе системы термостатирования ("Обогрев"), о готовности системы к работе ("Готовность"), о режиме "Курсовертикаль" ("КВ"), об отказе системы ("Отказ") и переходе системы И-11 на питание от аккумуляторной батареи ("Бат."), кнопка "Тест" для контроля исправности ламп. После включения питания системы рекомендуется проверить исправность ламп. После включения лампы пульты путем нажатия кнопки "Тест". Кнопкой "Тест" можно пользоваться во всех режимах, включая режим "Выставка", "Навигация", "Контр".

Аккумуляторная рама Р-3 (рис. 4.60) предназначена для обеспечения непрерывности питания системы И-11 постоянным напряжением 27 В, а также исключения влияния "просадки" питающего напряжения.

В состав аккумуляторной рамы входят аккумуляторная батарея 21НБН-6 и рама Р-3 (монтажное устройство).

ЭДС заряженной аккумуляторной батареи — не менее 26,25 В. Емкость аккумуляторной батареи, заряженной при температуре  $+ (25 \pm 10)^\circ\text{C}$  и разряде в нормальных условиях — не менее 6 А · ч; при температуре  $- 40^\circ\text{C}$  емкость — 1,5 А · ч. Продолжительность разряда аккумуляторной батареи током 11 А до напряжения 21 В в нормальных условиях — не менее 33 мин.

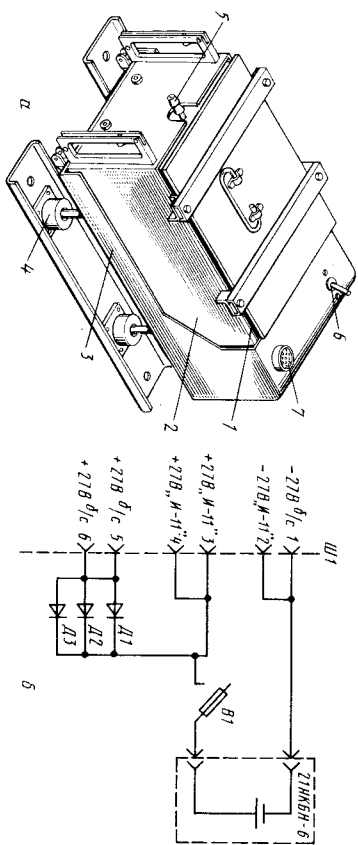


Рис. 4.60. Аккумуляторная рама Р-3:  
а — внешний вид; б — принципиальная электрическая схема; 1 — аккумуляторная батарея; 2 — корпус; 3 — рама; 4 — амортизатор; 5 — штуцер; 6 — автомат защиты сети; 7 — штепсельный разъем

Никель-кадмиевая аккумуляторная батарея состоит из 21 банки с электролитом, последовательно соединенных между собой при помощи шин. Банк состоит из пластмассового сосуда, в который помещен блок пластин. Блок пластин состоит из положительных пластин с активной массой из окислов никеля и отрицательных пластин с активной массой из окислов кадмия. Пластины собраны с сепарацией в общий блок таким образом, что пластины противоположных полярностей чередуются. Токоотводы пластин приварены к мостикам с борнами, которые через отверстия в крышке выведены наружу. Крышка с тремя отверстиями (два для борнов и одно для горловины) приваривается к сосуду. Через горловину производится заливка аккумулятора электролитом.

На каждом борне имеется две гайки: нижняя для уплотнения, верхняя — для зажима шин. Уплотнение борнов в крышке осуществляется кольцом уплотнительным. Пробка обеспечивает непроницаемость электролита при любом положении аккумулятора и служит для сбрасывания избыточного давления.

Аккумуляторная батарея работает следующим образом. На контакты выходного разъема поступает постоянное напряжение 27 В бортсети самолета и через диоды Д1, Д2, Д3 одновременно подается на систему И-11 и на аккумуляторную батарею. В основном аккумуляторная батарея находится в режиме буферного подзаряда. При снижении напряжения бортсети ниже 25 В аккумуляторная батарея начинает разряжаться на систему И-11.

Аккумуляторная батарея 1 закрепляется в корпусе 2, который обеспечивает быстрый ее съем и закрепление на раме 3. На корпусе 2 имеются зажимные ручки, с помощью которых корпус 2 с аккумуляторной батареей 1 порывается на раме 3. Рама 3 имеет штепсельный разъем 7 для подключения закрывающихся на раме 3. Рама 3 имеет штепсельный разъем 7 для подключения фидера самолета, АЗС 6 для защиты аккумуляторной батареи и бортсети от коротких замыканий и амортизаторы 4 для виброизоляции батареи. Для отвода газов, выделяемых аккумулятором во внешнюю атмосферу, на аккумуляторе имеется штуцер 5.

#### 4.4.2. ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА И-11-1

Инерциальная система И-11-1 (рис. 4.61) предназначена для применения на ВС в качестве автономного датчика навигационной информации. Система определяет текущее местоположение самолета в географической системе координат, путевую скорость, угловое положение самолета (курс, крен и тангаж) и отклонения от заданной линии пути на девяти запрограммированных участках маршрута.

В состав системы И-11-1 входят те же блоки, что и в системе И-11. Ее отличительной особенностью является применение гироскопической шатформы ПГ-11-2 и устройства ввода и индикации УВИ Е3102А.

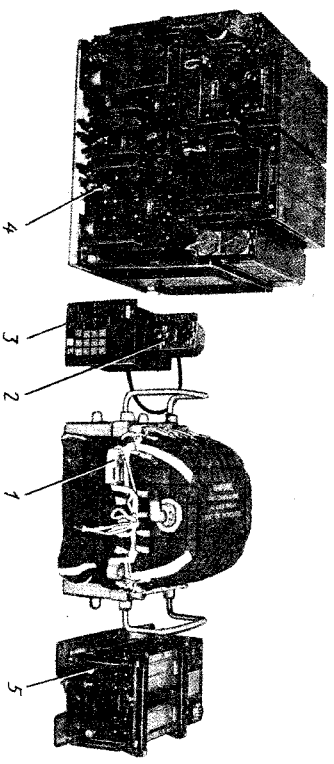


Рис. 4.61. Внешний вид системы И-11-1:  
1 — гироскопическая платформа ПП-11-2; 2 — пульт управления ПУ-36; 3 — устройство ввода и индикации УВИ; 4 — платформа в сборе П-21-1; 5 — рама аккумулятора торная

Основные технические данные

|                                                                         |    |
|-------------------------------------------------------------------------|----|
| Погрешность определения текущих координат за первые 10 ч, км, не более: | 37 |
| по боковому отклонению                                                  | 46 |
| по дальности                                                            | 20 |
| Время готовности, мин, при температуре 20 °С не более                   | 20 |

В системе И-11-1 определяются и выдаются на индикатор те же навигационные параметры, что и в системе И-11. Кроме того, в системе имеется возможность выдавать другим потребителем в виде последовательного двоичного 32-разрядного кода следующие параметры:

- географические координаты  $\varphi, \lambda$ ;
- составляющие скорости по осям платформы  $V_x, V_y$ ;
- гироскопический курс  $\psi_g$ ;
- истинный курс  $\psi_i$ ;
- крен и тангаж  $\gamma, \delta$ ;
- угол сноса  $U_C$ ;
- боковое отклонение  $Z$  и скорость бокового отклонения.

Система может выдавать значения углов крена, тангажа и гироскопического курса объекта с двух отсчетных СКТ в виде напряжений переменного тока. На пилотажные индикаторы типа ПКП углы крана и тангажа могут выдаваться сигналами с СКТ грубого отсчета (СКТ-265 Д), расположенными непосредственно на стабилизированной гироскопической платформе.

В системе предусмотрена возможность автоматической коррекции географических координат, путевой скорости и угла сноса от других систем, а также коррекция по известным координатам или по известным параметрам

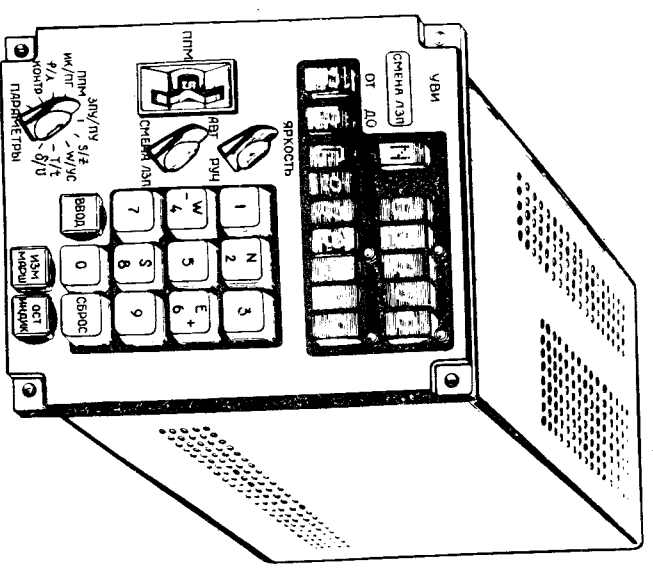


Рис. 4.62. Устройство ввода и индикации Е3102А

ортодромии  $S_{ост}$  и  $Z$ , осуществляемая при ручном вводе с помощью устройства ввода и индикации (УВИ) системы.

Принцип работы, основные режимы, функциональное назначение и конструкция блоков принципиально не отличаются от описанного ранее для системы И-11, за исключением устройства ввода и индикации Е3102А (рис. 4.62) и гироскопической платформы ПП-11-2. Отличительной особенностью последней является применение "сухого" акселерометра ДА-6С и гироскопов на установившемся режиме введенных преусилителей и резонансные элементы в каналах стабилизации, а также импульсные перевозбуджители тиристоры в каналах стабилизации, а также импульсные перевозбуджители тиристоры. Центральная часть платформы с чувствительными элементами выполнена в виде сегментной конструкции. В качестве курсовых СКТ и преобразователей координат используются контактные СКТ. Платформа имеет встроенную амортизацию, расположенную внутри прибора, которая амортизирует только подвес.



#### 4.4.3. ОСНОВНЫЕ ВОПРОСЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ СИСТЕМ И-1 и И-11-1

Техническое обслуживание систем И-11 и И-11-1 проводится как со снятием, так и без снятия системы с самолета в соответствии с регламентом технического обслуживания, определяющим периодичность и формы оперативных и периодических (регламентных) работ.

Отказание и устранение неисправностей производится путем подключения к системе контрольно-проверочных пультов ПКП-21, ПКП-32 и ПКП-37. Неисправный блок заменяется. После замены неисправного блока проверяется работоспособность системы в целом.

Эксплуатационная точность систем И-11 и И-11-1 существенным образом зависит от наземной подготовки их к полету. Эта подготовка включает выполнение характерных для указанных систем этапов: обогрева, ввода начальных данных, выполнение выставки платформ в плоскость горизонта и в азимуте (тирокомпасирование), определение балансиروчных сигналов. Переход в режим "Навигация" до полного окончания режима подготовки к работе существенно снижает точностные характеристики систем.

#### 4.5. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НАВИГАЦИОННЫХ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ДЛЯ КОРРЕКЦИИ КУРСА В ПОЛЕТЕ

На борту ВС ГА используются различные навигационные системы. Но основной системой, определяющей положение ВС на трассе и выдающей информацию для формирования управляющих сигналов, является навигационная система, основанная на измерении курса гироскопическими устройствами. Поэтому первоочередной задачей экипажа в процессе полета является определение фактической погрешности выставки и от дрейфа гироскопов, которая решается, если определены ошибки навигационного вычисления, доперовского измерителя угла сноса и путевой скорости и аппаратуры КУРС-МП, АРК, ИНС, "Омега".

Определение ошибки курса необходимо для предотвращения ухода самолета от линии заданного пути при полете в автоматическом или полуавтоматическом режиме. Это уклонение может достигать значительных величин, поэтому выявление и учет ошибки курса в течение всего полета является обязательной задачей экипажа, особенно при полете над безориентирной местностью.

Суммарная ошибка курса  $\Sigma \Delta \psi$  в общем виде включает в себя:

1. Ошибку начальной выставки курса по меридиану аэродрома вылета  $\Delta \psi_{н.}$ .
2. Ошибку в определении УС в ДИСС  $\Delta \psi_{ДИСС}$ .
3. Ошибку в установке исходных данных ЗПУ в навигационном вычислителе  $\Delta \psi_{НВ}$ .
4. Ошибку дистанционных передач  $\Delta \psi_{ДП}$ .

5. Ошибку в определении точных ЗПУ (только для аналоговых вычислителей)  $\Delta \psi_{ЗПУ}$ .

6. Ошибку, возникающую под воздействием ускорений при неустановившемся режиме полета  $\Delta \psi_{НР}$ .

7. Ошибку, возникающую из-за дрейфа гиравретатов (курсоверткалей)  $\omega_{др}$ .

Ошибки с 1 по 5 для конкретного навигационного комплекса и конкретного полета постоянны, поэтому

$$\Delta \psi_{const} = \Delta \psi_{н.} + \Delta \psi_{ДИСС} + \Delta \psi_{НВ} + \Delta \psi_{ДП} + \Delta \psi_{ЗПУ}.$$

В настоящее время ЗПУ рассчитываются заранее на ЭВМ и выдаются экипажам на полет в виде таблиц, входящих в инструкции по производству полетов. Эти значения рассчитаны с точностью до одной угловой минуты, поэтому  $\Delta \psi_{ЗПУ}$  можно считать равной нулю.

Ошибка  $\Delta \psi_{НР}$ , возникающая под воздействием ускорений при неустановившемся полете, для оборудования рассматриваемых ВС практически мала, и так как такой полет обычно непродолжителен по времени, то эту погрешность также можно не учитывать.

Ошибки  $\Delta \psi_{ДИСС}$ ,  $\Delta \psi_{НВ}$ ,  $\Delta \psi_{ДП}$  — постоянные для данного оборудования ВС, поэтому их можно определить одной величиной —  $\Delta \psi_{ВС}$ . Следовательно, можно считать, что

$$\Delta \psi_{const} = \Delta \psi_{н.} + \psi_{ВС}.$$

Таким образом, суммарная ошибка будет состоять из следующих величин:

$$\Sigma \Delta \psi = \Delta \psi_{const} + \omega_{др} \cdot t,$$

Если предположить, что дрейф гиравретатов отсутствует, то задача сводится к простому определению постоянной ошибки:

$$\Delta \psi_{const} = \arctg \frac{ПВУ}{S_{ПР}},$$

где ПВУ — линейное боковое уклонение самолета от линии заданного пути;  $S_{ПР}$  — пройденное расстояние от ППМ до момента измерения.

Для удобства расчетов обозначим  $\Delta \psi_{const} = B\psi^\circ$ .

В полете, после двух-трех определений бокового уклонения  $B\psi^\circ$  (в градах) и округления их величин через БДК или ЦВМ, вводится поправка в курсовую систему со своим знаком, т.е. при правом уклонении вводится со знаком плюс, при левом — со знаком минус.

Рассмотрим методику учета дрейфа. В технических характеристиках точных гироскопических систем в зависимости от класса систем дрейф гироскопов допускается от  $0,3^\circ/ч$  до  $0,7^\circ/ч$ . По мере увеличения нагрузки

систем эти величины могут превышать заданные значения. Без средств коррекции при длительных полетах над безориентирной местностью или обширными водными пространствами самолет вследствие дрейфа может значительно уклониться от ЛЗП.

Предположим, что постоянная ошибка  $\Delta\psi_{const}$  определена достаточно точно и учтена (или равна нулю), и что в течение дальнейшего полета уклонение самолета происходит за счет дрейфа гироскопов. На рис. 4.63, а схематически показано уклонение ВС вследствие постоянной ошибки курса, на рис. 4.63, б — вследствие ошибки курса, нарастающей по времени. В первом случае нарастание бокового уклонения происходит линейно, во втором — по квадратичному закону. Поэтому, если в обоих случаях выполнится только коррекция координат, при дрейфе гироскопа (рис. 4.63, б) боковое уклонение на втором участке пути за то же время значительно больше, чем на первом. Это происходит из-за того, что накопившаяся на первом участке за время  $t_1$  ошибка за счет дрейфа проявится на втором участке, на котором уклонение увеличивается за счет накопившейся ошибки за время  $t_1$  и нарастания ошибки на втором участке до времени  $t$ . Таким образом, если дрейф гироскопа, т.е. отклонение его оси от исходного первоначального положения в единицу времени, имеет постоянную величину, то при двух коррекциях ЛБУ его величину можно определить как отношение удвоенной разности боковых уклонений (в градусах) к суммарному времени от начала полета до момента определения  $\Delta\psi_2$ :

$$\omega_{др} = \frac{2(\Delta\psi_2 - \Delta\psi_1)}{t},$$

где  $t$  — время в часах, за которое определено боковое уклонение.

Дрейф гироскопа следует определять несколько раз и учитывать в дальнейшем полете над безориентирной местностью.

Из изложенного следует, что точность определения постоянной ошибки навигационного комплекса и дрейфа гироскопов находится в прямой зависимости от точности определения бокового уклонения.

Информация о точном местоположении может быть получена от бортовых корректирующих средств, таких, как аппаратура "Омега", "Лоран", аппаратура КУРС-МП, ДМЕ, РСВН, АРК, РЛС и др. Они также имеют свои ошибки, неучет которых может оказать существенное влияние на точность определения бокового уклонения и на точность навигации в целом.

**Определение ошибок навигационного вычислителя и ДИСС.** Для определения ошибок счисления навигационного вычислителя наиболее точным является метод замера двух дальностей до радиомаяков ДМЕ или "Свод". В промежутке измерений двух дальностей рекомендуется, используя РЛС, определить значение УС и сравнить его величину с величиной УС на индикаторах ДИСС, ТКС или ИНС.

**Определение ошибок аппаратуры КУРС-МП и АРК.** Практика показала, что ошибки аппаратуры КУРС-МП в измерении магнитного азимута (радио-

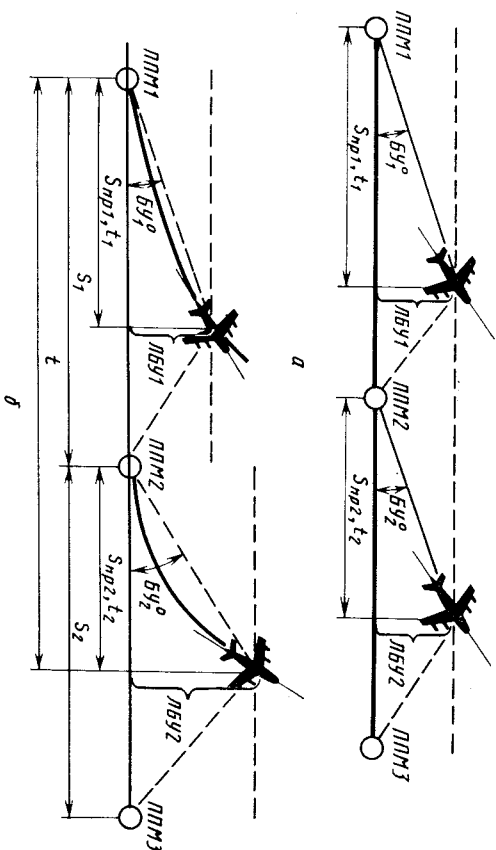


Рис. 4.63. Уклонение ВС вследствие ошибки курса:  
а — постоянной ошибки; б — дрейфа гироскопа

ла) ВС имеют постоянную составляющую. Эту постоянную ошибку можно определить при полете на радиомаяк и от радиомаяка VOR, одним из следующих способов.

С п о с о б 1. Настроить оба комплекса бортовой аппаратуры КУРС-МП на частоту одного и того же радиомаяка VOR. Установить переключатель на блоке выбора режима работы системы в положение "Смещенный". На селекторах азимута установить заданное значение радиалов. Установить режим индикации VOR. При этом показания вертикальных шкал на НПП или ПНП укажут положение относительно равносигнальной зоны, т.е. величину разности между заданным и фактическим радиалами.

На расстоянии 80 ... 200 км до радиомаяка VOR, когда аппаратура КУРС-МП работает наиболее устойчиво, запомнить положение вертикальных шкал на НПП или ПНП левого и правого пилотов. Если с помощью других средств известно, что самолет находится на ЛЗП, то вращением рукояток селектора азимута "загнать" шкалки на нулевое значение в центре приборов ПНП или НПП. Разность в показаниях азимутов на приборах и заданного значения и будет ошибкой аппаратуры КУРС-МП (рис. 4.64).

С п о с о б 2. Перед пролетом очередного ПТМ, в точке которого имеется радиомаяк VOR/ДМЕ или другое навигационное средство, один из комплексов аппаратуры настроить на частоту следующего радиомаяка и на селекторе азимута установить заданное значение радиала.

В момент пролета очередного радиомаяка VOR заметить положение вертикальной шкалки на приборе НПП или ПНП, где индицируются показания следующего радиомаяка. Если шкалка не в центре прибора, то вращением рукоятки селектора азимута "загнать" ее в центр и записать показания

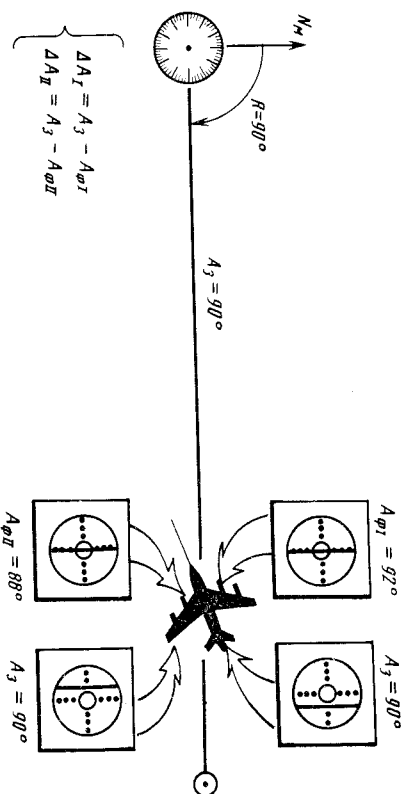


Рис. 4.64. Определение ошибки аппаратуры КУРС-МII

азимута на секторе. Далее полет на радиомаяк осуществлять по приборному азимуту.

Аналитично определяется ошибка аппаратуры КУРС-МII и при полетах от радиомаяка.

Ошибка АРК ( $\Delta KVP$ ) — это как правило, установочная ошибка. Первоначально ее можно определить на ВПП в момент разбегта самолета или перед разбегом, если самолет точно установлен по оси ВПП, а оба АРК настроен на БПРМ. Заметить и записать показания  $\Delta KVP$  ( $\Delta MPR$ ). Ошибка  $\Delta KVP$  ( $\Delta MPR$ ) может быть проверена в полете, одновременной настройкой двух комплектов АРК на одну ПРС. По двум-трем измерениям ошибки АРК уточняются и в дальнейшем полете учитываются.

**Ошибки инерциальной системы.** Инерциальным навигационным системам (ИНС) присущи в основном два вида ошибок, а именно (рис. 4.65):

ошибки, меняющиеся с частотой колебаний ( $T = 84,4$  мин) платформы;

ошибки, вызванные дрейфом гироскопов, нарастание которых характеризуется экспоненциальной зависимостью от продолжительности работы системы в навиационном режиме.

Чтобы максимально снизить влияние этих ошибок и грамотно проводить коррекцию, экипаж должен постоянно анализировать работу системы. В практических целях можно воспользоваться следующими рекомендациями.

При пролете ПММ, маркированных радиомаяками VOR/DME или ПРС, необходимо считывать и записывать показания ИНС (И-11 или И-11-1). Желательно фиксировать показания через 20, 40, 60 и 84 мин соответственно. В первые 1,5 ... 2,0 ч по величине  $\pm Z$  можно определить величину ошибки с периодом пуглеровских колебаний. В процессе дальнейшего полета эта ошибка мало меняется.

Практика показала, что ошибки, вызванные дрейфом гироскопов и

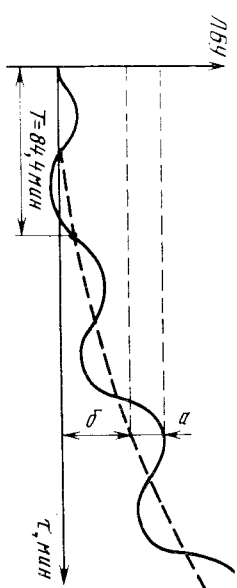


Рис. 4.65. Ошибки ИНС от пуглеровских колебаний ( $\Delta$ ) и от дрейфа гироскопа ( $\sigma$ )

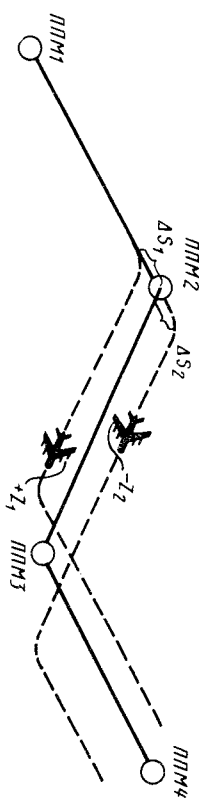


Рис. 4.66. Влияние ошибки в вычислении координаты S на величину бокового уклонения

первые 2 ... 3 ч работы системы не очень большие, поэтому проводить коррекцию ИНС не следует, так как, не определив истинную причину бокового уклонения, можно удвоить ошибку, которую в дальнейшем сложно выявить, особенно, если полет производится над безориентирной местностью.

Существенное влияние на величину бокового уклонения может оказывать ошибка в вычислении координаты S (рис. 4.66). Практика показала, что при полете в автономном режиме "отставание" или "опережение" в вычислении координаты S приводит к "подъему" или "ранесму" переходу на другую ортодрому, а это вызывает появление бокового уклонения. Это уклонение для коррекции курса использовать нельзя. Его надо записывать в момент полета, помнить и учитывать в дальнейшем полете.

**Ошибки бортовой аппаратуры "Омега".** Ошибки в определении места самолета навигационной аппаратурой "Омега" являются следствием неустойчивого приема сигналов от наземных станций, нарушения синхронизации, а также состоянием внешних условий, влияющих на качество принимаемых сигналов. Экипаж, активно работая с аппаратурой, может максимально снизить вредное влияние вышеуказанных условий. Для этого можно воспользоваться следующими рекомендациями:

1. Постоянно наблюдать за работой аппаратуры, особенно в режиме ХТК/ТКЕ.
2. Активно вводить уточненные значения W и UC, снятые с ДИСС или ИНС.
3. Своевременно выполнять дисселекцию "лишних" станций.

При устойчивом приеме сигналов от станции величина ХТК изменяется плавно, не превышая  $\pm 1$  км. Если в течение короткого периода времени

при неизменном курсе самолета ХТК резко изменилась на несколько километров, это означает, что какая-то станция внесла "искажения". Для отслеживания "липших" станций, вносящих искажения, необходимо помнить или лучше делать записи о рабочих "полезных" станциях. После выполнения диспетчерии вручную и ввода значений W и УС, величина ХТК, как правило, возвращается к исходному значению.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Нормы летной годности гражданских самолетов СССР, 3-е изд. М., 1984.
2. Наставление по технической эксплуатации и ремонту авиационной техники в гражданской авиации СССР (НТЭРАТ ГА-83). М.: РИОИГА, 1985, 367 с.
3. Н.М. Богданченко. Курсовые системы и их эксплуатация на самолетах. М.: Транспорт, 1983, 223 с.
4. Воробьев В.Г. Выбор и обоснование рациональной структуры автоматизированной системы контроля демонтированного авиационного и радиоэлектронного оборудования самолетов ГА. - В кн.: Обслуживание по состоянию и автоматизация контроля авиационного и радиоэлектронного оборудования в ГА. Сб. науч. трудов РКИИГА, 1979, с. 104-108.
5. Смирнов Н.Н. Техническое обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию. - В кн.: Воздушный транспорт, т. II. М.: ВИНТИ АН СССР, 1983, с. 1-168.
6. Д.С. Певнор, В.В. Яголкин. Гирокосмические системы. Ч. 1. М.: Высшая школа, 1977.
7. Ремонт авиационной техники. Теория и практика. Кн. 5. Л.Г. Вайнштейн, В.В. Власов, Г.А. Кручинский, Ю.Д. Спачев и др. Под ред. Г.А. Кручинского. М.: Машиностроение, 1984.
8. Гирокосмический индукционный компас ГИК-1. Техническое описание. М., Оборонгиз, 1962.
9. Курсовая система КС. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. М.: Машиностроение, 1969.
10. Точная курсовая система ТКС. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. М.: Машиностроение, 1971.
11. Курсовая система ГМК. Техническое описание. М.: Машиностроение, 1983.
12. Центральная гировертикаль ЦГВ. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. М.: Оборонгиз, 1961.
13. Авиаторизонт дистанционный АД-1. Техническое описание, инструкция по монтажу и эксплуатации. М.: Машиностроение, 1968.
14. Магнотабаритная вертикаль МТВ-1-с. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. М.: Машиностроение, 1974.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

|                                                                                                                             |     |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Сокращения и обозначения                                                                                                    | 3   |
| Предисловие                                                                                                                 | 5   |
| 1. Принципы построения систем измерения курса и вертикали                                                                   | 6   |
| 1.1. Системы измерения курса                                                                                                | 6   |
| 1.1.1. Основные понятия                                                                                                     | 6   |
| 1.1.2. Магнитный и индукционный датчики магнитного курса                                                                    | 10  |
| 1.1.3. Гирокосп направления                                                                                                 | 13  |
| 1.1.4. Гирокосп направления и индукционный датчик в курсовой системе                                                        | 16  |
| 1.1.5. Погрешности измерения курса                                                                                          | 18  |
| 1.1.6. Магнитная девиация и ее компенсация                                                                                  | 20  |
| 1.1.7. Резервирование и контроль                                                                                            | 23  |
| 1.1.8. Особенности эксплуатации систем измерения курса                                                                      | 24  |
| 1.1.9. Точность определения курса и методы навигации ВС ГА                                                                  | 26  |
| 1.1.10. Особенности использования систем измерения курса на этапе запусков двигателей и рулении                             | 28  |
| 1.2. Измерители вертикали                                                                                                   | 29  |
| 1.2.1. Основные понятия                                                                                                     | 29  |
| 1.2.2. Принципы построения гировертикалей и авиаторизонтов                                                                  | 31  |
| 1.2.3. Погрешности гировертикалей и авиаторизонтов                                                                          | 33  |
| 1.3. Основные принципы наземного обслуживания аппаратуры измерения курса и вертикали                                        | 34  |
| 1.3.1. Система технической эксплуатации и ремонта аппаратуры измерения курса и вертикали и направления ее совершенствования | 35  |
| 2. Аппаратура измерения курса                                                                                               | 46  |
| 2.1. Гироиндукционный компас ГИК-1                                                                                          | 46  |
| 2.1.1. Общие сведения                                                                                                       | 46  |
| 2.1.2. Устройство блоков                                                                                                    | 51  |
| 2.1.3. Основные вопросы эксплуатации                                                                                        | 61  |
| 2.2. Курсовая система ГМК-1                                                                                                 | 64  |
| 2.2.1. Общие сведения                                                                                                       | 64  |
| 2.2.2. Устройство блоков                                                                                                    | 66  |
| 2.2.3. Основные вопросы эксплуатации                                                                                        | 82  |
| 2.3. Курсовая система КС                                                                                                    | 83  |
| 2.3.1. Общие сведения                                                                                                       | 83  |
| 2.3.2. Устройство блоков                                                                                                    | 87  |
| 2.3.3. Основные вопросы эксплуатации                                                                                        | 107 |
| 2.4. Курсовая система ТКС                                                                                                   | 110 |

|                                                                                                   |     |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 2.4.1. Общие сведения . . . . .                                                                   | 110 |
| 2.4.2. Устройство блоков . . . . .                                                                | 115 |
| 2.4.3. Основные вопросы эксплуатации . . . . .                                                    | 150 |
| 2.5. Система определения и устранения девиации СОУЛ . . . . .                                     | 158 |
| 2.5.1. Общие сведения . . . . .                                                                   | 158 |
| 2.5.2. Устройство блоков . . . . .                                                                | 161 |
| 2.5.3. Основные вопросы эксплуатации . . . . .                                                    | 164 |
| 2.6. Прибор навигационный плановый ПНП-72 . . . . .                                               | 165 |
| 2.6.1. Общие сведения . . . . .                                                                   | 165 |
| 2.6.2. Устройство прибора . . . . .                                                               | 167 |
| 2.6.3. Основные вопросы эксплуатации . . . . .                                                    | 174 |
| 3. Аппаратура измерения вертикали . . . . .                                                       | 176 |
| 3.1. Центральная гиравертикаль ЦГВ . . . . .                                                      | 176 |
| 3.1.1. Общие сведения . . . . .                                                                   | 176 |
| 3.1.2. Устройство ЦГВ . . . . .                                                                   | 177 |
| 3.1.3. Основные вопросы эксплуатации . . . . .                                                    | 185 |
| 3.2. Малогабаритная гиравертикаль МГВ-1С . . . . .                                                | 188 |
| 3.2.1. Общие сведения . . . . .                                                                   | 188 |
| 3.2.2. Устройство конструктивных элементов . . . . .                                              | 196 |
| 3.2.3. Основные вопросы эксплуатации . . . . .                                                    | 199 |
| 3.3. Дистанционный авиаторизонт АД-1 . . . . .                                                    | 201 |
| 3.3.1. Общие сведения . . . . .                                                                   | 201 |
| 3.3.2. Устройство блоков . . . . .                                                                | 202 |
| 3.3.3. Основные вопросы эксплуатации . . . . .                                                    | 212 |
| 3.4. Прибор командный пилотажный ПКП-72 . . . . .                                                 | 214 |
| 3.4.1. Общие сведения . . . . .                                                                   | 214 |
| 3.4.2. Устройство прибора . . . . .                                                               | 215 |
| 3.5. Авиаторизонты АГВ-3К, АГВ-72А и АГВ-74 . . . . .                                             | 221 |
| 3.6. Высок контроля крена ВКС-18 . . . . .                                                        | 229 |
| 4. Гиропониеские датчики курса, крена и тангажа, системы формирования курса и вертикали . . . . . | 235 |
| 4.1. Гироагрегат ГА-8 и блок усилителей БУ-12 2-й серии . . . . .                                 | 236 |
| 4.1.1. Общие сведения . . . . .                                                                   | 236 |
| 4.1.2. Устройство гироагрегата и блока усилителей . . . . .                                       | 236 |
| 4.1.3. Основные вопросы эксплуатации . . . . .                                                    | 244 |
| 4.2. Инерциальная курсовертикаль ИКВ-72 . . . . .                                                 | 245 |
| 4.2.1. Общие сведения . . . . .                                                                   | 245 |
| 4.2.2. Устройство конструктивных элементов . . . . .                                              | 255 |
| 4.2.3. Основные вопросы эксплуатации . . . . .                                                    | 270 |
| 4.3. Системы формирования курса . . . . .                                                         | 272 |
| 4.3.1. Базовая система формирования курса БСФК-1 . . . . .                                        | 272 |
| 4.3.2. Базовая система курса и вертикали БСКВ . . . . .                                           | 290 |
| 4.3.3. Основные вопросы эксплуатации систем БСФК и БСКВ . . . . .                                 | 297 |
| 4.4. Инерциальные системы навигации . . . . .                                                     | 299 |
| 4.4.1. Инерциальная система И-1 . . . . .                                                         | 304 |
| 4.4.2. Инерциальная система И-11-1 . . . . .                                                      | 329 |
| 4.4.3. Основные вопросы эксплуатации систем И-11 и И-11-1 . . . . .                               | 332 |
| 4.5. Использование навигационных бортовых систем для коррекции курса в полете . . . . .           | 332 |
| Список литературы . . . . .                                                                       | 338 |

АКИН/ДЕВ Юрий Александрович, ВОРОБЬЕВ Владимир Георгиевич,  
КАРЧЕВСКИЙ Анатолий Александрович и др.

# ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ИЗДАНИЕ

## АППАРАТУРА ИЗМЕРЕНИЯ КУРСА И ВЕРТИКАЛИ НА ВОЗДУШНЫХ СУДАХ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Редактор М.В. Крылов  
Художественный редактор В.В. Лебедев  
Обложка художника И.К. Капридановой  
Технический редактор Н.В. Михайлова  
Корректор Т.П. Бровка  
Операторы Е.К. Лукьянец, Л.С. Сафонова

Н/К

Сдано в набор 3.10.88. Подписано в печать 30.06.89. Т-04962.  
Формат 60 x 88 1/16. Бумага офсетная № 2. Гарнитура Пресс Роман.  
Печать офсетная. Усл. печ. л. 21,07. Усл. кр.-отт. 21,07. Уч.-изд. л. 24,32.  
Тираж 2000 экз. Заказ № 1606. Цена 1 р. 50 к.

Ордена Трудового Красного Знамени издательство "Машиностроение",  
107076, Москва, Стромкинский пер., 4

Отпечатано в московской типографии № 8 Союзполиграфпрома  
при Государственном комитете СССР по делам издательства, полиграфии  
и книжной торговли 101898, Москва, Хохловский пер., 7, с оригинала-макета,  
изготовленного в издательстве "Машиностроение" на наборно-литографической машине

## УВАЖАЕМЫЕ ЧИТАТЕЛИ!

Издательство "Машиностроение" в 1990 г. выпустит следующие книги по авиации:

*Агеев В.М., Паслова Н.В. Приборные комплексы летательных аппаратов: Расчет и проектирование: Учебник для авиационных специальностей машиностроительных вузов / Под ред. В.В. Петрова. — 30 л.: ил.*

Изложены принципы построения, методы расчета и проектирование приборных комплексов летательных аппаратов (ЛА), обеспечивающих получение и измерение параметров, обработку и отображение информации о движении ЛА, контроль за работой бортового оборудования и решение задач навигации и управления.

*Кургуз Л.И. Точность гироскопических устройств систем управления летательных аппаратов. — 12 л.: ил.*

Рассмотрены вопросы повышения точности систем управления ракет-носителей и космических аппаратов. Проанализированы системы начальной выставки гироскопических устройств и бортовые системы повышенной точности. Даны способы измерения и компенсации погрешностей, вызванных упругими колебаниями корпуса летательного аппарата.

Для инженеров, занимающихся системами управления летательных аппаратов.

*Лещинер Л.Б., Улянов И.Е., Тверецкий В.А. Проектирование топливных систем самолетов / Под пер. В.А. Степанова. — 2-е изд., перераб. и доп. — 18 л.: ил.*

Рассмотрены критерии оптимизации, основы автоматизированного проектирования топливных систем самолетов (ТСС). Изложены методы расчета систем подачи топлива, наддува, заправки, слива. Даны методы выбора основных параметров ТСС и агрегатов с учетом влияния других систем самолетов.

Второе издание (1-е изд. 1975 г.) переработано и дополнено изложением методов проектирования ТСС с заданной эксплуатационной технологичностью и опыта, накопленного за последнее десятилетие.

Для инженеров и конструкторов, занимающихся проектированием топливных систем и агрегатов.

*Микеладзе В.Г., Титов В.М. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолетов и ракет: Справочник. — 2-е изд., доп. — 14 л.: ил.*

Содержит определения и обозначения основных геометрических и аэродинамических характеристик самолетов и некоторых типов ракет. Приведено сопоставление определений и обозначений, принятых в СССР, с используемыми в Англии, Франции, ФРГ, а также в документах Международной организации по стандартизации (ИСО).

Второе издание (1-е изд. 1982 г.) дополнено терминами, вошедшими в практику в последние годы, изложением геометрических характеристик ЛА по документам ИСО.

Для инженеров авиационной промышленности.

*Практикум по экономике промышленности летательных аппаратов: Учеб. пособие для авиационных вузов / П.Л. Акинов, М.Ю. Бормотов, А.М. Выходов и др.; Под ред. С.А. Саркисяна. — 12 л.: ил.*

Изложены практические задачи планирования экономического и социального развития, расчет технико-экономических показателей: основных и оборотных средств, заработной платы, производительности труда, себестоимости, цены, рентабельности, фондов стимулирования при производстве летательных аппаратов с использованием моделирования применением ЭВМ. Даны справочные нормативные материалы.

*Проектирование гражданских самолетов: Теория и методы / И.Я. Каптурев, М.С. Неймарк, В.И. Шейнин и др.; Под ред. Г.В. Новожилова. — 45 л.: ил.*

Изложены теории надежности и эффективности самолетов, теории модификаций. Рассмотрены некоторые вопросы весового проектирования и расчетов самолета на прочность, отдельные методы проектирования каркасных конструкций планера, проектировочные расчеты его силовых элементов и агрегатов. Освещено применение композиционных материалов и их взаимодействие с системами оборудования. Изложена методика расчета конструкций взлетно-посадочных устройств на ресурс и методы проектирования современных систем управления самолетом.

Для научных работников авиационной техники; будет полезна инженерам, занятым созданием авиатехники.

**Экономика и организация производства летательных аппаратов:** Учеб. пособие по дипломному проектированию для авиационных вузов / *А.М. Геворкян, Э.С. Минаев, А.А. Карасева* и др. — 4-е изд., перераб. и доп. — 12 л.: ил.

Изложены методические материалы, даны рекомендации и приведена нормативно-справочная информация, необходимая студентам при разработке вопросов экономики и организации производства в дипломных проектах. Рассмотрены методы и методики технико-экономических расчетов, выполняемых при обосновании выбора нового или усовершенствованного варианта конструкции авиационной техники.

Четвертое издание (3-е изд. 1982 г.) переработано и дополнено рекомендациями по структуре дипломного проекта и его комплектности.



Аппаратура  
измерения  
курса и вертикали  
на воздушных судах  
гражданской  
авиации

