

**РУКОВОДСТВО
ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ
И ТЕХНИЧЕСКОМУ
ОБСЛУЖИВАНИЮ
ГК—300**

КНИГА IV

АВИАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Руководство по технической эксплуатации самолета 96 состоит из четырех книг:

Книга I - Планер и силовая установка.

Книга II - Вооружение.

Книга III - Радиоэлектронное оборудование.

Книга IV - Авиационное оборудование.

В каждой книге руководства даны общие сведения о системах и агрегатах, об их размещении, назначении и принципах работы, а также приведены указания по техническому обслуживанию систем и агрегатов самолета и порядок выполнения проверок и осмотров.

Перечень работ по подготовке самолета к полету и при проведении регламентных работ указан в книге "Регламент технической эксплуатации № 2I" для самолета 96.

Изменения руководства будут производиться издаваемыми эксплуатационными бюллетенями.

При проведении работ, связанных с электромонтажами на самолете, следует руководствоваться схемами, приведенными в книге "Альбом фидерных схем", которая прилагается к каждому самолету.

В книге имеются две вклейки: вклейка № I - между страницами I6 и I7, вклейка № 2 - между страницами 40 и 4I.

ВВЕДЕНИЕ

Самолет 96 оборудован двумя самостоятельными системами энергоснабжения постоянным и переменным током, обеспечивающими электропитанием следующие электрические схемы:

- запуска двигателя, контроля его работы и управления режимами, холодной прокрутки, консервации, управления створками перепуска воздуха (противопомпажными), управления положением конуса воздухозаборника, противопожарного оборудования, питания двигателя топливом, подвески и сброса бака (под фюзеляжем);
- управляемого стабилизатора, насосной станции, измерения давления в основной и бустерной гидросистемах;
- управления шасси и автоматического растормаживания колес;
- управления тормозными щитками, закрылками, тормозным парашютом, управлениям сдувом пограничного слоя (СПС) и управления пороховыми ускорителями;
- вооружения, пилотажно-навигационного и радиоэлектронного оборудования;
- рулежно-посадочных фар, освещения кабины красным светом, аэронавигационных огней, сигнализации режимов работы двигателя, систем самолета и электрообогрева;
- управления положением сиденья, системы аварийной регистрации параметров полета и фотоприставки.

Самолет оборудован автопилотом АП-155, курсовой системой, авиагоризонтом с системой переключения на резервный гиродатчик, указателями скорости, курса, высоты и числа M , работающими, как в комплексе с автоматической радиолинией, так и самостоятельно, получая сигналы изменения скорости и высоты от системы ПВД и изменения курса от системы КСИ.

Кабина самолета оборудована системой автоматического регулирования температуры воздуха и системой освещения пультов и приборов красным светом.

Пилотажно-навигационное и кислородное оборудование, автоматическое регулирование температуры воздуха, а также удобное размещение приборов и пультов в кабине и освещение их красным светом создают необходимые условия для нормальной работы летчи-

ка в полете и обеспечивают пилотирование самолета днем и ночью в простых и сложных метеорологических условиях, а также позволяют решать задачи непрерывного контроля режимов полета, работы силовой установки и систем самолета.

ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

1. Для обеспечения правильной эксплуатации авиационного оборудования самолета и предотвращения выхода из строя его агрегатов и систем необходимо:

а) в совершенстве знать конструкцию и работу всех систем и агрегатов авиационного оборудования самолета;

б) к эксплуатации и обслуживанию авиационного оборудования допускать только лиц, прошедших специальную подготовку по изучению конструкции самолета и его оборудования со сдачей соответствующих зачетов.

2. При эксплуатации и изучении агрегатов и приборов, имеющих свою техническую документацию, следует пользоваться приложенной к ним документацией и соответствующими разделами книг I, II и III настоящего руководства.

3. При проверке работоспособности оборудования самолета (авиагоризонта, системы КСИ, автопилота, системы ПВД, кислородного оборудования и др.) проверочными и контрольными пультами руководствоваться описаниями и инструкциями по эксплуатации этих проверочных установок и пультов.

4. Все работы на самолете производить исправным и маркированным инструментом и приспособлениями. После окончания работы проверить наличие инструмента по описи во избежание оставления его внутри самолета.

5. При работе с данной книгой по разделам, связанным со схемами отдельных систем и агрегатов, следует пользоваться схемами и описаниями их работы, приведенными в I и III частях книги "Альбом фидерных схем".

МЕРЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ РАБОТЕ С АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКОЙ

1. Перед началом осмотра, выполнения регламентных и других работ на самолете принять меры безопасности, исключающие случайные выстрелы, срабатывание пиромеханизмов катапультируемого сиденья, сброс бака, складывание шасси, самопроизвольное включение систем и электроагрегатов и другие случаи, которые могут угрожать здоровью личного состава и привести к повреждению

Для этого убедиться в том, что:

- самолет надежно заземлен;
- автоматы защиты сети и выключатели в цепях управления стрельбой, сбрасыванием бомб, пуском ракет, сбросом подвесного бака, запуском и сбросом ускорителей выключены, а кнопки закрыты предохранительными колпачками;
- в соответствующие пиромеханизмы и узлы, в кнопку взрыва установлены предохранительные стопоры;
- в головке пиропистолета сброса подвесного бака стоит предохранительная шпилька с красным флажком;
- ручка переключателя крана шасси находится в нейтральном положении на защелке.

2. Во время работы двигателя не разрешается находиться или проходить в опасных зонах, расположенных впереди всасывающего канала и позади реактивного сопла.

3. Во время работы двигателя никаких работ на самолете, кроме проверки агрегатов и приборов, а также герметичности соединений, производить не разрешается. Около самолета должны находиться средства тушения пожара.

4. При выполнении работ на самолете и двигателе запрещается класть на детали, узлы, агрегаты самолета и двигателя посторонние предметы и инструмент. После окончания работ проверить, не осталось ли посторонних предметов в локках, отсеках, на узлах и агрегатах самолета и двигателя и проверить по описи наличие инструмента.

5. При заправке самолета топливом запрещается находиться под самолетом, а также работать на лестницах у хвостовой части фюзеляжа во избежание несчастных случаев из-за резкой просадки самолета по мере заполнения топливных баков.

6. Перед опробованием двигателя, уборкой и выпуском шасси, закрылков, щитков убедиться в том, что в этих местах нет людей, занятых работой. Команды предупреждения должны быть доведены до всего личного состава, находящегося около самолета или внутри его. Указанные работы можно производить только после ответных докладов о безопасности.

7. Наземный источник электропитания при запуске отключать по команде техника самолета из кабины при выходе двигателя на обороты малого газа.

8. Перед снаряжением самолета боеприпасами, установкой на него ускорителей или перед их снятием самолет должен быть установлен в безопасном направлении.

Впереди самолета (в направлении стволов оружия), а при подвеске боеприпасов и ускорителей - и сзади, на видном месте на расстоянии 5 м от самолета устанавливать красные флажки (древко 1,5 м, полотнище 0,25x0,4 м), запрещающие проход и проезд вблизи самолета в направлении флажков. Ночью для этой цели применять красные фонари. Снаряжать самолет боеприпасами или устанавливать на него ускорители и снимать их с самолета при работающем двигателе или нахождении кого-либо в кабине запрещается.

9. При снаряжении самолета боеприпасами и ускорителями запрещается находиться впереди или сзади их, а также под подвешенными бомбами или впереди стволов оружия. Запрещается устранять неисправности в электрических цепях самолета, который снаряжен боеприпасами или на котором установлены ускорители, а также при заряженном "под выстрел" артиллерийском оружии.

10. После зарядания оружия, подвески на держатели спецподвесок и снаряжения их производить какие-либо работы на оружии и с держателями, а также выполнять работы в кабине, связанные с включением или проверкой цепей стрельбы, пневмоперезарядки, боевого сброса (пуска) или аварийного сбрасывания, категорически запрещается.

11. При работе с кислородным оборудованием тщательно следить за тем, чтобы на приборы, бортовую арматуру и трубопроводы кислородного оборудования не попадало масло. Запрещается производить работы руками, не очищенными от масла, и инструментом, имеющим следы масла и жировых веществ.

12. При выполнении работ по техническому обслуживанию радиоэлектронного и авиационного оборудования необходимо принимать меры безопасности для предупреждения случаев короткого замыкания, поражения током высокого напряжения и самопроизвольного включения оборудования.

13. Запрещается:

- оставлять неизолированными свободные концы проводов;
- оставлять открытыми электрошитки распределительных устройств и клеммные панели аппаратуры, находящиеся под напряжением;
- подключать к бортовой сети самолета самолетные и аэродромные источники электроэнергии до окончания работ в электрошитках, а также других работ по осмотру электрических устройств;
- отсоединять кабели и фидеры, снимать кожухи с блоков, заменять предохранители, индикаторные и электронные лампы при включенном оборудовании.

14. Перед включением аэродромных источников электроэнергии для проверки оборудования необходимо получить разрешение на проведение работ у техника самолета и установить перед самолетом трафарет "Самолет под током".

15. При работе личного состава с высокочастотной аппаратурой должны быть обеспечены меры безопасности по предохранению личного состава от облучения, предусмотренные соответствующими инструкциями и положениями.

ЧАСТЬ ПЕРВАЯ

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

ГЛАВА I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Электрооборудование самолета состоит из источников электроэнергии, потребителей электроэнергии и электрической сети, в которую входят: аппаратура защиты, коммутационная аппаратура, минусовые соединения, электропровода и электроразъемы.

Основным источником электроэнергии постоянного тока является генератор-стартер ГСР-СТ-12000ВТ, резервным - две аккумуляторные батареи ИСЦ-45Б, которые в нормальном режиме работают параллельно с генератором.

Генератор-стартер работает в комплекте с регулятором напряжения РУТ-82, трансформатором стабилизации ТС-9М, выносным сопротивлением ВС-20, автоматом защиты от перенапряжения АЗП-1МА и дифференциально-минимальным реле ДМР-400Т.

Номинальные данные генератора

Напряжение	28,5 в
Ток нагрузки	400 а
Мощность	12000 вт
Диапазон скоростей вращения	4200-9000 об/мин
Режим работы	продолжительный

Охлаждение генератора осуществляется путем продува через него забортного воздуха.

Регулятор напряжения РУТ-82 служит для поддержания напряжения генератора в заданных пределах при изменении нагрузки генератора и оборотов двигателя. Регулятор электромагнитный, реостатного типа с плавным изменением сопротивления угольного столба. Напряжение бортовой сети, поддерживаемое регулятором, равно 28,5 в.

Дифференциально-минимальное реле ДМР-400Т выполняет следующие функции:

- подключает генератор к основной шине энергоузла, когда его напряжение превышает напряжение аккумуляторных батарей на величину $0,2 - 1$ в;
- отключает генератор от основной шины энергоузла, когда его напряжение становится меньше напряжения аккумуляторных батарей и через ДМР-400Т потечет обратный ток $I_5 - 35$ а;
- осуществляет сигнализацию отключения генератора.

Выключение генератора в бортовую сеть производится дифференциально-минимальным реле ДМР-400Т при включенном выключателе на правом пульте кабины с надписью "Генерат.-". При отказе или невключении генератора в бортовую сеть в табло Т-10У2 на приборной доске должна загореться лампа с надписью "Генер. пост. выкл." и одновременно начнет мигать лампа КСЦ-1 сигнализации опасных режимов (СОРЦ). Для контроля тока нагрузки генератора в энергоузле установлена розетка, к которой подключается амперметр.

Автомат защиты от перенапряжения АЗП-1МА служит для защиты самолетной сети постоянно о тока от аварийного повышения напряжения генератора, связанного с напряжением нормальной работы регулятора напряжения.

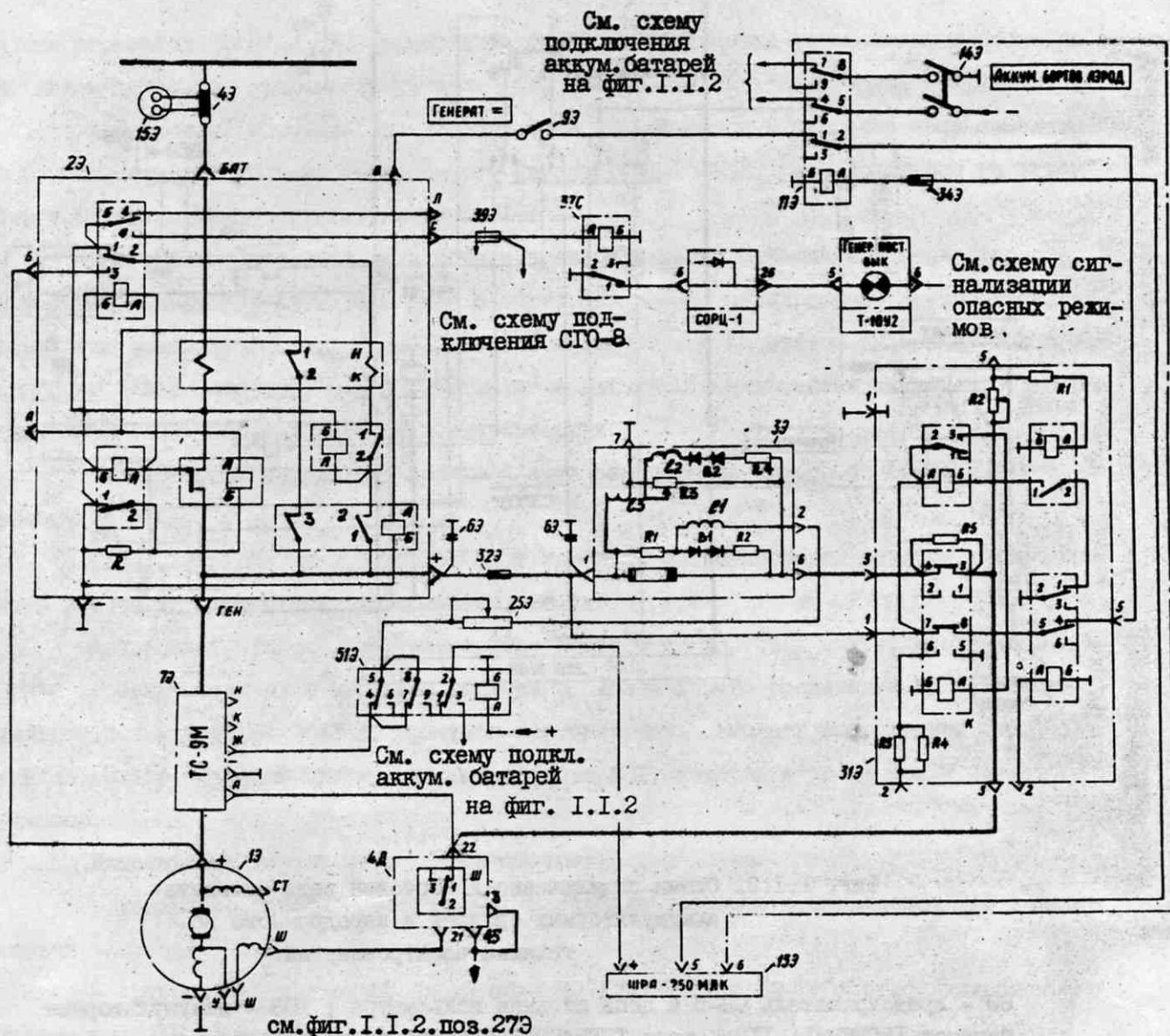
Трансформатор стабилизации ТС-9М обеспечивает гашение автоколебаний напряжения и тока при изменении нагрузки или оборотов генератора (двигателя).

Схема подключения генератора постоянного тока к бортовой сети самолета показана на фиг. 1.1.1.

Основная шина энергоузла самолета получает питание при работающем двигателе от генератора-стартера ГСР-СТ-12000ВТ, а при неработающем двигателе - от бортовых аккумуляторных батарей И5СЦС-45Б или от наземного источника электроэнергии. Электросеть самолета - однопроводная, в качестве минусового провода служит корпус самолета.

Для проверки оборудования самолета на земле при неработающем двигателе и для запуска двигателя применяется аэродромный источник электроэнергии, оборудованный коробкой пусковых агрегатов КПА-6. Коробка обеспечивает подключение к бортовой сети самолета аэродромного источника электроэнергии постоянного тока, переключение аэродромных источников с 24 в на 48 в при запуске двигателя и исключает возможность подключения аэродромного источника электроэнергии к бортовой сети самолета с неправильной полярностью.

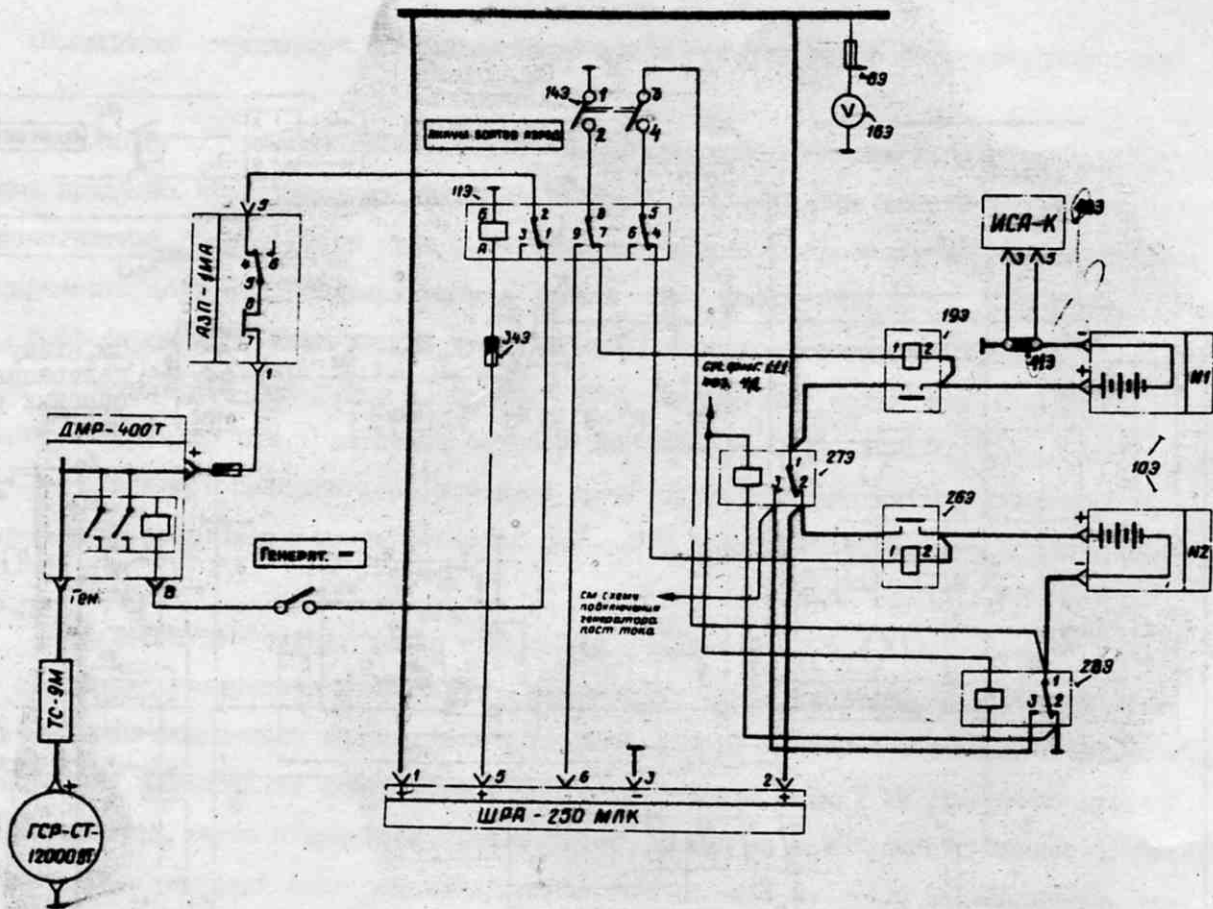
Для обеспечения автоматического (встречного) запуска двигателя в воздухе при



Фиг. I.I.I. Схема подключения генератора постоянного тока к бортовой сети самолета.

1Э - генератор-стартер ГСР-СТ-12000ВТ; 2Э - дифференциально-минимальное реле ДМР-400Т; 3Э - регулятор напряжения РУТ-82; 4Э - шунт амперметра Ш-2; 6Э - конденсатор МБГТ-160-4; 7Э - трансформатор стабилизации ТС-9М; 9Э - выключатель ВГ-15К-2С генератора-стартера ГСР-СТ-12000ВТ; 11Э - реле ТКЕ54ПОДГ блокировки по аэродромному источнику электроэнергии; 13Э - вилка ШРА-250МЛК для подключения аэродромного источника электроэнергии; 14Э - выключатель 2ВГ-15К включения бортовых аккумуляторных батарей и аэродромного источника электроэнергии; 15Э - розетка амперметра 48К; 25Э - выносное сопротивление ВС-20 для регулировки напряжения генератора-стартера ГСР-СТ-12000ВТ; 31Э - автомат защиты сети от перенапряжения АЗП-1МА; 32Э - предохранитель ИШ-15 в аварийной цепи генератора-стартера ГСР-СТ-12000ВТ; 34Э - предохранитель ИШ-5 в цепи блокировки по аэродромному источнику электроэнергии; 39Э - предохранитель ИШ-5; 51Э - реле ТКЕ54ПОДГ защиты РУТ-82 и ДМР-400Т от напряжения 48в; 37С - реле ТКЕ2ШДТ сигнализации отказа генератора-стартера ГСР-СТ-12000ВТ; 4Д - коробка пусковых реле КР-15А.

Ген тока
аэродрома.



Фиг. I.I.2. Схема подключения к бортовой сети самолета аккумуляторных батарей и аэродромного источника электроэнергии.

83 - предохранитель СП-5 в цепи питания вольтметра ; 103 - аккумуляторные батареи И5СЦ-45; 113 - реле ТКБ54ПОДГ блокировки по аэродромному источнику электроэнергии ; 143 - выключатель 2ВГ-15К включения бортовых аккумуляторных батарей и аэродромного источника электроэнергии; 163 - вольтметр В-1; 193 - контактор КМ-400Д-В включения аккумуляторной батареи № 1; 263 - контактор КМ-400Д-В включения аккумуляторной батареи № 2; 273, 283 - контакторы КП-400Д переключения аккумуляторных батарей в процессе запуска двигателя; 343 - предохранитель ИП-5 в цепи блокировки по аэродромному источнику электроэнергии; 403 - указатель из комплекта ИСА-К; 413 - шунт ПИС.

пуске агрегатов "ЗГО" и "ИС" в переднем отсеке оборудования установлена коробка реле автоматического запуска двигателя.

Аэродромный источник постоянного тока подключается к бортовой сети самолета с помощью жгута и разъема аэродромного питания ШРА-250МЛК, расположенного на левом борту фюзеляжа между шпангоутами № II-13.

При этом от бортовой сети самолета автоматически отключаются генератор-стартер ГСР-СТ-12000ВТ и аккумуляторные батареи. Включение аэродромного источника электроэнергии постоянного тока осуществляется выключателем на правом пульте кабины с надписью "Аккумулятор. бортов. аэродр.". Этим же выключателем включаются аккумуляторные батареи при отключенном источнике электроэнергии.

Для контроля напряжения бортовой сети самолета на приборной доске имеется вольтметр В-1.

Схема подключения к бортовой сети самолета аккумуляторных батарей и аэродромного источника электроэнергии показана на фиг. 1.1.2.

Автономный запуск двигателя осуществляется от бортовых аккумуляторных батарей с переключением их в процессе запуска с параллельного соединения на последовательное по системе 24 - 48 в, при этом бортовая сеть самолета напряжением 24 в питается только от одной аккумуляторной батареи № I, которая в то же время питает и стартер.

Источниками переменного тока являются:

- генератор однофазного тока СГО-8 стабилизированного напряжения II5 в переменной частотой 400 + 900 гц;

- преобразователи однофазного тока ПО-1500ВТ-3И и ПО-750А стабилизированного напряжения II5 в частотой 400 гц;

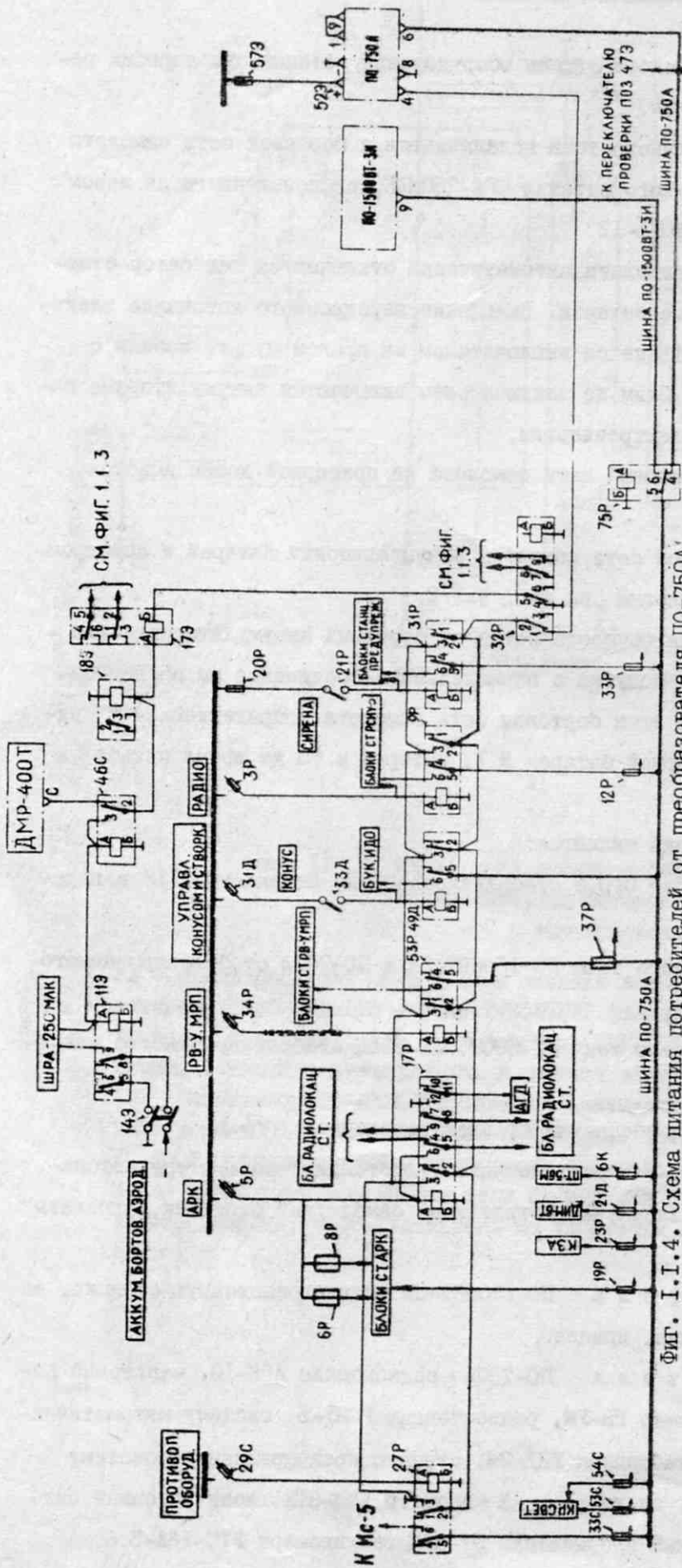
- преобразователи однофазного тока ПТ-500Ц, ПТ-125Ц стабилизированного напряжения 36 в частотой 400 гц.

Источники переменного тока обеспечивают электропитанием:

1. Генератор СГО-8 - радиолокационную станцию, аппаратуру автоматической радиолонии, аппаратуру запросчика-ответчика, самолетный ответчик, агрегаты вооружения.

2. Преобразователь ПО-1500ВТ-3И - радиолокационную станцию, аппаратуру автоматической радиолонии, прицел.

3. Преобразователь ПО-750А - радиокомпас АРК-10, маркерный радиоприемник МРП-56Ц, радиовысотомер РВ-УМ, радиостанцию РСИУ-5, систему автоматического управления конусом воздухозаборника УВД-2М, станцию предупреждения, систему освещения кабины красным светом, электрический манометр ДИМ-8ТК, ионизационный сигнализатор пожара ИС-5, тиратронный прерыватель ПТ-56М топливомера РТС-16А-5,6.



Фиг. 1.1.4. Схема питания потребителей от преобразователя ПО-750А.

ЗР-автомат защиты АЗС-5 питания станции РСИУ-5 "Радио"; 5Р-автомат защиты АЗС-5 "АРК"; 7Р-автомат защиты АЗС-5 "Авар.перекл.преобр."; 9Р-реле ТКЕ52ЩТ включения радио; 12Р-предохранитель СП-5 в цепи питания радио; 17Р-реле ТКЕ24ЩТ включения станции "АРК"; 19Р-предохранитель СП-1 в цепи питания станции "АРК"; 20Р-предохранитель СП-1 в цепи питания станции "СПО"; 21Р-выключатель ВГ-15К-2С включения станции СПО; 27Р-реле ТКЕ22ЩТ включения контрольных приборов; 29Р-ТКЕ52ЩТ запросчика-ответчика по аварийному режиму; 31Р-реле ТКЕ22ЩТ включения станции "СПО"; 32Р-реле ТКЕ53ЩТ аварийного переключения преобразователей; 33Р-предохранитель СП-1 в цепи станции "СПО"; 34Р-автомат защиты сети АЗС-5 в цепи питания станций "РВ-У" и "МРП"; 53Р-реле ТКЕ22ЩТ включения станций "РВ-У" и "МРП"; 54С-автомат защиты АЗС-10 "Управл.конусом и створк."; 57Э-выключатель ВГ-15К-2С в цепи управления конусом; 49Д-реле ТКЕ52ЩТ включения конуса.

4. Преобразователь ПТ-500Ц - курсовую систему КСИ-2, автопилот АП-155.

5. Преобразователь ПТ-125Ц - авиагоризонт АГД-1.

При отказе генератора постоянного тока (или его выключении) реле мощных потребителей отключает от бортовой сети самолета насос I-й группы топливных баков, цепи питания реактивного вооружения, преобразователь ПО-1500ВТ-3И, а также разрывает цепь питания переменным током радиолокационной станции и аппаратуры автоматической радиопередачи от генератора СГО-8 и преобразователя ПО-1500ВТ-3И. Электропитание остальных потребителей производится от аккумуляторных батарей. В этом случае аккумуляторные батареи, имеющие емкость 90 а.ч., обеспечивают электропитанием приборы и агрегаты, необходимые для продолжения полетов в течение 20 мин. при выключенном насосе 3-й группы баков.

В случае выхода из строя генератора переменного тока СГО-8 происходит автоматическое отключение питаемых им потребителей (радиолокационной станции, автоматической радиопередачи, самолетного ответчика, агрегатов реактивного вооружения), а аппаратура запросчика-ответчика продолжает работать от преобразователя ПО-750А в режиме ответа.

Схема питания потребителей от генератора СГО-8 и преобразователя ПО-1500ВТ-3И показана на фиг. I.I.3.

При отказе преобразователя ПО-750А предусмотрена возможность аварийного переключения питаемых им потребителей на преобразователь ПО-1500ВТ-3И. Для этого необходимо включить на правом пульте кабины АЗС с надписью "Авар. перекл. преобр."

При включении АЗС "Авар. перекл. преобр." радиолокационная станция и аппаратура автоматической радиопередачи через реле мощных потребителей отключаются от генератора СГО-8 и преобразователя ПО-1500ВТ-3И, а блок № 4 запросчика-ответчика отключается от преобразователя ПО-1500ВТ-3И. Питание потребителей с преобразователя ПО-750А переключается на преобразователь ПО-1500ВТ-3И.

Схема питания потребителей от преобразователя ПО-750А показана на фиг. I.I.4.

Генератор СГО-8 представляет собой двенадцатиполусную машину трехфазного переменного тока с возбуждением от бортовой сети постоянного тока. Генератор используется в качестве однофазного путем включения потребителей на любые две из трех клемм обмотки переменного тока.

Номинальные данные генератора

Напряжение	115 в
Ток	69,5 а
Мощность длительная	8 ква

Скорость вращения	4000 -- 9000 об/мин
Частота	400 -- 900 гц
Коэффициент мощности	0,85
Напряжение возбуждения	26 -- 30 в
Ток возбуждения	не более 28 а
Режим работы	продолжительный

Охлаждение генератора осуществляется путем продува через него забортного воздуха.

Генератор СГО-8 работает совместно с регулятором напряжения РН-400Б, коробкой регулирования и защиты КРЛ-31М и выносным сопротивлением ВС-30Б.

Регулятор напряжения РН-400Б служит для автоматического поддержания в заданных пределах напряжения генератора СГО-8 при изменении нагрузки и скорости вращения в рабочем диапазоне. Регулятор-электромагнитный, реостатного типа, с плавным изменением сопротивления угольного столба. Регулятор поддерживает напряжение U_{15} в $\pm 2\%$.

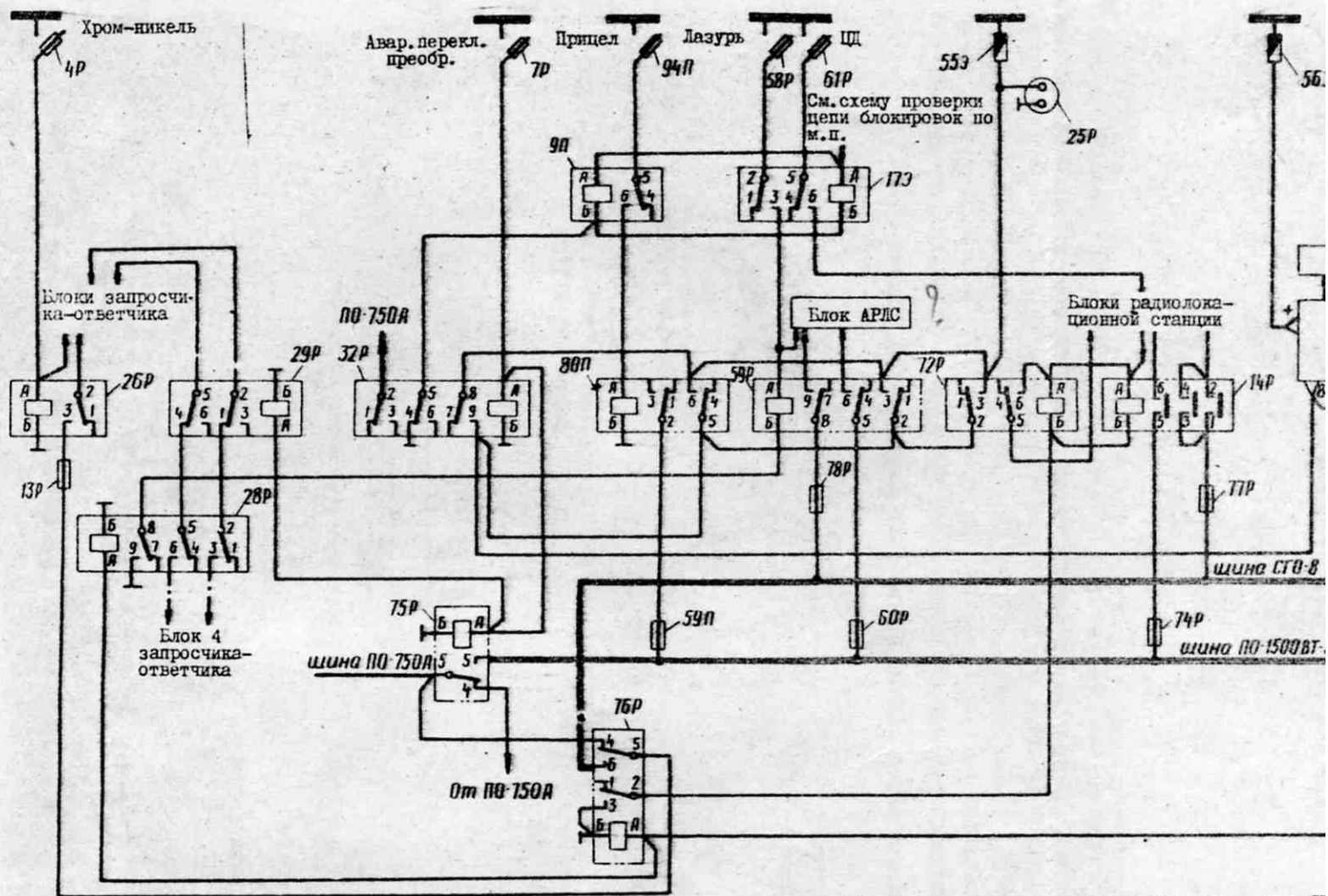
Коробка регулирования и защиты КРЛ-31М служит для обеспечения следующих режимов работы:

- включения генератора на нагрузку при определенном напряжении на его клеммах;
- автоматического отключения генератора от сети при авариях сети переменного тока или генератора;
- защиты потребителей от питания переменным током пониженной частоты;
- автоматического отключения генератора от сети при включении аэродромного источника питания;
- сигнализации отключения генератора.

Включение генератора СГО-8 производится АЗС на правом пульте кабины с надписью "Генерат. аэрод. ист." (выключатель "Аккумулятор. бортов. аэрод." должен быть включен).

При включении АЗС "Генерат. аэрод. ист." напряжение бортовой-сети подается через коробку КРЛ-31М на контактор включения обмотки возбуждения генератора. Контакт срабатывает и подает питание через угольный столб регулятора РН-400Б на обмотку возбуждения генератора СГО-8.

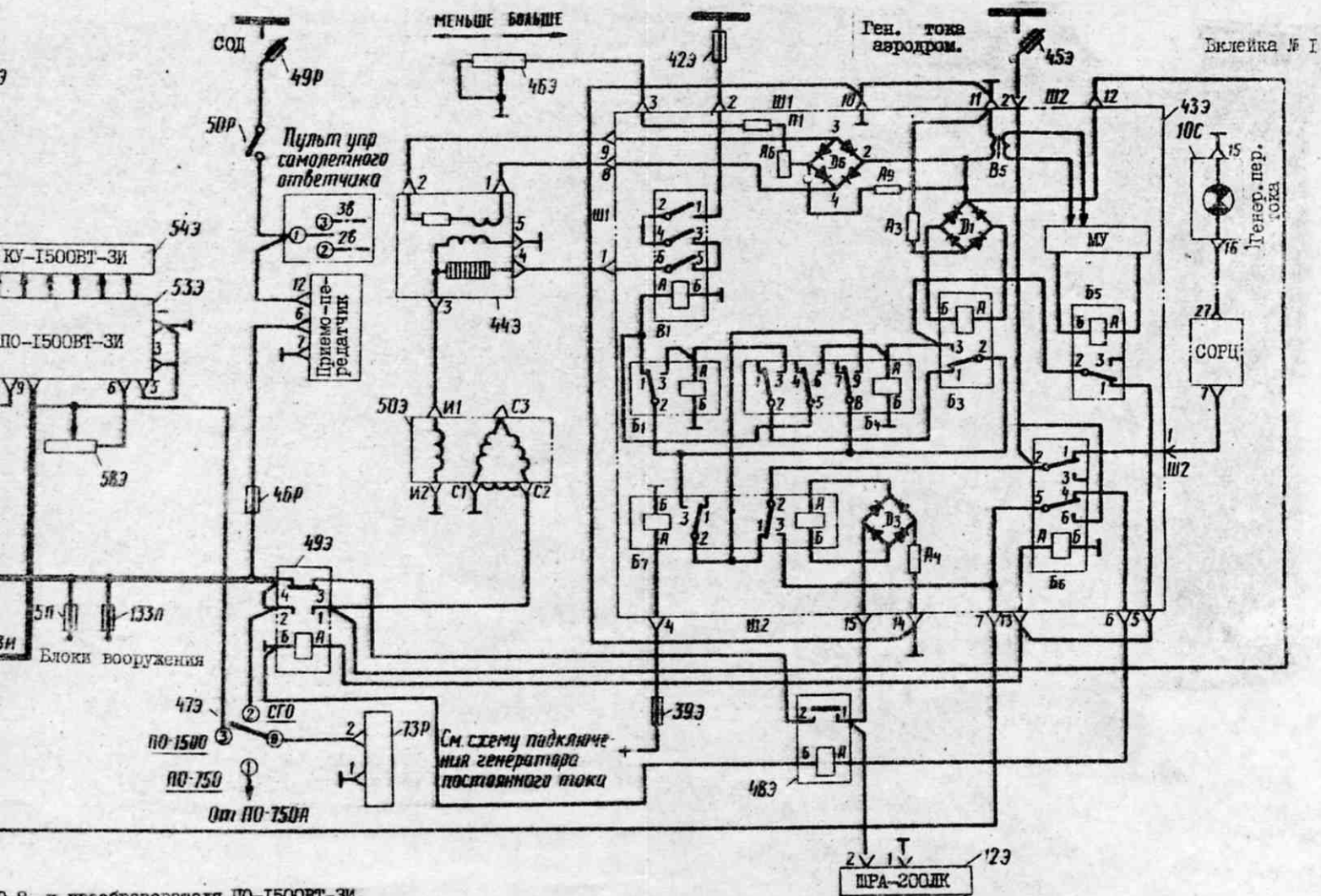
Включение возбуждения генератора СГО-8 возможно лишь при условии подачи плюсового сигнала в коробку КРЛ-31М от дифференциально-минимального реле ДМР-400Т (т.е. генератор СГО-8 вступает в работу только при работающем генераторе постоянного тока ГСР-СТ-1200ВТ и продолжает работать при выходе из строя последнего, получая электропитание на возбуждение от бортовой сети самолета, подключенной к аккумуляторным батареям). Включение генератора СГО-8 на нагрузку контролируется по погасанию сигнальной лампы с надписью "Генер. перем. вык.", находящейся в табло Т-10У2 на приборной доске.



Фиг. I.I.3. Схема питания потребителей от генератора СИ

4P - автомат защиты АЭС-5 "Хром-Никель"; 7P - автомат защиты АЭС-5 "Авар. перкл. преобр."; 13P - предохранитель СП-5 в цепи питания запросчика-ответчика; 14P - контактор ТКП10ЗДТ включения питания радиолокационной станции; 26P - реле ТКЕ52ЩДТ включения запросчика-ответчика; 28P - реле ТКЕ53ЩДТ блокировки запросчика-ответчика по генератору переменного тока; 29P - реле ТКЕ52ЩДТ запросчика-ответчика по аварийному режиму; 32P - реле ТКЕ53ЩДТ аварийного переключения преобразователей; 46P - предохранитель СП-2 в цепи питания самолётного ответчика; 49P - автомат защиты АЭС-5 "СОД"; 50P - выключатель НГ-15К-2С включения самолётного ответчика; 58P - автомат защиты АЭС-10 "Лазурь"; 59P - реле ТКЕ53ЩДТ включения автоматической радиолонии; 60P - предохранитель СП-5 в цепи питания автоматической радиолонии; 61P - автомат за-

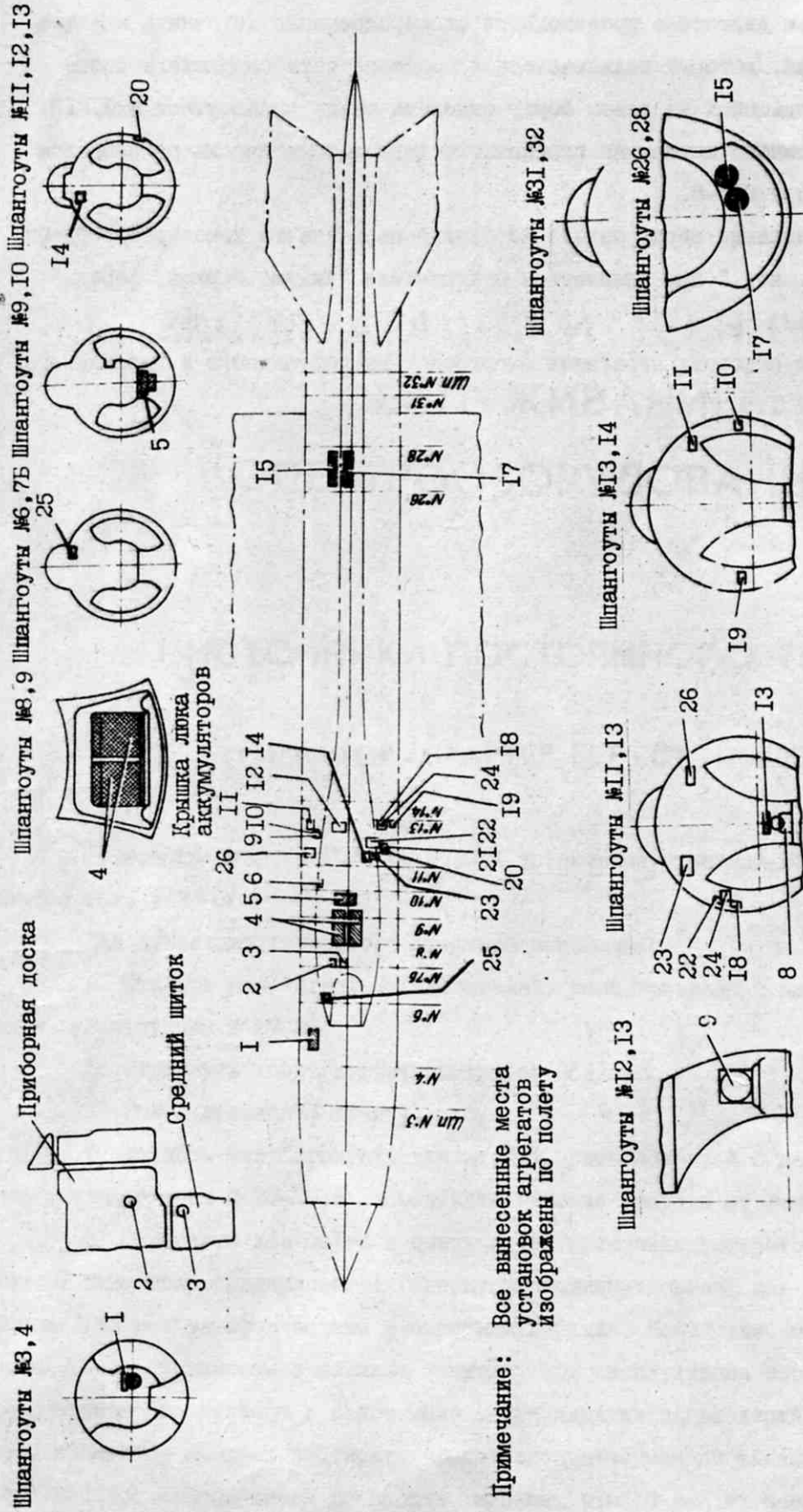
щиты АЭС-10 "Щ"; 72P - реле ТКЕ22ЩДТ за; 73P - разъем ШР20ПНГ5; 74P - предохранительной станции; 75P - реле ТКД12ЩДТУ ава; 76P - реле ТКД12ЩДТУ переключения питания; хранитель СП-15 в цепи питания радиолок; СП-5 в цепи питания автоматической ради; реле ТКП12ЩДТУ отключения мощных потрео; ного тока; 39P - предохранитель СП-5; 4; чения генератора СГ0-8; 43P - коробка р; напряжения РН-400Б; 45P - автомат заш; 46P - выносное сопротивление ВС-30Б для



0-8 и преобразователи ПО-1500BT-3И.

пуска преобразователя ПО-1500BT-3И;
 ель СП-15 в цепи питания радиолокаци-
 ийного переключения преобразователей;
 и запросчика-ответчика; 77P - предо-
 щной станции; 78P - предохранитель
 линии; 129 - разъем ШРА-200 ЛК; 179-
 гелей при отказе генератора постоян-
 9 - предохранитель ИИ-30 в цепи вклю-
 гулирования КРП-31М; 443 - регулятор
 АЭС-5 "Тенер.пер.тока авр.ист.";
 регулировки напряжения генератора пе-

ременного тока; 473 - переключатель ПЭИИТ-15 для замера источников перемен-
 ного тока; 483 - контактор ТКД50Щ1Т включения аэродромного источника электро-
 энергии; 493 - контактор ТКД51Щ1Т включения генератора СГО-8; 503 - генартор
 переменного тока СГО-8; 533 - преобразователь ПО-1500BT-3И; 543 - коробка ур-
 ревления KV-1500BT-3И; 553 - предохранитель ИИ-5 в цепи запуска ПО-1500BT-3И;
 563 - предохранитель ИИ-100 в цепи питания преобразователя ПО-1500BT-3И;
 583 - выносное сопротивление РС-4 для регулирования паряжения преобразова-
 теля ПО-1500BT-3И; 9И - реле ТКЕ52Щ1У отключения мощных потребителей при от-
 казе генератора постоянного тока; 59И - предохранитель СП-2 в цепи питания
 АСП; 80И - реле ТКЕ22Щ1Т включения АСП; 94И - автомат защиты АЭС-5 "Прицел".



Примечание: Все вынесенные места установок агрегатов изображены по полету

Фиг. 1.1.5. Размещение основных агрегатов энергосистемы постоянного и переменного тока

1 - преобразователь ПТ-500Ц; 2 - вольтметр В-1; 3 - интегрирующий счетчик ампер-часов ИСА-К; 4 - аккумуляторные батареи И5СЦС-45; 5 - преобразователь П0-750А; 6 - выносное сопротивление ВС-20; 8 - коробка КУ-1500ВТ; 9 - регулятор РУГ-82; 10 - конденсатор МБГТ-160-4; 11 - выносное сопротивление ВС-30Б; 12 - преобразователь ПТ-125Ц; 13 - преобразователь П0-1500ВТ-3И; 14 - автомат защиты от перенапряжения АЗП-1МА; 15 - генератор переменного тока СГО-8; 17 - генератор-стартер ГСР-СТ-12000ВТ; 18 - трансформатор стабилизации ТС-9М; 19 - конденсатор МБГТ-160-4; 20 - разъем ШРА-200ЛК для подключения аэродвигательного источника энергии переменного тока; 21 - разъем ШРА-250МЛК для подключения аэродвигательного источника энергии постоянного тока; 22 - дифференциально-минимальное реле ДМР-400Т; 23 - регулятор напряжения РН-400Б; 24 - коробка регулирования КРЛ-31М; 25 - трансформатор ТР-35; 26 - выносное сопротивление РС-4.

Электропитание бортовой сети самолета переменным током нестабилизированной частоты при неработающем двигателе производится от аэродромного источника электроэнергии переменного тока, который подключается к бортовой сети самолета к вилке разъема ШРА-200ЛК, находящейся на левом борту самолета между шпангоутами № II-13. При подключении аэродромного источника переменного тока автоматически разрывается цепь включения генератора СГО-8.

Включение и выключение аэродромного источника переменного тока производится АЗС "Генерат. аэродр. ист." при включенном выключателе "Аккумулятор бортовой аэродр." (см. фиг. I.I.3).

Схема размещения основных агрегатов энергосистемы постоянного и переменного тока показана на фиг. I.I.5.

По необходимости производить подрегулировку уровня напряжения генератора. Подрегулировку напряжения производить выносным сопротивлением ВС-20, установленным на правом пульте в кабине.

ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНО - МИНИМАЛЬНОЕ РЕЛЕ ДМР - 400Т

Дифференциально-минимальное реле установлено между шпангоутами № II-I2 в энергоузле левого борта.

Для демонтажа дифференциально-минимального реле необходимо:

1. Открыть люк с надписью "Электрооборудование" с левой стороны фюзеляжа.
2. Отсоединить все провода от дифференциально-минимального реле.
3. Отвернуть четыре винта и снять дифференциально-минимальное реле.

Установку дифференциально-минимального реле производить в обратном порядке.

При монтаже следить за правильностью и надежностью подсоединяемых проводов к клеммам.

РЕГУЛЯТОР НАПРЯЖЕНИЯ РУГ - 82

Регулятор установлен на правом борту фюзеляжа, вверху, между шпангоутами № I2-I3.

Для демонтажа регулятора необходимо:

1. Открыть люк с правой стороны между шпангоутами № I2-I3.
2. Отсоединить электроразъем от регулятора напряжения.
3. Снять регулятор напряжения.

Монтаж регулятора производить в обратном порядке.

При эксплуатации регулятора необходимо проверять:

- целостность монтажа и элементов схемы;
- нет ли повреждений изоляции проводов, сколов, следов гари, масла, топлива на элементах регулятора;
- надежность контактных соединений и монтажа;
- настройку регулятора напряжения;
- надежность крепления соединительных проводов выносного сопротивления ВС-20 и плотность прилегания ползунка;
- нет ли следов подгара сопротивления ВС-20;
- надежность крепления панели и состояние амортизаторов.

ТРАНСФОРМАТОР СТАБИЛИЗАЦИИ ТС - 9М

Трансформатор установлен между шпангоутами № 12-13 в энергоузле левого борта.

Для демонтажа трансформатора необходимо:

1. Открыть люк "Электрооборудование" с левой стороны фюзеляжа между шпангоутами № 12-13.
2. Отсоединить провода от трансформатора.
3. Отсоединить силовые провода от дифференциально-минимального реле ДМР-400Т.
4. Отвернуть четыре винта и снять трансформатор стабилизации.

Монтаж трансформатора производить в обратном порядке.

При эксплуатации трансформатора стабилизации следить за наличием надежного электрического контакта между корпусом трансформатора и массой самолета.

КОНДЕНСАТОР МБГТ - 160 - 4

Один конденсатор установлен в левом энергоузле (конденсатор подключен к дифференциально-минимальному реле ДМР-400Т); другой - на правом борту между шпангоутами № 12-13 вблизи регулятора напряжения РУГ-82 (включен в цепь регулятора напряжения РУГ-82).

ПРОВЕРКА ИСПРАВНОСТИ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ

ГЕНЕРАТОРА - СТАРТЕРА ГСР - СТ - 12000ВТ И

РЕГУЛЯТОРА НАПРЯЖЕНИЯ РУГ - 82

Проверку исправности совместной работы генератора-стартера и регулятора напряжения, а также подрегулировку уровня напряжения производить в следующем порядке:

1. Запустить двигатель и прогреть регулятор напряжения на оборотах 35-40% от номинальных по РНД в течение 3-5 мин.
2. Установить обороты двигателя 85% от номинальных по РНД. Дополнительно к включенным топливным насосам (АЗС "Насос 1 гр. баков"; "Насос 3 гр. баков") и преобразователю

ПО-750А (один из АЗС "Радио", "АРК", "РВУ", "МРП", "Управл. конусом и створк.", "Противоп. оборуд."), включить преобразователь ПО-1500ВТ-3И (АЗС "ЦД" или "Лазурь") и преобразователь ПО-500Ц (АЗС "Гирод. КСИ АП ЦД сигнал АГД").

3. Вольтметром (класс точности не менее I), подключенным к розетке переносной лампы, замерить напряжение. Напряжение должно находиться в пределах $28 \pm 0,5$ в. Если напряжение не укладывается в эти пределы, отрегулировать его выносным сопротивлением ВС-20.

4. Не включая нагрузки, уменьшить обороты двигателя до оборотов малого газа (35-40%). Замерить напряжение генератора. Напряжение должно находиться в пределах $26 + 29,5$ в.

5. Вывести двигатель на максимальные обороты. Отключить преобразователи ПО-750А, ПО-1500ВТ-3И, ПТ-500Ц и насосы I-й и 3-й групп баков. При включенном насосе расходного бака напряжение должно быть в пределах $26,0 + 29,5$ в. Напряжение генератора-стартера после сброса нагрузки или при изменении оборотов от малого газа (при включенной нагрузке) до "Максимала" (при сбросе нагрузки) должно оставаться в пределах $26,0 + 29,5$ в.

6. Включить преобразователь ПО-750А и насосы I-й и 3-й групп баков. Если напряжение генератора не укладывается в указанные пределы, то с помощью выносного сопротивления ВС-20 произвести подрегулировку.

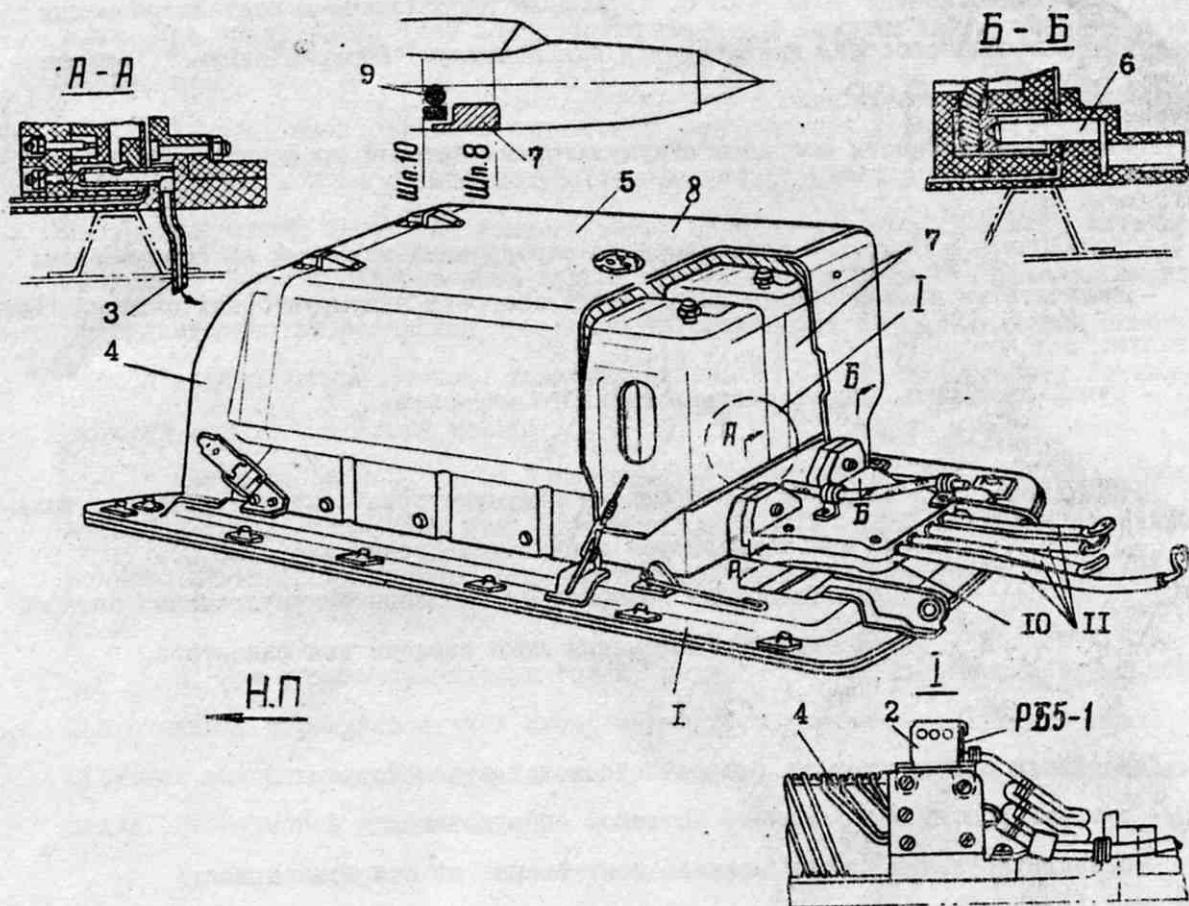
Для этого вывести двигатель на обороты 85% по РНД, включив преобразователи ПО-750А, ПО-1500ВТ-3И, ПТ-500Ц (как было указано выше), и произвести подрегулировку величины напряжения.

АККУМУЛЯТОРНЫЕ БАТАРЕИ 15СЦС - 45Б

Аккумуляторные батареи установлены на крышке люка нижнего переднего отсека оборудования между шпангоутами № 8-10 в специальном жаропрочном контейнере из листов титанового сплава (фиг. 1.2.1).

Батареи соединяются с коробкой контакторов мягкими токоведущими шинами. При установке в контейнер батареи своими контактными гнездами стыкуются со штырями токоведущих шин, образуя точки крепления их в контейнере и надежные электрические соединения. Через специальные дренажные отверстия внутренние полости батарей сообщаются с атмосферой.

Обогрев аккумуляторных батарей производится на земле от аэродромного источника электроэнергии специальными электроплитами, помещенными на дне контейнера под батареями. В электроцепи обогрева установлено термореле РБ-5, отрегулированное на тем-



Фиг. 1.2.1. Аккумуляторные батареи 15СЦ-45Б
в жаропрочном контейнере.

- 1 - крышка люка; 2 - термореле РБ5-1; 3 - дренажная трубка;
- 4 - обогревательный элемент; 5 - кожух; 6 - штыревой контакт;
- 7 - аккумуляторные батареи 15СЦ-45Б; 8 - крышка кожуха;
- 9 - преобразователь П0-750А; 10 - колодка; 11 - гибкие шины.

температуру размыкания контакторов $+25^{\circ}\text{C}$. Термореле расположено в контейнере между батареями. Включение обогрева производится выключателем "Обогрев аккумуля.", находящимся на правом пульте в кабине.

Проверку исправности обогрева аккумуляторных батарей проводить следующим образом:

- подключить к бортовой сети самолета аэродромный источник электроэнергии;
- включить на правом пульте выключатель обогрева аккумуляторных батарей "Обогрев аккумуля.";
- рукой проверить нагрев обогревательного элемента.

- ПРИМЕЧАНИЕ:
1. Электросхема обогрева аккумуляторных батарей работает только при температуре окружающей среды ниже $+25^{\circ}\text{C}$.
 2. Для исключения возможности смещения аккумуляторных батарей при открытом положении люка введены два фиксатора.

Для снятия аккумуляторных батарей с самолета необходимо:

- открыть крышку люка нижнего отсека оборудования;
- отстегнуть замки крышки кожуха контейнера и открыть крышку;
- установить фиксаторы в вертикальное положение;
- потянуть батарею за ручку на себя. Расстиковав со штырями, вынуть ее из контейнера.

Установку аккумуляторных батарей на самолет производить в обратной последовательности.

При эксплуатации и техническом обслуживании аккумуляторных батарей руководствоваться техническим описанием и инструкцией по эксплуатации аккумуляторных батарей. Приведенными в этой инструкции указаниями по применению системы поэлементного контроля не руководствоваться.

При эксплуатации аккумуляторных батарей на самолете необходимо:

1. При получении аккумуляторных батарей с подзарядов и контрольно-тренировочных циклов проверять: чистоту аккумуляторов, нет ли течи электролита, затяжку гаек и плотность ввертывания клапанов, уровень электролита (должен быть между метками), напряжение аккумуляторов, ЭДС каждого аккумулятора.

В случае обнаружения электролита в контейнере или деталях аккумулятора необходимо тщательно протереть их тканью, смоченной в спирте или 5-процентном растворе борной кислоты, а затем сухой чистой тканью.

Чтобы убедиться в отсутствии течи электролита вследствие повреждений или не-

герметичности, необходимо аккумуляторную батарею на I мин. перевернуть клапанами вниз. При обнаружении течи электролита на каком-либо из аккумуляторов необходимо заменить его.

Уровень электролита в заряженном аккумуляторе должен быть у верхней красной черты, нанесенной на стенке сосуда, или несколько ниже, а в разряженном аккумуляторе на уровне нижней черты или немного выше. Определение уровня электролита производить визуально через смотровые окна в контейнере. Если определить уровень электролита затруднительно из-за плохой прозрачности сосуда, то он определяется осмотром с подсветом электрической лампой. Если уровень электролита ниже требуемого значения, то довести его до требуемой нормы.

Замер ЭДС и напряжения на каждом аккумуляторе производить при помощи переносного вольтметра типа М45М класса точности I,0 (ГОСТ 1845-59) или контрольно-тренировочного пульта, снабженного технологической крышкой с системой поэлементного контроля.

2. При установке аккумуляторных батарей на самолет, после их зарядки на зарядной станции, стрелку счетчика ампер-часов устанавливать на деление шкалы, соответствующее емкости одной аккумуляторной батареи, полученной при последнем контрольном цикле. Эта емкость должна быть не менее 40 а.ч.

3. На один и тот же самолет устанавливать аккумуляторные батареи с одинаковой емкостью, полученной при последнем контрольном цикле. Эксплуатацию аккумуляторных батарей рекомендуется производить парами.

4. Установку аккумуляторных батарей на самолет производить не ранее, чем через 24 часа после окончания зарядки их на зарядной станции.

5. При температуре воздуха ниже $+5^{\circ}\text{C}$ включить электрообогрев аккумуляторных батарей (при установке их на самолет) не менее чем за 30 мин. до вылета самолета, а при температуре воздуха -20°C батареи устанавливать на самолет не более чем за 2 часа до вылета самолета.

6. При послеполетном и предполетном осмотрах, а также при подготовке к повторному полету на самолете проверять:

а) остаточную емкость аккумуляторных батарей (по счетчику ампер-часов), которая должна быть не менее 40 а.ч. Если аккумуляторная батарея имеет емкость менее 40 а.ч, то ее передать на АЗС для проверки подзарядки. Если емкость превышает значение, которое было установлено на счетчике после проведения последнего контрольного цикла, то аккумуляторную батарею снять с самолета для проведения внеочередного контрольно-тренировочного цикла;

б) напряжение аккумуляторных батарей под нагрузкой (по вольтметру В-1), включив для этого на 3-5 сек. АЗС с надписями "Радио", "Расходн. насос", "Насос 3 гр. баков". Напряжение должно быть не менее 22 в. В противном случае аккумуляторные батареи снять с самолета и направить их на станцию для подзарядки;

в) в день предварительной подготовки, но не реже одного раза в семь суток, производить замер ЭДС каждого аккумулятора СЦК-45 в батареях с помощью переносного вольтметра типа М45М класса точности 1,0 (ГОСТ 1845-59), провода которого должны иметь контактные штыри. Для замера ЭДС аккумуляторную батарею снять с самолета, открыть крышку и произвести замер ЭДС каждого аккумулятора. ЭДС должна быть в пределах 1,86 - 1,82 в. Если ЭДС хотя бы одного аккумулятора окажется ниже 1,82 в, то аккумуляторную батарею направить на АЭС для проведения подзарядки или внеочередного контрольно-тренировочного цикла.

7. Перед каждым полетом снять 2-3 а·ч емкости у полностью заряженных аккумуляторных батарей (для исключения возможности перезарядки), включив для этого на 2-3 мин. следующие АЭС: "Расходн. насос", "Радио", "Гирод. КСИ АП ЦД сигнал АГД".

Перед автономным запуском предварительное снятие емкости не производить.

8. Остаточная емкость аккумуляторных батарей непосредственно перед вылетом должна быть не меньше 40 а·ч по счетчику ампер-часов.

9. Автономный запуск двигателя производить последовательно не более трех раз при полностью заряженных аккумуляторных батареях. При этом остаточная емкость аккумуляторных батарей непосредственно перед вылетом должна быть не менее 40 а·ч по счетчику ампер-часов.

10. По окончании полетов аккумуляторные батареи рекомендуется снимать с самолета независимо от температуры воздуха.

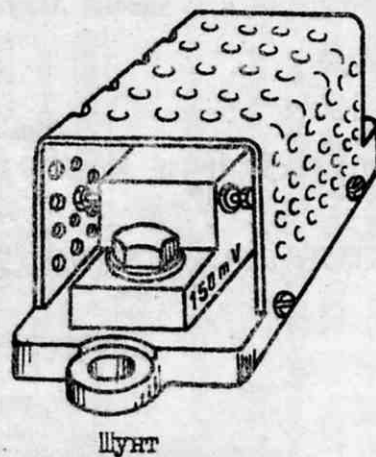
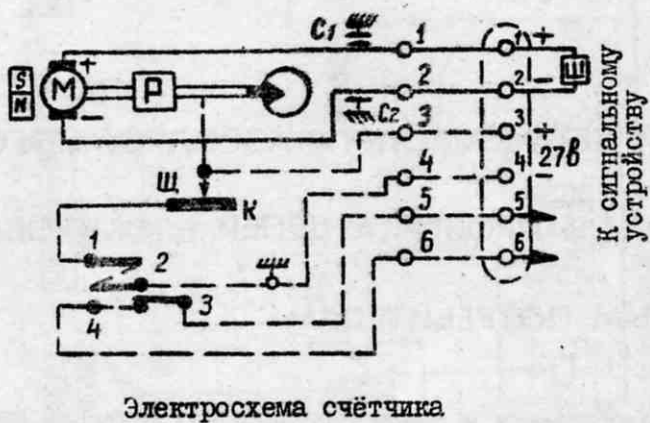
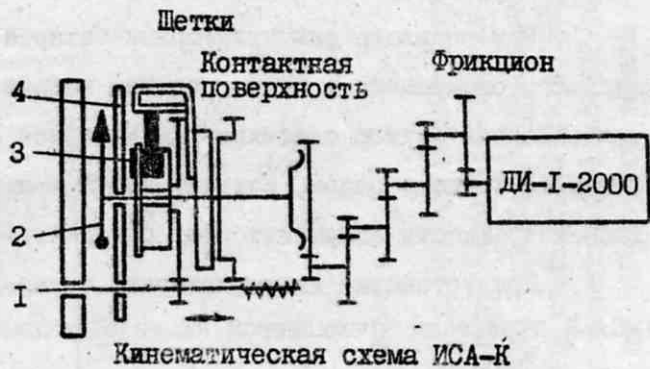
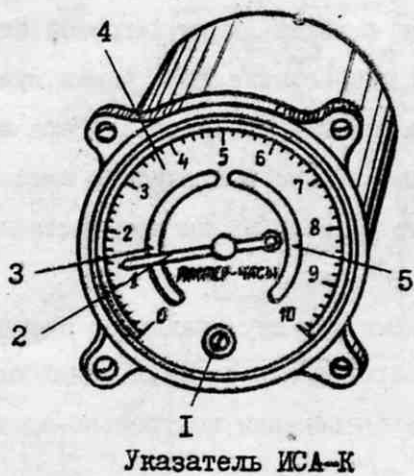
11. Аккумуляторные батареи ежемесячно, но не реже чем через каждые 10 полетов с автономным запуском, подвергать контрольно-тренировочным циклам на зарядной станции.

12. В случае отказа или отключения генератора в полете (независимо от продолжительности полета с неработающим генератором) после посадки аккумуляторные батареи необходимо снять с самолета для проведения контрольно-тренировочного цикла и тщательного осмотра.

ИНТЕГРИРУЮЩИЙ СЧЕТЧИК АМПЕР - ЧАСОВ ИСА - К

Счетчик ИСА-К служит для контроля емкости аккумуляторных батарей. Счетчик состоит из указателя и шунта (фиг. 1.2.2). Шунт счетчика установлен в минусовой цепи аккумуляторной батареи № I между шпангоутами № IO-II, указатель - на приборной доске.

При зарядке аккумуляторных батарей падение напряжения с шунта подается на



Фиг. I.2.2. Кинематическая и электрическая схемы счётчика ИСА-К.

I - кремальера; 2 - стрелка; 3 - подвижный индекс сигнальной шкалы;
4 - шкала; 5 - прорезь в шкале.

электродвигатель счетчика ИСА-К. Вращение вала двигателя передается через редуктор на стрелку, которая, отклоняясь, указывает изменение емкости аккумуляторной батареи.

При разрядке аккумуляторных батарей меняется направление тока через шунт, полярность снимаемого с шунта падения напряжения, и происходит реверс двигателя счетчика. Желтый сектор счетчика ИСА-К должен быть установлен на фактическую емкость батарей. Таким образом, счетчик ИСА-К в любой момент времени указывает фактическое значение емкости аккумуляторных батарей.

При установке аккумуляторных батарей на самолет стрелку указателя счетчика ИСА-К перевести кремальерой на деление шкалы, соответствующие емкости одной аккумуляторной батареи и не переводить ее до очередного проведения контрольно-тренировочного цикла или замены аккумуляторных батарей.

ПОДКЛЮЧЕНИЕ К БОРТОВОЙ СЕТИ САМОЛЕТА АЭРОДРОМНОГО ИСТОЧНИКА ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ И ПРОВЕРКА ЦЕПЕЙ БЛОКИРОВОК ПО МОЩНЫМ ПОТРЕБИТЕЛЯМ

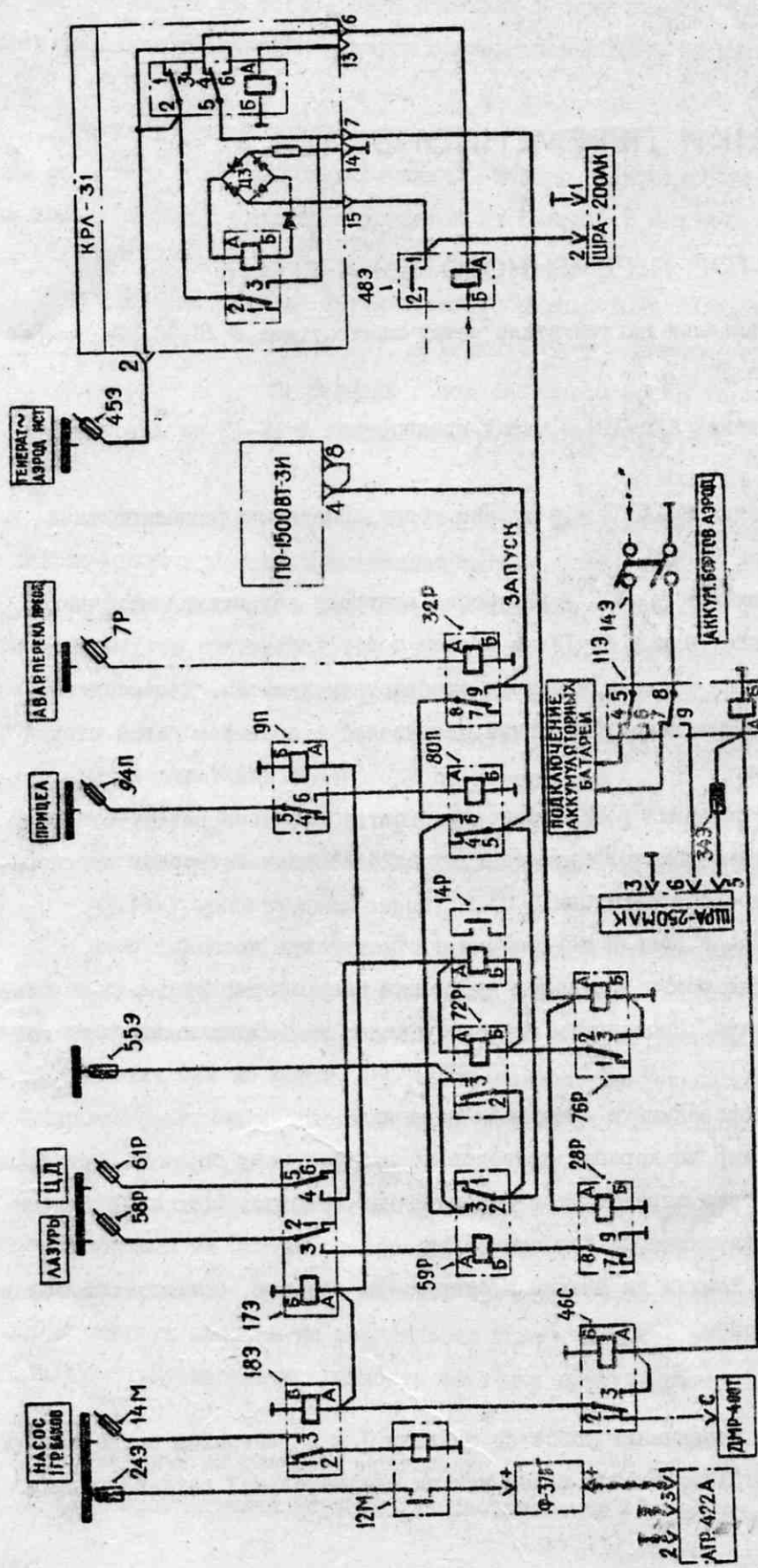
1. Для предотвращения подгорания штырей и гнезд разъемов ШРА-250МЛК и ШРА-200ЛК при подключении аэродромного источника электроэнергии необходимо стыковку и расстыковку разъемов производить только в обесточенном состоянии.

2. После стыковки розетки кабеля с вилкой разъема производить фиксирование замка на розетке поворотом его рычага влево до упора, исключая возможность выпадания розетки.

3. Следить за состоянием штырей и гнезд, разъемов, обжатием гнезд розетки, не допуская к эксплуатации подгоревшие и разжатые гнезда.

4. Проверить исправность срабатывания реле мощных потребителей. Подключить к бортовой сети самолета аэродромный источник электроэнергии постоянного тока. Включить в кабине выключатель "Аккумулятор бортовой аэродромной" и АЗС "Насос I группы баков" (должен вступить в работу насос I группы баков) или АЗС "АСП" (должен вступить в работу преобразователь ПО-1500ВТ-3И). От АЗС "ЦД" или "Лазурь" преобразователь ПО-1500ВТ-3И вступает в работу только при подключении аэродромного источника переменного тока и включенном АЗС "Генератор переменного тока аэродромной источник".

Схема цепей электроблокировок по мощным потребителям показана на фиг. 1.2.3.



Фиг. 1.2.3. Схема цепей электроблокировок по мощным потребителям.

113-реле ТКЕ54ЦДТ блокировки по аэродвигному источнику электроэнергии; 1-группа баков; 46С-реле ТКЕ26ЦДТ включения мощных потребителей; 9П-реле
 149 - выключатель 2ВГ-15К аккумуляторных батарей и аэродвигного источника ТКЕ52ЦШУ включения мощных потребителей; 80П-реле ТКЕ22ЦДТ включения
 электроэнергии; 173-реле ТКЕ12ЦШУ отключения мощных потребителей; 183- АСП; 94П-автомат защиты АЗС-5 "Пришел"; 14Р-контактор ТКЕ103ДТ включе-
 реле ТКЕ54ЦДТ отключения насоса I группы баков; 243-предохранитель ИШ-30 ния питания радиолокационной станции; 28Р-реле ТКЕ53ЦДТ блокировки запросчи-
 в. цели питания насоса I группы баков; 343 - предохранитель ИШ-5 в цепи ка-ответчика по генератору переменного тока; 32Р-реле ТКЕ53ЦДТ аварийного
 блокировки по аэродвигному источнику электроэнергии; 459 - автомат заш- переключения преобразователей; 58Р-автомат защиты АЗС-10 "Лазурь";
 ти АЗС-5 включения генератора и аэродвигного источника переменного тока; 59Р-реле ТКЕ50ЦДТ включения аппаратуры автоматической радиолонии; 61Р-ав-
 489-контактор ТКЕ150ЦДТ включения аэродвигного источника переменного то- томат защиты АЗС-10 "Щ"; 72Р-реле ТКЕ22ЦДТ катушка преобразователя
 та; 553-предохранитель ИШ-5 в цепи запуска ПО-1500ВТ-3И; 12М-контактор ПО-1500ВТ-3И; 76Р-реле ТКЕ12ЦШУ переключения питания запросчика-от-
 14М-50Д-В в цепи насоса I группы баков; 14М-автомат защиты АЗС-5 "Насос ветчика.

II. ИСТОЧНИКИ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

ГЕНЕРАТОР ПЕРЕМЕННОГО ТОКА СГО - 8

Генератор СГО-8 установлен на двигателе между шпангоутами № 26-28. Регулирующая аппаратура установлена:

- а) коробка регулирования КРЛ-3ИМ - между шпангоутами № II-13 на левом борту, вверх;
- б) регулятор напряжения РН-400Б - в отсеке оборудования между шпангоутами № II-13, вверх;
- в) выносное сопротивление ВС-30Б - в коробке контроля напряжения источников переменного тока между шпангоутами № II-13 на правом борту кабины.

Генератор прикреплен на фланце двигателя стандартным хомутом. Демонтаж генератора производить при открытых люках "Агрегаты двигателя" с правой и левой сторон фюзеляжа в следующем порядке:

1. Отвернуть гайку крепления воздухозаборного патрубка к генератору-стартеру ГСР-СТ-12000ВТ. Отвернуть винт хомутов крепления воздухозаборных патрубков к генератору СГО-8. Снять воздухозаборные патрубки.

2. Снять крышку клеммной панели генератора и отсоединить провода.

3. Расконтрить стяжные болты полуколец крепления генератора. Придерживая генератор, отвернуть стяжные болты. Продвинуть генератор назад до выхода хвостовика гибкого вала и снять генератор.

Монтаж генератора производить в следующем порядке:

1. Установить генератор на коробку приводов по центральному бортику. При этом угловое положение генератора определяется установочным штифтом, который ставится в отверстие. Не путать с отверстием по оси симметрии.

2. Наложить половинки хомута на фланцы и стянуть их болтами, положив под головки болтов новые стопорные шайбы.

ПРИМЕЧАНИЕ: При выполнении работ по пунктам 1 и 2 генератор поддерживать в горизонтальном положении до окончательной затяжки болтов.

Половины хомута должны быть установлены так, чтобы их производственные клейма, расположенные на торце, были обращены в одну сторону (желательно к хвостовой части фюзеляжа). Установка хомута с разными клеймами на половинах хомута не допускается.

Затяжку болтов хомута производить равномерно снизу и сверху, выдерживая зазоры на стыках и не допуская смыкания. Зазоры контролировать щупом. Разница в зазорах сверху и снизу стыков допускается не более 0,5 мм.

ПРИМЕЧАНИЕ: При затяжке хомута нижний болт заворачивается плоским ключом (14 x 17), а верхний болт - ключом торцовым, шарнирным $S=17$ мм со сменной головкой. Ключи брать от бортового инструмента, прикладываемого к каждому двигателю.

3. Подсоединить провода к генератору в соответствии с маркировкой, нанесенной на наконечниках проводов и монтажной панели.

4. После установки генератора и затяжки болтов законтрить стяжные болты хомута и проверить качество крепления генератора, покачивая руками за консоль (люфты не допускаются). Проверить равномерность зазоров между половинами хомута и надежность контровки болтов, стягивающих хомут.

При эксплуатации генератора проверять:

- крепление генератора, при этом удалять пыль, грязь, масло с генератора;
- надежность контакта во всех местах присоединения токоведущих проводов;
- систему продува генератора;
- щеточный узел (при снятой защитной ленте), обращая внимание на легкость хода щеток в обоймах, качество притертости их к кольцам, состояние поверхности контактных колец. Замерить высоту щеток. Щетки, высота которых уменьшилась до 17,5 мм, подлежат замене на щетки той же марки. Протереть контактные кольца салфеткой, смоченной в чистом бензине. В случае необходимости зачистить кольца мелкой стеклянной бумагой марки БТС-180.

Воспрещается применять для протирки наждачную бумагу, так как мелкие частицы наждака, попадая на притертую поверхность щеток, вызывают быстрый износ колец, нарушают щеточный контакт и могут служить причиной преждевременного выхода генератора из строя. Протереть прорези на поверхности колец. Продуть генератор сжатым воздухом ($1-1,5 \text{ кг/см}^2$). Проверить исправность щеточных пружин. Проверить надежность крепления щита.

Проверку и регулировку напряжения генератора производить в следующем порядке:
I. Вскрыть правый верхний лок оборудования (шлангоуты № II - 13).

2. Подключить к спецрозетке (в коробке контроля источников переменного тока) вольтметр переменного тока с пределом измерений 0-150 (класс точности не меньше I,5).

3. Установить в положение "СТО" переключатель ПЗПГ-15, расположенный на коробке контроля источников переменного тока.

4. После запуска двигателя включить АЗС "Генерат. ~ аэрод. ист.". Сигнальная лампа "Генер. перем. вых." в табло Т-10У2 на приборной доске должна погаснуть, что будет свидетельствовать о включении генератора в бортовую сеть.

5. Замерить напряжение генератора. Нагрузить генератор, включив самолетный ответчик, радиолокационную станцию, запросчик-ответчик, автоматическую радиопередачу. Вновь замерить напряжение генератора.

6. Вывести двигатель на обороты 73-75% по РВД и повторно замерить напряжение генератора при включенных потребителях.

7. Снять нагрузку с генератора. Замерить напряжение генератора при выключенных потребителях.

Напряжение генератора при проверках, выполняемых по пунктам 5, 6 и 7, должно быть 105,8 + 119,6 в. Если напряжение генератора не укладывается в этот предел, то отрегулировать его на максимальных оборотах при включенной нагрузке выносным сопротивлением и повторить проверку по пунктам 5, 6 и 7.

ПРИМЕЧАНИЕ: Работы, указанные в пунктах 5, 6 и 7, проводить совместно со специалистами по радиоэлектронному оборудованию.

ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ПО-1500ВТ-3И И ПО-750А

Преобразователи ПО-1500ВТ-3И и ПО-750А преобразуют постоянный ток в переменный однофазный напряжением 115в, частотой 400гц. Преобразователь ПО-1500ВТ-3И работает в комплекте с коробкой управления КУ-1500ВТ и сопротивлением регулирования РС-4. Преобразователь ПО-1500ВТ-3И и коробка управления КУ-1500ВТ установлены на самолете между шпангоутами № 11-13 внизу, в баке-отсеке; сопротивление регулирования РС-4 находится в коробке контроля напряжения источников переменного тока, расположенной между шпангоутами № 11-13 сверху.

Преобразователь ПО-750А установлен в нижнем переднем отсеке оборудования у шпангоута № 10.

ПРЕОБРАЗОВАТЕЛИ ПТ - 500Ц И ПТ - 125Ц

Преобразователи преобразуют постоянный ток в переменный трехфазный напряжением 36 в, частотой 400 гц.

Преобразователь ПТ-500Ц установлен между шпангоутами № 4-6 по оси симметрии, преобразователь ПТ-125Ц - у шпангоута № 13 вверху.

В процессе эксплуатации преобразователей проверять:

- состояние щиток, которые должны быть хорошо приточены к коллектору и свободно (без заеданий) перемещаться в обоймах щеткодержателей. Щетки не должны иметь трещин и сколов. Высота щеток при замере их по наибольшей стороне должна быть не менее следующих величин:

У преобразователя ПО-1500ВТ-3И	16 мм на коллекторе и 15 мм на кольцах
У преобразователя ПО-750А	16 мм на коллекторе и 12 мм на кольцах
У преобразователя ПТ-500Ц	21 мм
У преобразователя ПТ-125Ц	11 мм

- состояние поверхности коллектора и контактных колец. При наличии загрязнений коллектор и контактные кольца протирать салфеткой, смоченной в чистом бензине, и прочищать межламельные промежутки коллектора;

- исправность крепления преобразователей и состояние амортизаторов, надежность присоединения проводов и штепсельных разъемов; состояние изоляции проводов и экранирующей оплетки; целостность контровки винтов и болтов, пружинных шайб;

- напряжение на выходе преобразователя.

ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ИСТОЧНИКОВ

ПЕРЕМЕННОГО ТОКА

Работоспособность генератора переменного тока и преобразователей производится при совместной работе оборудования, электропитание которого они обеспечивают. Проверка работоспособности выполняется соответствующими специалистами, обслуживающими оборудование, на которое работает генератор или преобразователь. Для сохранения емкости бортовых аккумуляторных батарей проверку работоспособности преобразователей

проводить от аэродромного источника электроэнергии. Следует иметь в виду, что преобразователь ПО-1500ВТ-3И включается в работу только при срабатывании реле мощных

потребителей, т.е. при питании бортовой сети самолета от аэродромного источника электроэнергии или при работе двигателя.

Проверку работоспособности источников переменного тока производить при совместной работе следующего оборудования:

1. Генератора СГО-8- с радиолокационной станцией, аппаратурой запросчика-ответчика, аппаратурой автоматической радиолинии, самолетным ответчиком.

2. Преобразователя ПО-750А - с радиоконпасом АРК-10, маркерным радиоприемником МРП-56М, радиовысотомером РВ-УМ, радиостанцией РСИУ-5, системой УВД-2М, освещением кабины красным светом, станцией предупреждения С-3М, прибором ДИМ-8ТК, топливомером РТС-16А-5,6 и сигнализатором пожара ИС-5.

3. Преобразователя ПО-1500ВТ-3И - с радиолокационной станцией, аппаратурой автоматической радиолинии, прицелом АСП.

4. Преобразователя ПТ-500Ц - с курсовой системой КСИ, автопилотом АП-155.

5. Преобразователя ПТ-125Ц - с авиагоризонтом АГД-1.

При включении на правом пульте АЗС "Авар. перекл. преобр." убедиться в выключении преобразователя ПО-750А.

Для измерения напряжения источников переменного тока (генератора СГО-8 и преобразователей ПО-750А и ПО-1500ВТ-3И) в коробке контроля напряжения установлена розетка для подключения вольтметра и переключатель типа ПЗПНГ-15К на три положения: "СГО", "ПО-750", "ПО-1500".

III. СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

В светотехническое оборудование самолета входят: система освещения кабины красным светом, система сигнализации опасных режимов СОРЦ-1; аэронавигационные огни АНО, внешняя сигнализация шасси, переносные лампы, посадочно-рулежные фары, сигнальные табло.

Система освещения кабины красным светом состоит из двух групп: освещения шкал приборов, освещения надписей.

Электропитание системы осуществляется переменным током напряжением 115 в частотой 400 гц через трансформаторы типа ТР-35 от преобразователя ПО-750А, а в аварийном режиме - от преобразователя ПО-1500ВТ-3И. Электропроводка системы выполнена дублированной, т.е. к каждой группе светильников подведено электропитание по двум линиям через предохранители СП-2 (восемь предохранителей), установленные на правом пульте.

В системе освещения кабины красным светом использованы светильники типа СВ, С-60, С-80, АГЛ, АПНР, АПМ с лампами накаливания СМ28-0,05. Все агрегаты в кабине,

приборная доска, левый и правый пульты подсвечиваются индивидуальными светильниками и светопроводами.

Включение освещения красным светом и регулировка яркости освещения производятся поворотом рукоятки ступенчатого переключателя-трансформатора ТР-35, находящегося на правом пульте: с надписью "Приборн. доска ярче" - освещение приборов и с надписью "Пульты ярче" - освещение надписей.

В кабине установлено четыре светильника заливающего красного света типа СМ-1КМ с лампами накаливания СМ-28-4,8 для освещения приборной доски и пультов, которые получают питание от бортовой сети постоянного тока. Включение светильников СМ-1КМ и регулировка яркости осуществляется реостатом РКЛ-45 с надписью "Залив. кр. свет", находящимся на подфонарной панели левого пульта. С целью получения качественного освещения, а также для бесперебойного освещения в случае выхода из строя одной из систем (основного красного света или заливающего красного света) перед ночными полетами необходимо включать заливающий красный свет и устанавливать минимально необходимую яркость освещения. Полную освещенность кабины дополнить включением основного красного света (трансформаторами-переключателями ТР-35).

На правом пульте (на подфонарной панели) установлен светильник СМ-1БМ с белым светофильтром. Включение светильника и регулировка яркости осуществляется реостатом ППЗ-13-150 ом с надписью "Белый свет", установленным на подфонарной панели правого пульта.

Электропитание светильника СМ-1БМ осуществляется от бортовой сети постоянного тока включением АЗС с надписью "Обогрев ККО перен. лампа бел.свет, перископ", находящимся на правом пульте.

Для обеспечения равномерности освещения надписей и шкал приборов красным светом при замене светильников или ламп необходимо:

1. При замене светильников:

- а) снять вышедший из строя светильник; вместо него подобрать исправный и установить в него лампы. На светильнике не должно быть царапин, трещин, сколов;
- б) установить светильник на место взамен неисправного и восстановить к нему электропроводку;

2. При замене светопроводов:

- а) снять вышедший из строя светопровод;
- б) взять светопровод, аналогичный снятому, и произвести визуальный осмотр качества выполнения надписей, окраски. Особое внимание обратить на качество полировки отверстий в месте установки арматуры подсвета;
- в) установить светопровод, проверить, нет ли экранировки надписей фальш-панелью;

3. При замене электроламп: нить накала ламп расположить параллель-

но прорези ламподержателя (для светильников типа С), а поддерживающий нить накала стержень - к внутренней стороне ламподержателя.

После замены светильников, светопроводов или ламп произвести проверку равномерности освещения. Проверку производить визуально в затемненной кабине. В случае недостаточной яркости освещения отдельных приборов или надписей, проверить

наличие ламп в светильниках, заменить лампу более сильной (с меньшим сопротивлением), а на светопроводах (дополнительно) проверить качество полировки отверстий в местах установки светильников и при необходимости произвести полировку пастой ВИАМ-2.

В случае большой яркости освещения отдельных приборов или надписей заменить лампу на менее мощную по световому потоку, а на светопроводах (дополнительно) произвести подкраску отверстий в местах установки светильников.

На самолете установлены лампы типа СМ28-0,05, подобранные по световому потоку с цветной меткой на цоколе лампы. Лампы с небольшим световым потоком 9-12 лм (сила тока 57-62 ма) имеют зеленую метку; лампы со средним световым потоком 5-9 лм (сила тока 54-56 ма) - красную метку.

Не допускать проникновения излишнего света в кабину через торцы отверстий в светопроводах. При обнаружении таких мест, необходимо подкрасить зону излучения света черной эмалью.

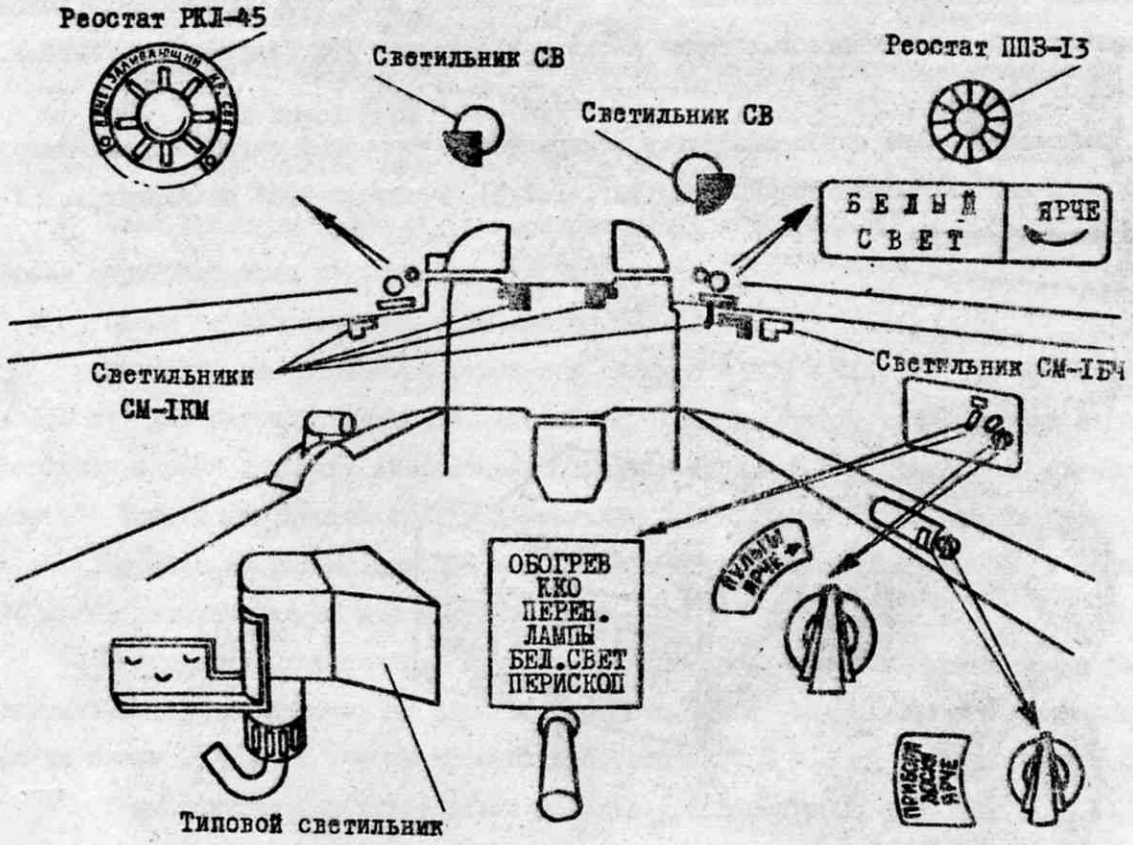
Схема размещения светильников заливающего красного и белого света показана на фиг. 1.2.4.

АЭРОНАВИГАЦИОННЫЕ ОГНИ И ВНЕШНЯЯ

СИГНАЛИЗАЦИЯ ШАССИ

Аэронавигационные огни БАНО-45 (красного и зеленого света) и ХС-39 (белого света) служат для обозначения самолета в полете и при рулении на земле. Огонь БАНО-45 красного света установлен на консоли левого крыла; БАНО-45 зеленого света - на консоли правого крыла, ХС-39 белого света - в верхней части киля.

Электропитание ламп АНО производится от АЗС с надписью "Сигнал шасси АНО", находящегося на правом пульте. Яркость свечения ламп АНО регулируется переменным сопротивлением, находящимся в коробке сопротивлений АНО и ламп красного света (шпангоут № II). Включение ламп АНО и изменение интенсивности свечения производится пере-

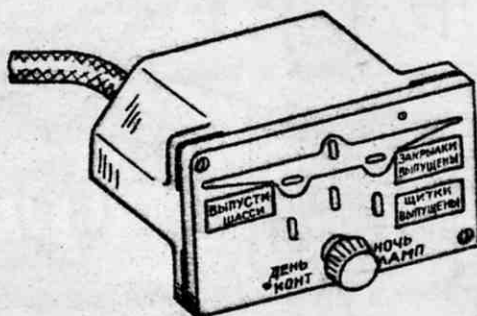


Фиг. 1.2.4. Схема размещения светильников заливающего
красного и белого света.

кнопкой аэронавигационных огней с надписью "АНО-Малый-Сред.-Полн.", находящимся на правом пульте.

Для того чтобы при посадке можно было убедиться, что шасси выпущено, на стойках шасси установлены огни ХС-39 внешней сигнализации. Электропитание ламп внешней сигнализации производится от того же АЗС "Сигнал шасси АНО" при срабатывании конечных выключателей выпущенного положения шасси и включенном АЗС "Фары внешн. сигнал. шасси".

Для сигнализации положения шасси, закрылков и тормозных щитков служит пилотажно-посадочный сигнализатор ППС-2МК (фиг. 1.2.5), установленный на вертикальной части левого пульта.



Фиг. 1.2.5. Пилотажно-посадочный сигнализатор ППС-2МК.

При включении АЗС "Сигнал шасси, АНО" на сигнализаторе ППС-2МК загорятся три лампы зеленого света, сигнализирующие о выпущенном положении шасси. При нажатии кнопки проверки ламп на щитке ППС-2МК должны загореться шесть ламп сигнализации - три лампы зеленого и три лампы красного света (сигнализирующие соответственно о выпущенном и убранном положении шасси), и светящиеся надписи "Закрылки выпущены", "Щитки выпущены" и "Выпусти шасси".

ПОСАДОЧНО - РУЛЕЖНЫЕ ФАРЫ МПРФ - 1А

Малогобаритные посадочно-рулежные фары МПРФ-1А служат для освещения земли (ВПП) при посадке и рулении самолета в ночных условиях. Фары расположены в крыльях самолета.

Установочные углы фар при стоянке самолета с полной заправкой топлива следующие:

- угол между осью светового луча фары и поверхностью земли:
 - для левой фары - $12^{\circ} \pm 30'$
 - для правой фары - $19^{\circ} \pm 30'$;
- угол между проекциями оси светового луча и продольной оси самолета на землю:
 - для левой фары - $16^{\circ} \pm 30'$
 - для правой фары - $8^{\circ} \pm 30'$.

Фары на левом крыле отрегулированы на угол выпуска $80^{\circ} \pm 30'$; фара на правом крыле отрегулирована на угол выпуска $72^{\circ} \pm 30'$.

Схема регулировки фар показана на фиг. 1.2.6.

Мощность, потребляемая фарой при посадке - $200 + 300$ вт, при рулежке - $100 + 150$ вт. Для питания электродвигателей механизмов выпуска и уборки фар и цепей управления фарами включить АЗС на правом пульте кабины с надписью "Фары внешн. сигнал. шасси". Ток, потребляемый электродвигателем Д-127ТФ механизма фары, не более 2,6 а.

Управление фарами осуществляется переключателем с надписью "Фара-Посад.-Рулеж.-Убрано", находящимся на левом пульте.

В процессе эксплуатации необходимо проверять: чистоту стекла лампы фары, совпадение контрольных меток на фаре в плоскости, время выпуска фары (время выпуска фары не более 10 сек. с учетом времени пробуксовки 0,5 - 1 сек.), углы выпуска фар.

Углы выпуска фар проверять с помощью приспособления (см. фиг. 1.2.6) следующим образом:

1. Не снимая фары с самолета, отвернуть два винта крепления фары; установить приспособление на фару, совместив нулевую риску на приспособлении с рисками на плоскости и фаре; закрепить приспособление вывернутыми винтами;

2. Выпустить фары и замерить углы выпуска, которые должны быть $80^{\circ} \pm 30'$ для левой фары и $72^{\circ} \pm 30'$ для правой фары.

В случае необходимости произвести перерегулировку фар, для чего:

- а) снять приспособление с фары и снять фару с самолета;
- б) вновь установить приспособление на фару так, чтобы нулевая риска на приспособлении совпала с риской на фаре;
- в) подключить технологический жгут одним концом (с разъемом) к фаре, другим - к розетке с напряжением 27 в;
- г) отрегулировать угол выпуска фары. Для этого отвернуть стопорный винт регулировочного винта и импульсным нажатием кнопки выпуска установить указанный выше угол выпуска фары.

Для уменьшения угла выпуска фары регулировочный винт необходимо ввертывать, а для увеличения угла выпуска фары - вывертывать. После этого повторно проверить точ-

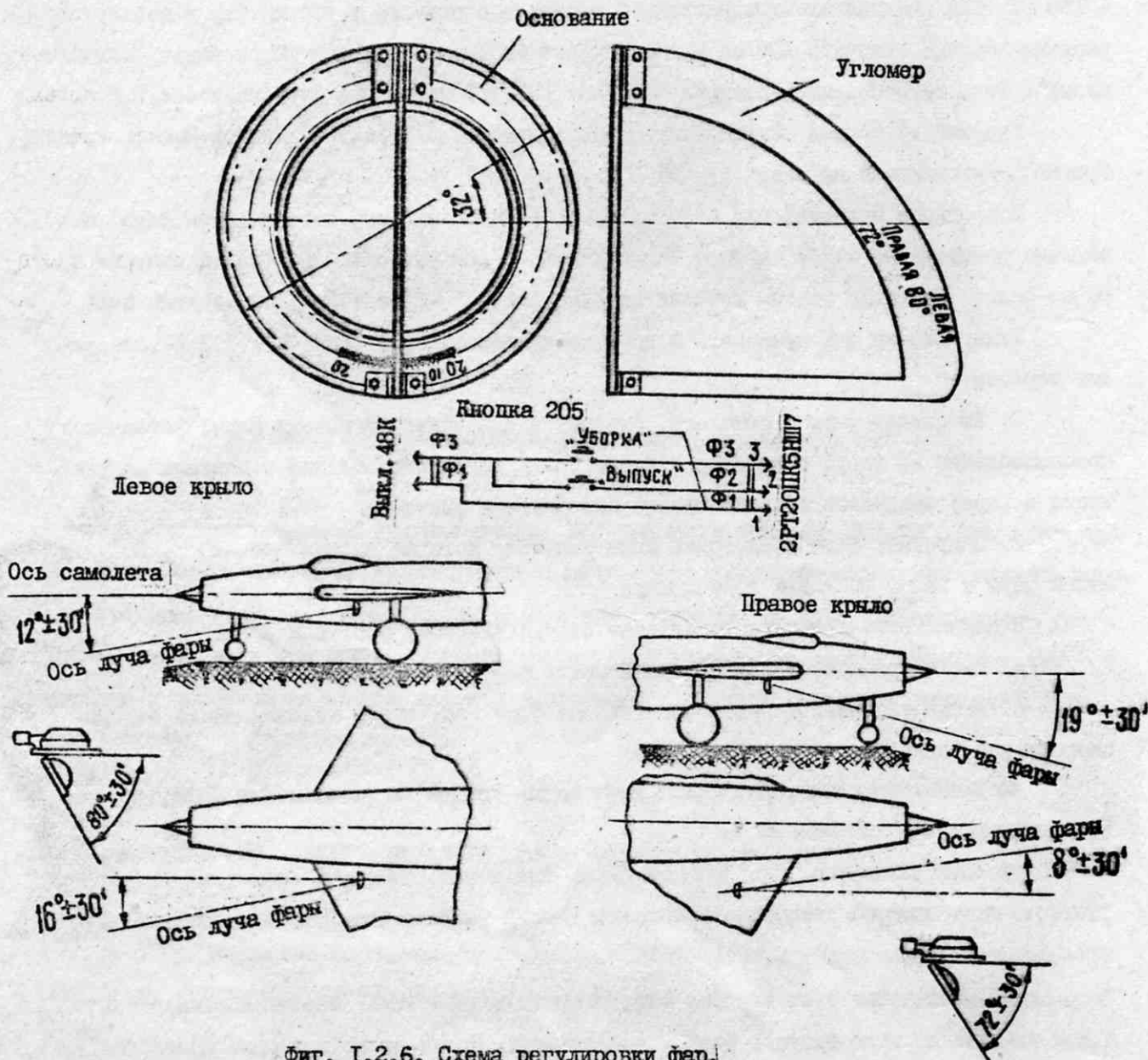
ность установки угла выпуска фары, для чего выпустить фару до упора. Затем вернуть стопорный винт до отказа и закрасить красной эмалью.

Регулировку времени пробуксовки фрикционной муфты производить с помощью регулировочного винта, который находится рядом с регулировочным винтом угла выпуска фары. При вращении регулировочного винта вправо время пробуксовки увеличивается, при вращении влево - уменьшается. После установки требуемого времени головку винта закрасить красной эмалью.

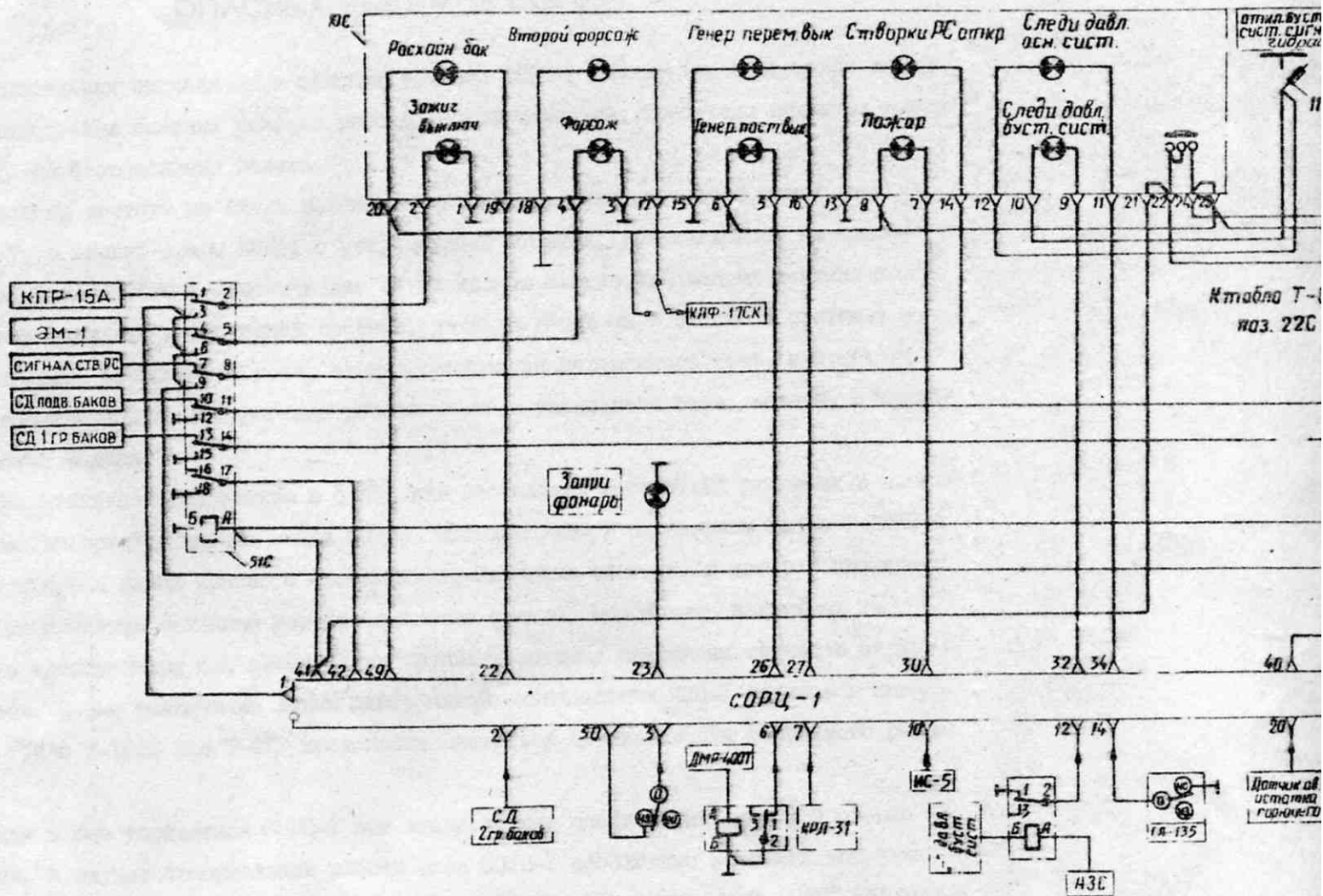
Снять приспособление и установить фару на самолет, совместив риску на фаре с риской на плоскости.

Устанавливая переключатель фары "Фара-Посад.-Рулеж.-Убрано" в положения "Посад." и "Убрано", убедиться в том, что фара полностью выпускается и полностью убирается.

Приспособление и электрожгут для регулировки углов выпуска фар МПРФ-1А

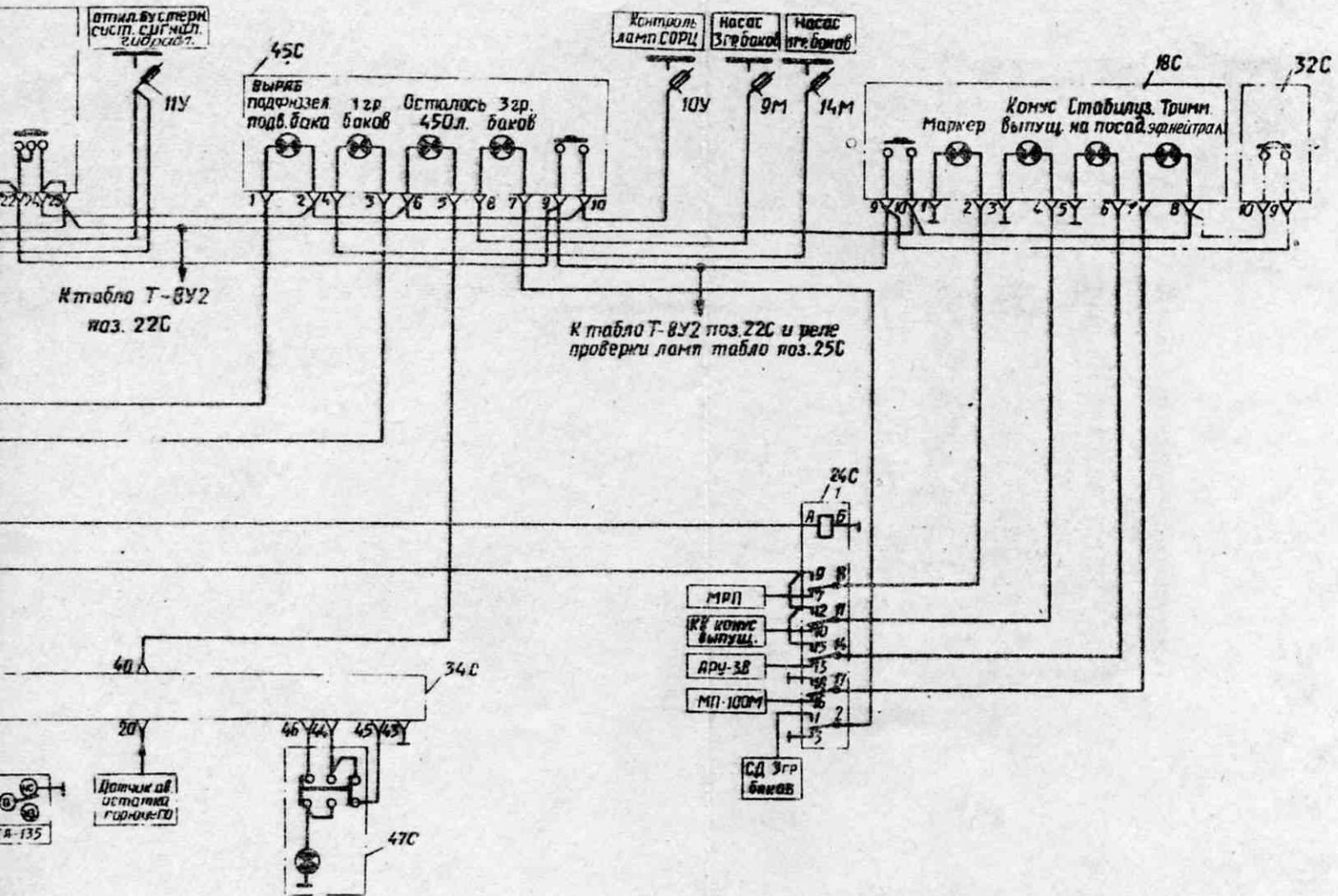


Фиг. 1.2.6. Схема регулировки фар.



Фиг. 1.2.7. Схема сигнализации опасных ре

10С - табло Т-10У2; 18С - табло Т-4У2; 24С - реле ТКЕ26ПЦ1 проверки лампы
табло; 32С - табло Т-4У2; 34С - блок СОРЦ-1; 47С - кнопка-лампа КСЦ-1;
51С - реле ТКЕ26ПЦ1 проверки лампы табло; 10У - автомат защиты АЗС-5 "Конт-



ции опасных режимов и сигнальных таблю.

ш

т-

роль ламп СОРЦ"; IIY - автомат защиты АЗС-5 "Отключ. бустерн. системы, сигнал. гидравл."; 9M - автомат защиты АЗС-5 "Насос 3 гр. баков"; 14M - автомат защиты АЗС-5 "Насос 1 гр. баков"; 45C - таблю Т-4У2; 38C - реле проверки ламп.

СИСТЕМА ЦЕНТРАЛЬНОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ ОПАСНЫХ РЕЖИМОВ СОРЦ - I

Центральная сигнализация опасных режимов СОРЦ-I служит для оповещения летчика о возникновении опасных режимов работы систем самолета, требующих принятия немедленных мер по безопасности полета.

Система состоит из блока сигнализации СОРЦ-I, установленного между шпангоутами № 6-7, и кнопки-лампы КСЦ-I с регулируемой шторкой, установленной на приборной доске. Система СОРЦ-I обеспечивает сигнализацию следующих опасных режимов полета: падения давления в бустерной системе, падения давления в основной системе, отказа генератора постоянного тока, отказа генератора переменного тока, аварийного остатка топлива 450 л, прекращения работы насосов расходного бака, пожара, открытого положения фонаря.

При возникновении отказа в одной или нескольких самолетных системах в аварийном режиме загорается кнопка-лампа КСЦ-I. Одновременно в сигнальном табло Т-10У2 и Т-4У2 загорается лампа красного свечения, указывающая систему, в которой произошел отказ. При принятии летчиком мер безопасности полета, необходимо нажать на кнопку, включить кнопку-лампу для обеспечения приема возможных аварийных сигналов от других систем. После выключения лампы центральной сигнализации КСЦ-I надпись в сигнальном табло Т-10У2 или Т-4У2 продолжает светиться до ликвидации аварийного режима.

Для блока управления СОРЦ-I при эксплуатации специальный уход и проверка не требуется. В случае ненормальной работы блок СОРЦ-I необходимо заменить исправным.

Включение системы производится АЗС с надписью "Контроль ламп СОРЦ", находящимся на правом пульте. Проверка исправности лампы КСЦ-I производится нажатием на кнопку-лампу; при нажатии лампа должна светиться, при отпускании - гаснуть.

Схема сигнализации опасных режимов и сигнальных табло показана на фиг. 1.2.8.

СИГНАЛЬНЫЕ ТАБЛО

На приборной доске установлены одно табло Т-10У2 и два табло Т-4У2, которые служат для световой сигнализации режимов работы силовой установки и различных систем самолета.

1. Сигнальное табло Т-10У2 (с красным светофильтром) сигнализирует:
 - о наличии пламени в зоне форсажной камеры двигателя - "Пожар";

- о работе двигателя на втором форсаже - "Второй форсаж";
- о выходе из строя подкачивающих насосов - "Расходн. бак";
- о выходе из строя генератора постоянного тока - "Генер. пост. вык.";
- о падении давления в основной системе - "Следи дав. осн. сист.";
- о падении давления в бустерной системе - "Следи дав. буст. сист.";
- о выходе из строя генератора переменного тока - "Генер. перем. вык.";
- о работе двигателя на форсажном режиме - "Форсаж";
- об открытом положении створок РС - "Створки РС откр.";
- о необходимости выключения зажигания двигателя после проведения запуска в воздухе - "Зажиг. выключ."

2. Сигнальное табло Т-4У2 (с красным светофильтром) сигнализирует:

- об аварийном остатке топлива - "Осталось 450 л";
- о выработке топлива в подвесном баке - "Выраб. подв. бака";
- о выработке топлива в I-м баке - "I гр. баков";
- о выработке топлива в 3-м баке - "3 гр. баков";

3. Сигнальное табло Т-4У2 (с зеленым светофильтром) сигнализирует:

- о посадочном положении исполнительного механизма АРУ - "Стабил. на посад.";
- о нейтральном положении механизма триммерного эффекта - "Тримм.эф.нейтрал.";
- о выпущенном положении конуса - "Конус выпущ.";
- о проходе самолета над маркерным радиомаяком - "Маркер".

ПРИМЕЧАНИЕ:

1. На среднем щитке установлены два табло (Т-4У2, Т-8У2) сигнализации спец.подвески.
2. Лампа сигнализации положения фонаря "Запр. фонарь" установлена рядом с ручкой управления фонарем.
3. На приборной доске установлена сигнальная лампа "Масло", сигнализирующая о минимальном давлении масла и о наличии стружки в масле.

ПРОВЕРКА ИСПРАВНОСТИ СВЕТОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ

1. Включить АЗС с надписью "Обогрев ККО перен. лампа бел. свет перископ" (на правом пульте). Контрольной лампой проверить наличие напряжения в розетках переносных ламп (на правом пульте и в нише левой ноги шасси).
2. Включить АЗС с надписью "Фары внешн. сигнал. шасси" (на правом пульте).

Переключатель управления фарами "Фара-Посад.-Рулеж.-Убрано" (на левом пульте) установить в положение:

- "посад." - фары должны выдвинуться и светиться яркостью "Большой свет";
- "рулеж." - фары должны светиться яркостью "Малый свет";
- "убрано" - фары должны убратся и погаснуть.

3. Включить АЗС с надписью "Сигнал. шасси АНО" (на правом пульте). Устанавливая переключатель "АНО малый-средний-полн." (на правом пульте) поочередно в положение "Малый", "Средн.", "Полн.", убедиться в свечении ламп АНО.

4. Убедиться в работоспособности внешней световой сигнализации шасси. Выключить АЗС с надписями "Сигнал. шасси АНО", "Фары внешн. сигнал. шасси".

ПРИМЕЧАНИЕ: При включении АНО на земле не допускать чрезмерного перегрева стекол БАНО, т.к. при попадании на них влаги может произойти растрескивание стекол.

5. Поворачивая вправо рукоятку ступенчатого переключателя трансформатора Тр-35 (на правом пульте) с надписью "Приборн. доска ярче", "Пульты ярче", убедиться в исправности освещения циферблатов приборов и надписей.

Увеличивая и уменьшая яркость реостатом РКЛ-45 с надписью "Залив. кр. свет" на левом пульте, убедиться в исправности освещения кабины заливающим красным светом.

Проверить работоспособность светильника белого света СМ-1БМ.

ПРИМЕЧАНИЕ: Работоспособность светотехнического оборудования освещения кабины красным светом проверять при затемненной кабине.

СМОТРОВОЙ ПРИБОР ТС - 27АМШ

Прибор ТС-27АМШ обеспечивает обзор задней полусферы с полем зрения по вертикали вверх - 10° , вниз - 2° и по горизонтали - $\pm 10^{\circ}$. За счет перемещения головы наблюдателя угол увеличивается по вертикали вверх - 20° , вниз - 2° , по горизонтали $\pm (35^{\circ} + 40^{\circ})$.

Для предохранения от запотевания и обледенения прибор оборудован системой обогрева, включаемой по мере необходимости с помощью выключателя, установленного на правом борту кабины.

Проверить исправность и чистоту контактного устройства системы обогрева смотрового прибора (проверять при открытом фонаре); проверить обогрев призмы, для чего при включенном АЗС "ККО, перен. лампа, бел. свет, перископ" и закрытом фонаре вклю-

чить на правой панели выключатель "Обогрев перископа"; второму лицу, находящемуся вне кабины, проверить наощупь нагрев наружной поверхности призмы.

Более подробные сведения по данному вопросу смотри в книге I настоящего руководства по эксплуатации.

IV ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛИ И ЭЛЕКТРОМЕХАНИЗМЫ

ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛИ МГП - 700 И МГП - 500

Электродвигатели служат для приведения в действие насосов топливной системы. Электродвигатель МГП-700 приводит в действие насос 495Б 2-й и 3-й группы баков, а электродвигатель МГП-500 - насос 422А 1-й группы баков.

Питание электродвигателей топливных насосов производится от шины энергоузла при включенных АЗС "Насос 1 гр. баков", "Насос 3 гр. баков", "Расходн. насос", установленных на правом пульте. Исправность работы насосов контролируется с помощью сигнализаторов давления СД-3 и сигнальных ламп в табло Т-10У2, Т-4У2.

При падении давления топлива в магистрали одного из насосов сигнализатор давления замыкает цепь электропитания соответствующей лампы сигнализации. Для уменьшения помех радиоприему в цепь питания электродвигателей включены сетевые фильтры Ф-37ВТ.

При эксплуатации электродвигателей необходимо следить за исправностью дренажных и вентиляционных каналов, не допускать проникновения жидкости в электрическую часть и штепсельные разъемы, следить за состоянием металлизации электрожгутов и за надежностью закрытия крышек фильтров, исключив попадание в них воды и масла. Периодически проверять затяжку клеммных винтов. Насосы не включать в работу без рабочей жидкости.

ПРОВЕРКА ЭЛЕКТРОЦЕПЕЙ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

Проверку исправности электроцепей топливной системы проводить при питании бортовой сети самолета от аэродромного источника электроэнергии или при работающем двигателе - от генератора, так как насос 1-й группы баков (агрегат 422А) подключен к шине энергоузла через реле мощных потребителей.

Включить выключатель "Аккумулятор. бортов. аэрод.", в табло должны загореться сигнальные лампы "Генер. пост. выкл.", "Расходн. бак", "Следи давл. осн. сист.", "Следи давл. буст. сист." и "Выработ. подфюзел. подв. бака". Если подвесной бак установлен, то должна загореться сигнальная лампа "Подвеска бака".

Кратковременно включить АЗС "Расходн.насос", "Насос I гр.баков", "Насос 3 гр баков"; в табло должны погаснуть сигнальные лампы "Расходн.бак", а также загореться и погаснуть сигнальные лампы "I гр. баков", "3 гр. баков".

ЭЛЕКТРОМЕХАНИЗМЫ МП-100МА И МП-100МТ

Электромеханизмы МП-100МА и МП-100МТ служат на самолете соответственно для управления исполнительным механизмом АРУ-ЗВ и механизмом "Триммерный эффект" стабилизатора.

Электромеханизм исполнительного механизма АРУ-ЗВ установлен в гроуте между шпангоутами № 29-30 по оси симметрии вверху.

Электропитание МП-100МА исполнительного механизма АРУ-ЗВ производится по двум автономным цепям: от АЗС "Автом. управл. АРУ" и АЗС "Ручное управл. АРУ", находящимся на заднем электрощитке правого пульта под крышкой из органического стекла.

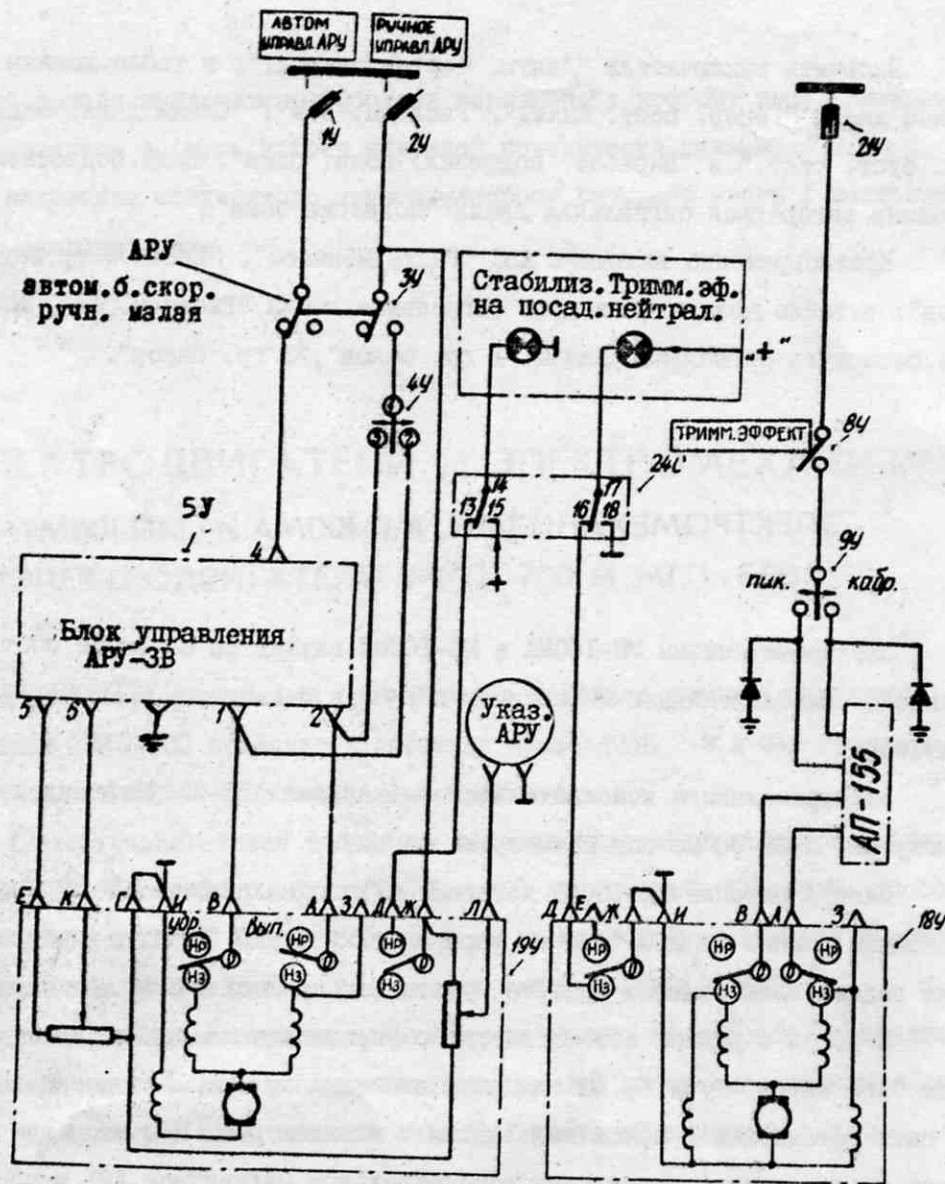
Переход с режима автоматического управления на ручное производится переключателем "АРУ автом.-Ручн.", находящимся на левом пульте. Указанный переключатель должен быть установлен в положение "Автом." и законтрен. При этом происходит автоматическое регулирование управления исполнительным механизмом АРУ в соответствии с изменением скорости и высоты полета. Ручное управление механизмом МП-100МА производится нажимным переключателем при отклонении его в одно из положений "Малая скорость" или "Большая скорость". При этом переключатель "АРУ автом.-Ручн." должен быть установлен в положение "Ручн."

Положение исполнительного механизма АРУ-ЗВ контролируется по загоранию сигнальной лампы "Стабилиз. на посад." в табло Т-4У2 и по показанию указателя положения АРУ на левом щитке приборов.

Электромеханизм МП-100МТ управления механизмом "Триммерный эффект" стабилизатора установлен в обтекателе килля между шпангоутами № 31-32, вверху.

Электропитание механизма МП-100МТ производится от шины энергоузла через инерционный предохранитель ИП-5. Выключение электропитания производится выключателем "Трим. эффект" на правом пульте. Управление загрузочным механизмом производится переключателем ПК-4, находящимся на ручке управления самолетом.

Электросхема управления стабилизатором показана на фиг. 1.2.8.



Фиг. 1.2.8. Электросхема управления стабилизатором

1У - автомат защиты сети АЭС-5 "Автом.управл.АРУ"; 2У - автомат защиты АЭС-5 "Ручное управл.АРУ"; 3У - переключатель 2ППГ-15К рода работы АРУ-3В; 4У - нажимной переключатель ПНГ-15К изменения плеч АРУ-2В; 5У - блок управления АРУ-3В; 8У - выключатель ВГ-15К-2С управления "триммерным эффектом"; 9У - переключатель ПК-4 управления грузочным механизмом; 18У - электромеханизм МП-100М; 19У - автомат в системе управления стабилизатором АРУ-3В; 21У - предохранитель ИП-5; 24С - реле ТКЕ26ПД1 проверки ламп табло.

В процессе эксплуатации электромеханизмов необходимо проверять надежность электрического контакта во всех местах присоединения токоведущих проводов, соответствие программной работы электромеханизмов и потребляемого тока номинальным данным.

Проверку работы автоматики АРУ по мере необходимости и при выполнении регламентных работ следует производить в два этапа, к которым относятся:

- а) проверка автоматического управления механизмом в зависимости от изменения скорости и высоты;
- б) проверка ручного управления механизмом.

Проверку работы автоматики АРУ-ЗВ при регулировании по скорости и коррекции, по высоте производить с помощью прибора контроля герметичности ПВД.

Проверку производить в следующем порядке:

1. Подсоединить к самолету наземный гидронасос и создать рабочее давление в одной из гидросистем.
2. Подключить к бортсети самолета наземный источник электроэнергии.
3. Включить на правом пульте выключатель "Аккумуляторы бортов. авиод."
4. Убедиться в том, что в кабине:
 - кран переключения динамической проводки системы ПВД находится в положении "ПВД рабоч." и законтрен;
 - переключатель режима работы АРУ находится в положении "Автом.";
 - АЗС с надписями: "Автом. управл. АРУ" и "Контроль ламп СОРЦ" включены;
 - стрелка указателя АРУ находится на левом упоре шкалы прибора и в табло Т-4У2 горит сигнальная лампа с надписью "Стабилиз. на посадку".
5. Включить выключатель с надписью "Тримм. эффект" и установить механизм триммерного эффекта в нейтральное положение.
6. Отклонить ручку управления самолетом полностью на себя, а затем отпустить ее до возвращения к нейтральному положению; при этом убедиться в том, что в табло Т-4У2 сигнальная лампа с надписью "Тримм. эф. нейтрал." не гаснет. После возвращения ручки в нейтральное положение ее не трогать до окончания проверки автоматики АРУ.
7. Установить шкалу барометрического давления на высотомере проверочного прибора в положение, соответствующее стандартному давлению 760 мм рт. ст. Если барометрическое давление дня отличается от стандартного, то большая стрелка на высотомере отклонится от нулевого положения и покажет поправку высоты в метрах; при этом положении большой стрелки высотомера следует проводить проверку автоматики АРУ.
8. Надеть на приемник ПВД шланг динамического давления проверочного прибора, а шланг статического давления подсоединить к специальному разъему на коллекторе датчика МРД-126 управляющего блока АРУ, установленного в кабине. Для подсоединения шланга распломбировать и рассоединить разъем, а затем вернуть наконечник шланга проверочного прибора в концевую часть шланга, подсоединенного к датчику МРД-126.

Отвернуть часть разъема дюритового шланга на коллекторе датчика МРД-126, закрыть заглушкой во избежание ее засорения во время проверки.

9. Подключить проверочный прибор к бортовой сети постоянного тока.

10. Создать давление в динамической проводке ПВД и, постепенно повышая его за время 60 - 90 сек, следить за показаниями указателя АРУ по шкале скорости (наружная оцифровка), которые должны примерно соответствовать показаниям указателя на проверочном приборе и самолетного указателя скорости в диапазоне приборной скорости 455 - 992 км/час. При достижении давления, соответствующего приборной скорости 455 км/час, начнется перемещение исполнительного механизма АРУ с большого плеча на малое; при этом стрелка указателя АРУ должна начать движение по ходу часовой стрелки, а сигнальная лампа "Стабилиз. на посад." в табло Т-4У2 при показаниях приборной скорости более 455 км/час должна погаснуть.

ПРИМЕЧАНИЕ: Погасание и загорание сигнальной лампы должно происходить при возрастании и снижении приборной скорости в пределах

$$U_{\text{пр.}} = 455 \pm \begin{matrix} +145 \\ -65 \end{matrix} \text{ км/час.}$$

При достижении давления, соответствующего приборной скорости 992 км/час, шток исполнительного механизма АРУ встанет на малое плечо. Стрелка указателя АРУ займет крайнее правое положение. Носок стабилизатора за счет уменьшения плеча исполнительного механизма АРУ немного отклонится вниз, соответственно ручка управления самолетом переместится в направлении "на себя".

11. Поддерживая давление, соответствующее приборной скорости 992 км/час, создать разрежение в статической проводке, постепенно увеличивая его до разрежения, соответствующего высоте 10000 м. На этой высоте шток исполнительного механизма АРУ переместится с малого плеча на большое, загорится сигнальная лампа "Стабилиз. на посад.", а стрелка указателя АРУ займет крайнее левое положение.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ !

В целях предупреждения возможных деформаций чувствительного элемента датчика скорости системы АРУ-ЗВ при проверках запрещается:

- создавать динамическое давление, превышающее приборную скорость 1070 км/час;
- создавать разрежение, превышающее высоту $H = 20000$ м;
- создавать одновременно динамическое давление, соответствующее скорости, большей 750 км/час, и разрежение, соответствующее высоте, большей 9500 м.

12. Плавно уменьшить разрежение в статической проводке до значения соответствующего высоте 4500 м, при этом шток АРУ должен перемещаться в положение малого плеча. Показания указателя АРУ по шкале высот (внутренняя оцифровка) должны примерно соответствовать показаниям самолетного высотомера в диапазоне высот от 10000 м до 4500 м. При уменьшении высоты необходимо выдерживать приборную скорость постоянной (наиболее важно, чтобы она не уменьшалась).

13. Уменьшить давление в динамической проводке до нуля. Шток АРУ при скорости 455 км/час должен переместиться в положение большого плеча и в табло Т-4У2 должна загореться сигнальная лампа "Стабилиз. на посад."

14. Отсоединить шланг проверочного прибора от управляющего блока АРУ, соединить разъемный штуцер коллектора, после чего проверить систему ПВД на герметичность. Убедиться в герметичности системы ПВД, законтрить и опломбировать разъем коллектора управляющего блока.

15. Установить в кабине все АЗС и переключатели в исходные положения, отсоединить поверочный прибор от приемника ПВД, отключить от самолета аэродромный источник электроэнергии и отсоединить наземный гидронасос.

Проверку ручного управления АРУ-ЗВ производить следующим образом:

1. Расконтрить и установить переключатель режима работ из положения "Автом." в положение "Ручн."

2. При подключенных наземном гидронасосе и наземном агрегате электропитания включить на правом борту кабины АЗС с надписью "Ручное управл. АРУ" и включить "Аккумуля. бортов. аэрод."

3. Установить механизм "Триммерного эффекта" в нейтральное положение.

4. Нажать переключатель АРУ из нейтрального положения в положение "Б.скор." до полного срабатывания АРУ, т.е. до полной перекладки штока автомата с большого плеча на малое; при этом на приборной доске в табло Т-4У2 должна погаснуть сигнальная лампа "Стабилиз. на посад.", а стрелка на указателе АРУ - крайнее правое положение.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Перевод АРУ вручную следует производить короткими импульсами во избежание выхода из строя его электродвигателя.

5. Отклоняя ручку управления самолетом в направлении на себя и от себя до крайних положений, убедиться в тяжелой загрузке ручки управления.

6. Перевести переключатель АРУ из нейтрального положения в положение "Малая скорость" до полного срабатывания АРУ, т.е. до полной перекладки штока исполнительного механизма АРУ с малого плеча на большое, при этом должна загореться сигнальная

лампа "Стабилиз. на посад.", а стрелка указателя АРУ должна занять крайнее левое положение.

7. Отклоняя ручку управления в направлениях от себя и на себя, убедиться в легкой загрузке ручки управления. По окончании проверки установить переключатель режима работы АРУ в положение "Автом." и законтрить его латунной проволокой диаметром 0,25 мм.

Отсоединить от самолета наземный гидронасос и агрегат электропитания бортовой сети самолета.

ЭЛЕКТРОМЕХАНИЗМ МП - 150Д

Электромеханизм МП-150Д служит для регулирования положения сиденья по росту летчика.

Электропитание электромеханизма производится от шины энергоузла через инерционный предохранитель ИП-15. Управление электромеханизмом осуществляется с помощью нажимного переключателя с надписью "Сиденье вверх-вниз" (на левом пульте) поочередной установкой его в положение "Вниз" и "Вверх". При этом сиденье должно соответственно перемещаться в указанных направлениях до момента срабатывания концевого выключателя электромеханизма. После срабатывания концевого выключателя электромеханизм должен выключиться.

При эксплуатации электромеханизма МП-150Д необходимо проверять соответствие потребляемого тока номинальным данным и надежность электрического контакта в штепсельном разъеме электромеханизма.

Электрическая схема управления сиденьем показана на фиг. 1.2.9.

ЭЛЕКТРОМЕХАНИЗМ УПС - 1М

Электромеханизм УПС-1М системы управления сдувом пограничного слоя служит для нормированного подвода воздуха, отбираемого за компрессором двигателя, к взлетно-посадочным закрылкам, путем автоматического регулирования положения заслонок в воздушных магистралях. Электромеханизм УПС-1М установлен в зоне шпангоутов № 26-28. Подход к электромеханизму производится через лючок.

Электропитание УПС-1М производится от бортовой сети самолета постоянного тока от двух независимых АЗС "Управление СПС", установленных в кабине на правом пульте,

и общего переключателя "СПС вкл.", установленного на левом пульте. Ток, потребляемый системой, должен быть не более 4,5 а.

Электросхема системы СПС показана на фиг. 1.2.10.

Срабатывание электромеханизма УПС-1М на открытие или закрытие заслонок производится от сигналов, снимаемых с двухступенчатых датчиков С-2. Эти датчики непрерывно замеряют давление за правой заслонкой, поддерживая в заданных пределах автоматическое регулирование давления воздуха, поступающего к закрылкам.

Включение системы происходит с помощью концевых выключателей Д303, контакты которых при выпущенных закрылках на угол более 30° находятся в замкнутом состоянии. Система СПС автоматически отключается при взятии РУД на себя на упор "Малый газ".

При установке РУД в положение, соответствующее оборотам 65% от номинала по РВД система обеспечит включение режима регулируемого максимала (РМ) для дополнительного раскрытия створок. Это необходимо для сохранения нормального температурного режима при включении максимала при уходе на второй круг с включенной системой СПС.

Электросхема выполнена таким образом, что при включении системы СПС на форсажном режиме работы двигателя форсажный режим автоматически отключается. Если была включена система СПС, то форсажный режим в этом случае не включится. В коробке автоматики форсажа КАФ-17СК шлиц СК должен быть установлен в положение "с КД".

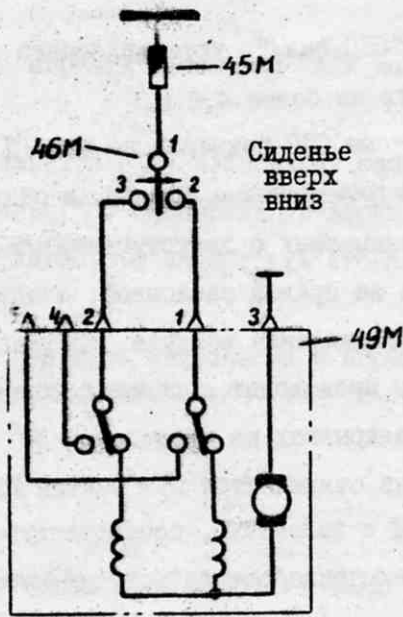
Работоспособность электромеханизма УПС-1М проверяется при проверке общей работоспособности системы СПС. Регалментные работы по электромеханизму УПС-1М на период гарантийного срока не предусмотрены.

ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЬ Д-880Т

Электродвигатель Д-880Т составляет с насосной станцией НН-27Т одно целое и служит для приведения в движение роторно-поршневого насоса, питающего рабочей жидкостью аварийную гидросистему самолета. Насосная станция установлена в киле самолета.

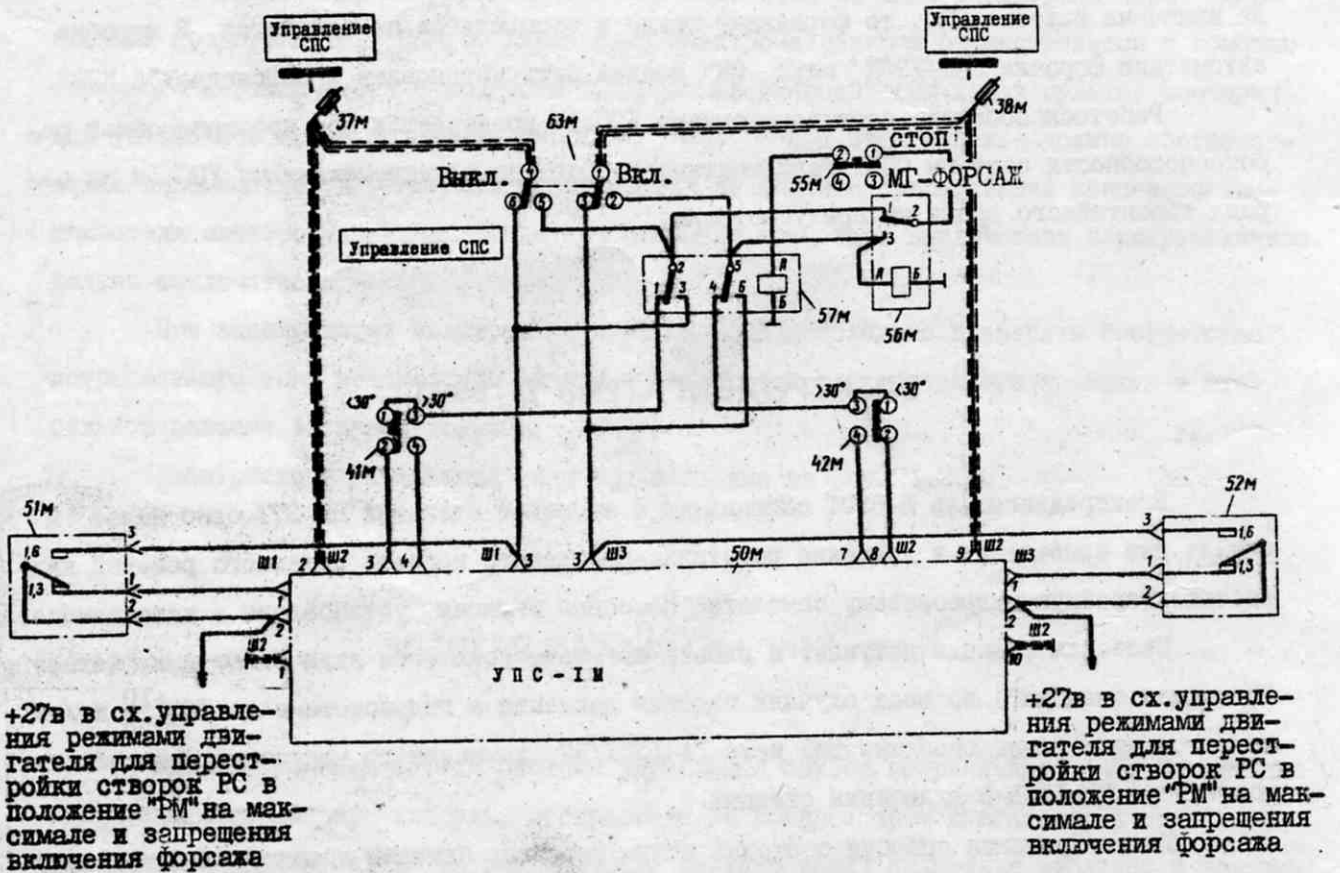
Насосная станция вступает в работу автоматически (при включенном выключателе "Насосная станция") во всех случаях падения давления в гидросистеме до $168 \pm \frac{10}{5}$ кг/см², при этом происходит срабатывание реле ГА-135Т/32, замыкающего минусовую цепь обмотки контактора КМ-100Д-В включения станции.

Для сохранения емкости бортовых аккумуляторных батарей проверку работоспособности насосной станции на земле необходимо производить при работающем двигателе или при питании бортовой сети самолета от наземного агрегата электропитания. При этом, в целях сохранения технического ресурса электродвигателя станции, продолжительность ее непрерывной работы не должна превышать трех минут.



Фиг. 1.2.9. Электросхема управления сиденьем.

45М - предохранитель ИП-15 в цепи управления сиденьем; 46М - нажимной переключатель ПНГ-15К управления сиденьем; 49М - электромеанизм МП-150Д регулировки положения сиденья.



Фиг. 1.2.10. Электросхема системы СПС.

37М, 38М - автоматы защиты АЗС-5 "Управление СПС"; 41М - микровыключатель Д303 управления СПС левого закрылка; 42М - микровыключатель Д303 управления СПС правого закрылка; 50М - электромеанизм УПС-1М; 51М, 52М - сигнализаторы С-2; 55М - микровыключатель Д703 управления СПС; 56М - реле ТКЕ21ЩДТ управления системой СПС; 57М - реле ТКЕ52ЩДТ включения системы СПС по положению РУД; 63М - переключатель 2ПНГ-15К управления СПС.

В процессе эксплуатации следить за состоянием электропроводки, штепсельных разъемов и за надежностью контакта в местах присоединения токоведущих проводов.

ГИДРОЭЛЕКТРОКРАНЫ И ЭЛЕКТРОКЛАПАНЫ

Гидроэлектромолы ГА-184У, ГА-185У, ГА-190Б и электроклапаны 695000/М, установленные на самолете в различных системах, проверяются на работоспособность при опробовании систем. В процессе эксплуатации следить за состоянием электропроводки, затяжки и контролки штепсельных разъемов.

Краны, отказавшие в работе, а также имеющие неисправности, снимать с самолета и заменять исправными.

ЩИТОК ШЗ-ЗМК УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ

Щиток ШЗ-ЗМК со встроенным красным светом служит для управления гидроэлектромолы ГА-185У выпуска и уборки закрылков. Щиток ШЗ-ЗМК установлен на левом пульте.

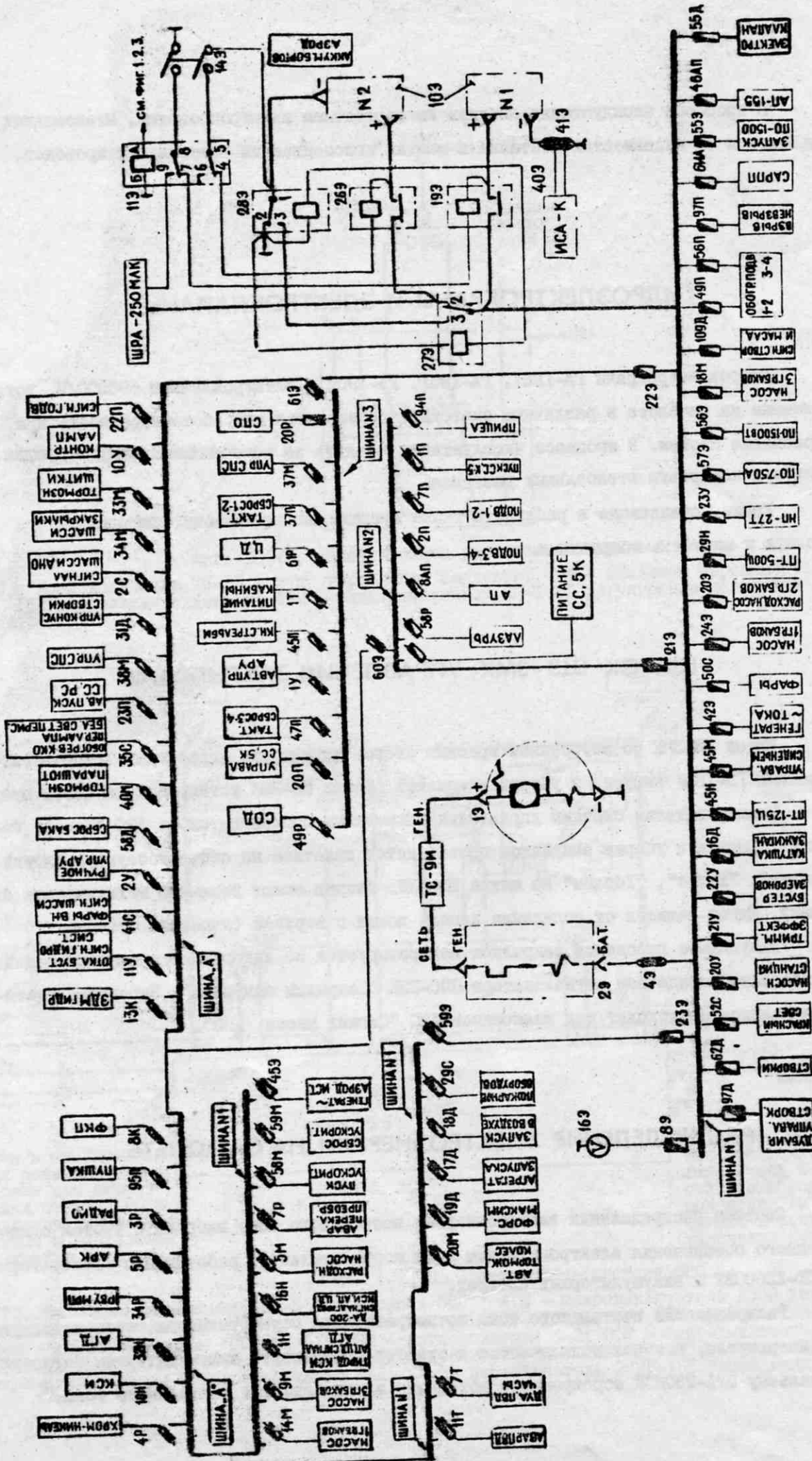
Электропитание системы управления закрылками производится от АЗС "Шасси, закрылки". Выпуск и уборка закрылков производится нажатием на соответствующую кнопку "Посадка", "Взлет", "Убраны" на щитке ШЗ-ЗМК. Кнопки имеют взаимную механическую блокировку. Щиток защищен от попадания капель дождя с верхней (лицевой) стороны.

Выпущенное положение закрылков контролируется по загоранию светящейся надписи на пилотажно-посадочном сигнализаторе ШПС-ЗМК "Закрылки выпущены". Загорание светящейся надписи происходит при включенном АЗС "Сигнал шасси, АНО".

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ НА САМОЛЕТЕ

Система распределения электроэнергии постоянного тока выбрана с учетом одновременного обеспечения электропитанием всех потребителей от работающего генератора ГСР-СТ-12000ВТ и аккумуляторных батарей.

Распределение постоянного тока по потребителям осуществляется через основную шину энергоузла, которая подключается к стартер-генератору, аккумуляторным батареям и к разъему ШРА-250МЛК аэродромного источника электроэнергии постоянного тока.



Фиг. 1.2.11. Схема распределения электроэнергии постоянного тока по потребителям.

От основной шины энергоузла часть электроэнергии (через инерционные предохранители) используется непосредственно для питания и включения: насосов I, 2 и 3-й групп топливных баков, преобразователей ПО-750А, ПО-1500ВТ-3И, ПТ-500Ц, ПТ-125Ц и ПО-1500ВТ-3И, насосной станции НН-27Т, фар МПФ-1А, генератора СГО-8, системы освещения кабины, электромеханизма регулирования положения сиденья, гидроэлектророкранов управления бустерами стабилизатора и элеронов, агрегатов вооружения, системы САРШ, автопилота АП-155, обогрева агрегатов вооружения, управления створками.

Остальные потребители подключены к шинам № I, 2, 3 и шинам А, расположенным в электрощитках кабины.

Схема распределения электроэнергии постоянного тока по потребителям показана на фиг. 1.2.II.

Схема питания обеспечивает избирательную работу защиты при коротких замыканиях в питающих линиях и нормальное распределение нагрузок при обрыве любого или даже двух питающих проводов.

Автоматы защиты АЗР-60 установлены в кабине: автомат "шина № I" - на левом пульте под прозрачным колпачком; автомат "шина № 2" и "шина № 3" - на правом пульте под предохранительным колпачком и под крышкой из органического стекла. Автоматы защиты сети АЗР-60 должны быть установлены во включенное положение и защищены от случайного выключения крышками и законтрены.

ГЛАВА III

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЭЛЕКТРОСЕТИ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Все оборудование самолета разделено на группы в зависимости от назначения. Каждая группа обозначена буквенным шифром.

Шифр группы	Наименование оборудования, входящего в группу
Э	Энергоузел, источники питания
Д	Агрегаты двигателя
У	Агрегаты управления самолетом
М	Электромеханизмы
К	Контрольные приборы
С	Сигнализация, освещение
Т	Тепловые приборы, обогрев
Н	Навигационное оборудование
Р	Радиоэлектронное оборудование
П	Вооружение
АП	Автопилот

Все приборы и агрегаты, входящие в одну группу, имеют свои порядковые номера в этой группе.

Бирка провода указывает:

1. Порядковый номер агрегата, входящего в одну из групп.
2. Группу оборудования.

3. Порядковый номер электрической линии (номер провода зависит от количества проводов, подключенных к данному агрегату).

4. Номер клеммы разъема, к которой присоединяется данный прибор.

Пример маркировки провода на бирке 8-ИД5: 8 - номер клеммы разъема, к которой подключен данный провод; II - порядковый номер агрегата в группе; Д - буквенное обозначение группы оборудования; 5 - порядковый номер электрической линии (провода), идущей от агрегата.

Для уменьшения электрических помех радиоприему на самолете электросеть агрегатов, могущая создавать помехи, экранирована. При эксплуатации необходимо следить за надежностью контакта между экраном и массой самолета, не допускать повреждений экранировки и ее загрязнения.

Подсоединение минусовых проводов к корпусу самолета выполнено в виде отдельных клеммных точек и специальных панелей, на которых собран ряд минусовых проводов от электроагрегатов, расположенных вблизи друг от друга. Наконечники минусовых проводов крепятся к корпусу самолета винтами. Контактные поверхности наконечника в корпусе самолета тщательно зачищены и образуют клеммное соединение с малым переходным сопротивлением.

В процессе эксплуатации необходимо следить за надежностью крепления минусовых проводов к корпусу самолета. В случае ослабления необходимо произвести зачистку контактных поверхностей и плотно затянуть винт.

Не допускать касания электропроводов о трубопроводы гидравлической или топливной системы. Расстояние между ними должно быть не менее 20 мм. В местах, где невозможно обеспечить указанный зазор, электропроводку и трубопровод изолировать друг от друга специальной тканью типа АХР, АЗТ или НТ-7. Не создавать механических нагрузок электропроводки, особенно в местах пайки, у разъемов и в местах подсоединения к электроагрегатам и минусовым клеммам. Не допускать повреждения изоляции проводов, особенно при проходе их вблизи острых кромок конструкции самолета.

ЭЛЕКТРОРАЗЪЕМЫ

Для облегчения монтажа и демонтажа отдельных агрегатов и электрогудов на самолете установлены сетевые штепсельные разъемы различных типов. Разъемы служат для стыковки отдельных частей электроцепи и агрегатов, не требующих герметизации, а также для обеспечения прохода электропроводов через герметические стенки кабины летчика. Технологические разъемы для соединения отдельных участков электросети, устанавливаемые самолетостроительным заводом, имеют цифровые номера.

Агрегаты оборудования, поступающие со специализированных предприятий, для включения в бортовую сеть самолета имеют собственные штепсельные разъемы и маркируются позицией (по электросхемам) того агрегата, в комплект которого они входят.

АППАРАТУРА ЗАЩИТЫ

Для защиты электросети и источников переменного тока при коротких замыканиях применяются предохранители типа СП. Для защиты электропроводки в цепи постоянного тока от перегрузок и коротких замыканий использованы автоматы защиты сети АЗС-АЗР и предохранители типа ИП.

При эксплуатации АЗС и АЗР необходимо:

1. При монтаже и демонтаже не допускать расшатывания контактных клемм.
2. Не допускать чрезмерных усилий на рукоятки АЗС и АЗР и резких ударов.
3. При низких температурах начало перемещения рукоятки должно быть плавным, без рывков, а дальнейшее переключение - быстрым.
4. Вскрытие и ремонт АЗС и АЗР при эксплуатации категорически запрещается.

При замене предохранителей руководствоваться следующим:

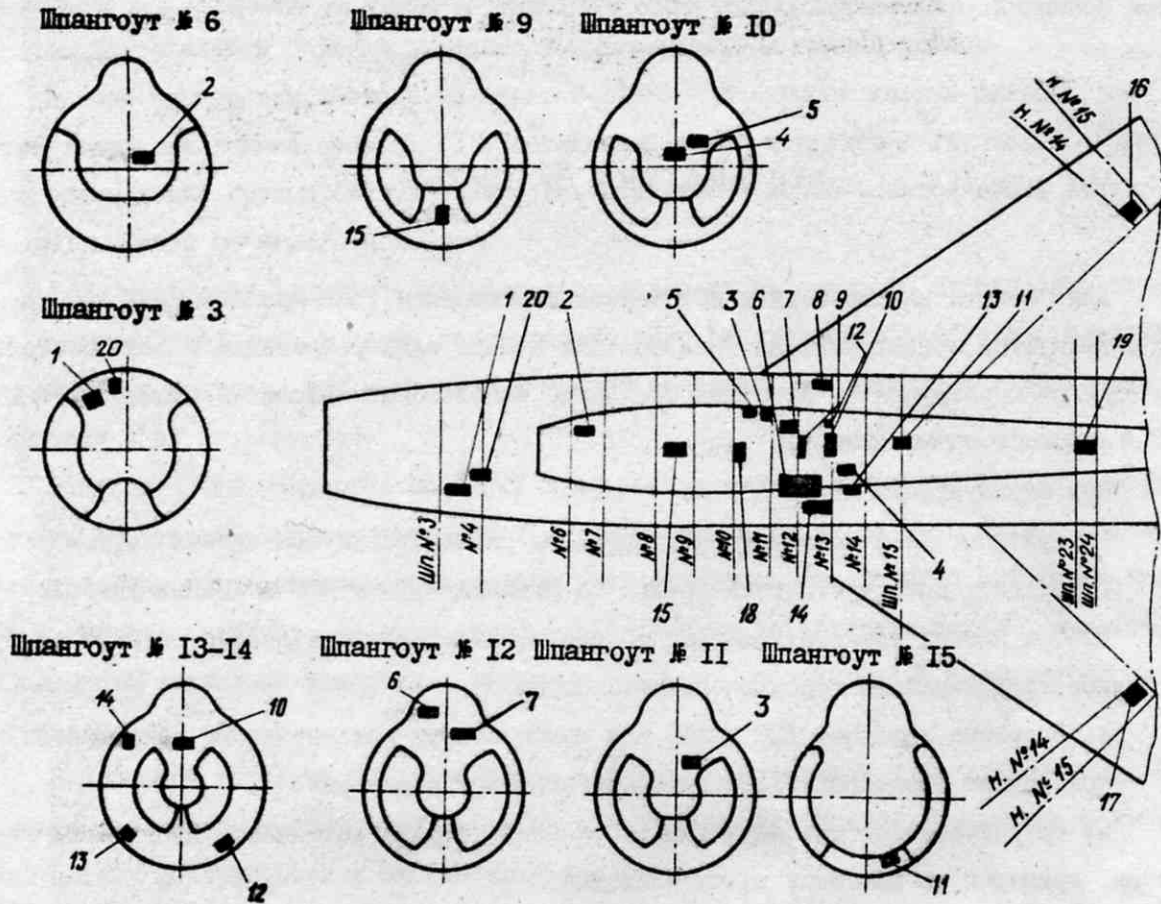
- а) предохранитель устанавливать в головку патрона колпачком, не имеющим маркировки, примерно на половину длины колпачка;
- б) повернуть головку предохранителя вниз (он должен держаться в головке). Если предохранитель выпадает, то необходимо лепестки коронки в головке поджать (головка старой конструкции);
- в) нажать на предохранитель и плавно отпустить, при этом пружина должна возвращать его в первоначальное положение (установочное положение);
- г) головку с предохранителем вставить в патрон и завернуть до отказа.

КОММУТАЦИОННАЯ АППАРАТУРА

На самолете установлена следующая коммутационная аппаратура:

- герметизированные, пылевлагонепроницаемые малогабаритные выключатели типа ВГ-15К и 2ВГ-15К и переключатели типа 2ППГ-15К, ППГ-15К и ППНГ-15К, ПЗППГ-15, а также негерметичный переключатель типа ЗППН-45;
- концевые выключатели типа ВК2-200Р и микровыключатели типа Д303, Д703 и Д701;
- кнопки типа 5К, 204К, 205К, 512;
- контакторы типа КМ, КП, ТКД и реле типа ТКЕ, ТКД.

Вид на шпангоуты указан по полету



Фиг. 1.3.1. Размещение релейных, контакторных и предохранительных коробок.

1 - коробка реле и предохранителей 36в; 2 - коробка реле контроля ламп; 3 - коробка реле коммутаций цепей питания вооружения; 4 - коробка пусковых контакторов; 5 - коробка сопротивлений в цепях АНО; 6 - коробка реле и предохранителей переменного тока II5в; 7 - коробка контроля напряжения переменного тока; 8 - коробка реле правого борта; 9 - коробка реле; 10 - коробка реле управления подвесками; 11 - коробка автоматика форсажа КАФ-Г7СК; 12 - коробка консервации двигателя; 13 - коробка пусковых контакторов и сопротивлений; 14 - энергоузел; 15 - коробка зажигания двигателя; 16 - коробка реле правого крыла; 17 - коробка реле левого крыла; 18 - коробка контакторов включения и переключения аккумуляторов; 19 - коробка КДС; 20 - коробка реле автоматического запуска двигателя.

Коммутационная аппаратура в основном сосредоточена в релейных и контакторных коробках, а также в электрощитках.

Схема размещения релейных, контакторных и предохранительных коробок показана на фиг. 1.3.1.

При монтаже и демонтаже коммутационной аппаратуры не допускать расшатывания контактных клемм, не производить вскрытие и ремонт аппаратуры и установку ее на самолет после вскрытия. Следить за состоянием контровки регулировочных винтов и надежностью закрепления в клеммах подводимых проводов. Следить за исправностью срабатывания коммутационной аппаратуры. При обнаружении неточности в срабатывании неисправные коммутационные элементы необходимо снимать с самолета и заменять исправными.

ЧАСТЬ ВТОРАЯ

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ГЛАВА I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Приборное оборудование обеспечивает полеты самолета днем и ночью в сложных метеорологических условиях, на любых высотах до практического потолка и выполняет следующие функции:

- а) ориентацию самолета в пространстве и по маршруту;
- б) контроль работы силовой установки, ракетного и бомбардировочного вооружения и радиооборудования;
- в) контроль работы отдельных агрегатов и систем.

Приборное оборудование подразделяется на следующие группы:

- а) пилотажно-навигационные приборы;
- б) приборы контроля работы двигателя;
- в) приборы контроля работы отдельных агрегатов и систем самолета.

В состав каждой группы входят следующие приборы и системы:

Пилотажно-навигационные приборы

Комбинированный указатель скорости	КУСИ-2500К
Указатель числа М	М-2,5К
Высотомер двухстрелочный	ВДИ-30К

Авиагоризонт дистанционный	АГД-1
Комбинированный прибор	ДА-200
Курсовая система	КСИ
Автопилот	АП-155
Авиационные часы	АЧС-1МК
Указатель перегрузок	АМ-10К

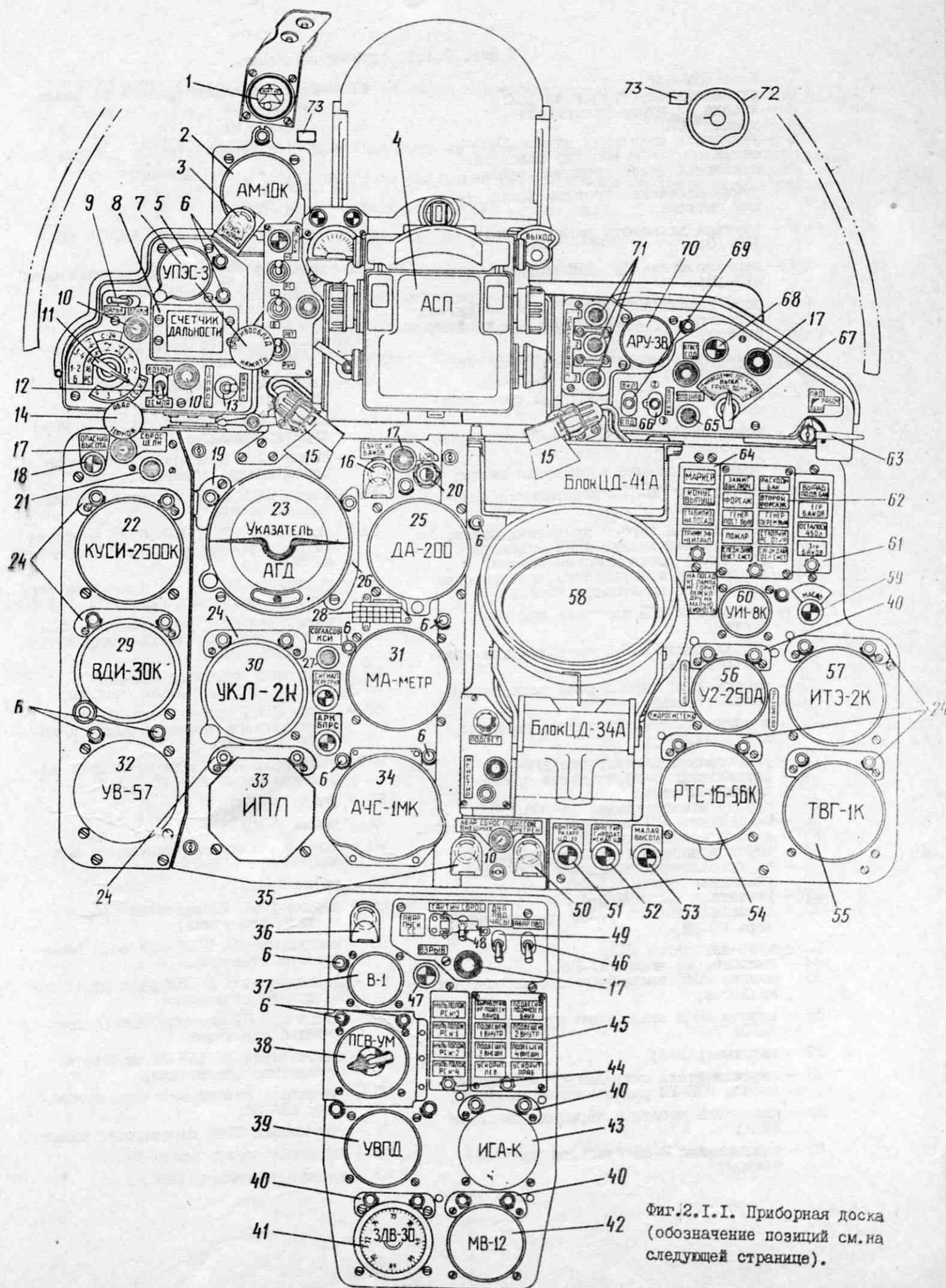
Приборы контроля работы двигателя

Электрический дистанционный тахометр	ИТЭ-2
Термометр выходящих газов	ТВГ-164-4С
Дистанционный индуктивный манометр	ДИМ-8ТК
Суммирующий расходомер топлива	РТС16А-5,6

Приборы контроля работы отдельных агрегатов и систем

Сигнализаторы давления топлива	СД-3
Сигнализатор давления	СДУ-2-0,35
Сигнализатор электрический	СЭ-2217
Сигнализатор давления	САДА-0,25
Электрический дистанционный манометр	ЭЭДММ-250АК
Вольтметр	В-1
Интегрирующий счетчик	ИСА-К
Указатель положения плеча	АРУ-3Г
Указатель положения конуса	УПЭС-3
Сигнализатор числа М	СЧМ-1,7
Система автоматической регистрации параметров полета	САРПП-12Г
Указатель "Высоты" и перепада давлений	УВПД-20
Манометр воздуха	2М-150К
Манометр	МВ-12
Манометр	ТМ-100

Приборное оборудование и пульты управления размещены в кабине панорамного типа. Все панели, щитки управления, приборы и отдельные рычаги в кабине ориентированы на летчика. В центральной части приборной доски размещена группа пилотажно-навигационных приборов; слева от них в поле зрения летчика находятся приборы контроля питания кислородом; справа - приборы контроля силовой установки. Приборы контроля отдельных систем размещены на среднем щитке приборной доски (фиг. 2.1.1.). Все вспомо-



Фиг.2.1.1. Приборная доска (обозначение позиций см. на следующей странице).

К фиг. 2.1.1. (приборная доска)

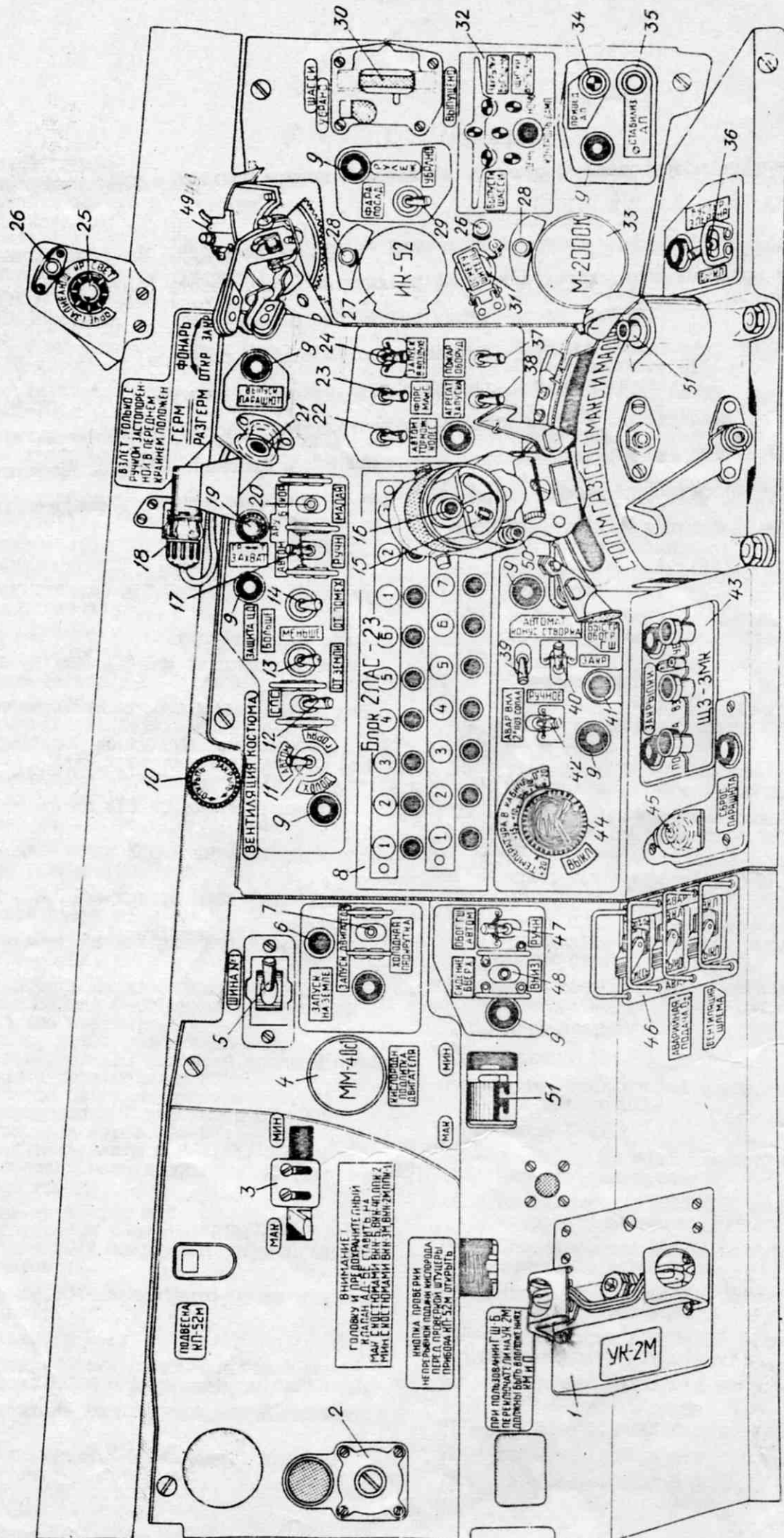
- | | |
|---|---|
| 1 - блок СЗМ-5А; | 41 - задатчик барометрического давления ЗДБ-30; |
| 2 - указатель перегрузок АМ-ЮК; | 42 - манометр МВ-12; |
| 3 - кнопка 5К пуска ускорителя; | 43 - интегрирующий счетчик амперчасов ИСА-К; |
| 4 - прицел АСП; | 44 - табло Т-4У2; |
| 5 - указатель положения конуса УПЭС-8; | 45 - табло Т-8У2; |
| 6 - светильники СВ высокие подсвета приборной доски красным светом; | 46 - автомат защиты сети АЭС-10 обогрева бокового ПВД-7; |
| 7 - ручка включения противообледенительной системы; | 47 - лампа СЛЦ-51 красная сигнализации включения на взрыв; |
| 8 - счетчик дальности радиокompаса АРК-Ю; | 48 - выключатель ЗВГ-15К тактического сброса; |
| 9 - переключатель ШПГ-15К радиокompаса АРК-Ю; | 49 - автомат защиты сети АЭС-20 обогрева ДУА, ПВД-7 и часов; |
| 10 - светильники АПМ низкие малогабаритные подсвета надписей и приборов красным светом; | 50 - кнопка 204К аварийного сброса внутренних подвесок; |
| 11 - галетный переключатель ИП4Н8К вида вооружения; | 51 - лампа СЛЦН зеленая контроля разарретирования; |
| 12 - выключатель ШПГ15-2С вида срабатывания; | 52 - лампа СЛЦН красная сигнализации срабатывания арретирования; |
| 13 - выключатель НГУ.602.009.СП запросчика-ответчика; | 53 - лампа СЛЦН зеленая сигнализации "Малая высота"; |
| 14 - ручка аварийного торможения шасси; | 54 - указатель РТС-16А-5,6К из комплекта расходомера топлива РТС-16А-5,6К на 5600 л; |
| 15 - светильник СМ-1КМ заливающего красного света; | 55 - указатель ТВГ-1К из комплекта термометра выходящих газов ТВГ-164-4С; |
| 16 - кнопка 204К сброса крыльевых баков; | 56 - двухстрелочный указатель У2-250А из комплекта манометра гидросистемы 2ЭДММ-250А; |
| 17 - светильники низкие АПНР подсвета приборной доски красным светом; | 57 - двойной тахометр ИТЭ-2К; |
| 18 - лампа СЛЦН красная сигнализации опасной высоты высотомера РВ-УМ; | 58 - блок радиолокационной станции; |
| 19 - светильник АГЛ подсвета красным светом; | 59 - лампа СЛЦН красная сигнализации минимального давления масла и наличия стружки; |
| 20 - кнопка-лампа КСЦ-1 сигнализации опасных режимов; | 60 - указатель УИГ-8К из комплекта манометра масла ДИМ-8Т-ТрК; |
| 21 - кнопка 215К сброса цели радиолокационной станции; | 61 - табло Т-4У2; |
| 22 - комбинированный указатель скорости КУСИ-2500К; | 62 - табло Т-10У2; |
| 23 - указатель авиагоризонта АГД-1; | 63 - кран переключения основного или аварийного ПВД-7; |
| 24 - светильники С-80 подсвета приборов красным светом; | 64 - табло Т-4У2; |
| 25 - дублер авиагоризонта ДА-200; | 65 - кнопка 205К "Опознавание" самолетного ответчика; |
| 26 - светильник АПН подсвета красным светом; | 66 - переключатель ШПГ-15К волн самолетного ответчика; |
| 27 - кнопка согласования КСИ; | 67 - переключатель ШПЗМ рода работ самолетного ответчика; |
| 28 - таблица поправок прибора М-2,5К; | 68 - лампа СЛЦ-51 желтая "Ответ" самолетного ответчика; |
| 29 - двухстрелочный высотомер ВДИ-30К; | 69 - выключатель ВГ-15К-2С включения самолетного ответчика; |
| 30 - указатель курса УКЛ-2К; | 70 - указатель положения плеча автоматики АРУ-3В; |
| 31 - указатель числа М М-2,5К; | 71 - три кнопки 204К перезарядки пушки; |
| 32 - указатель высоты УВ-57 радиовысотомера РВ-УМ; | 72 - указатель углов атаки УУА-1; |
| 33 - нуль-индикатор ИИЦ; | 73 - светосигнализатор СШЦ-К. |
| 34 - авиационные часы АЧС-1МК; | |
| 35 - кнопка 204К аварийного сброса внешних подвесок; | |
| 36 - кнопка 204К аварийного пуска изделий "ЗЮА"; | |
| 37 - вольтметр В-1; | |
| 38 - переключатель сигназируемой малой высоты ПСВ-УМ радиовысотомера РВ-УМ; | |
| 39 - указатель высоты и перепада давлений УВД; | |
| 40 - светильники М-60 подсвета красным светом; | |

гательное оборудование размещено на левом и правом пультах и прилегающих к ним панелях (фиг. 2.1.2 и 2.1.3).

Для упрощения контроля показаний на шкалах некоторых приборов нанесены цветными красками зоны, характеризующие различные режимы работы систем и агрегатов:

- голубой цвет - режим работы без ограничений;
- желтый цвет - внимание, но работа допускается;
- красный цвет - работа в этом режиме запрещена.

Освещение приборов и пультов осуществляется красным светом, в связи с чем надписи, стрелки и шкалы приборов выполнены белой краской. Центральная часть приборной доски выполнена откидывающейся для обеспечения подхода к соединительным элементам приборов.

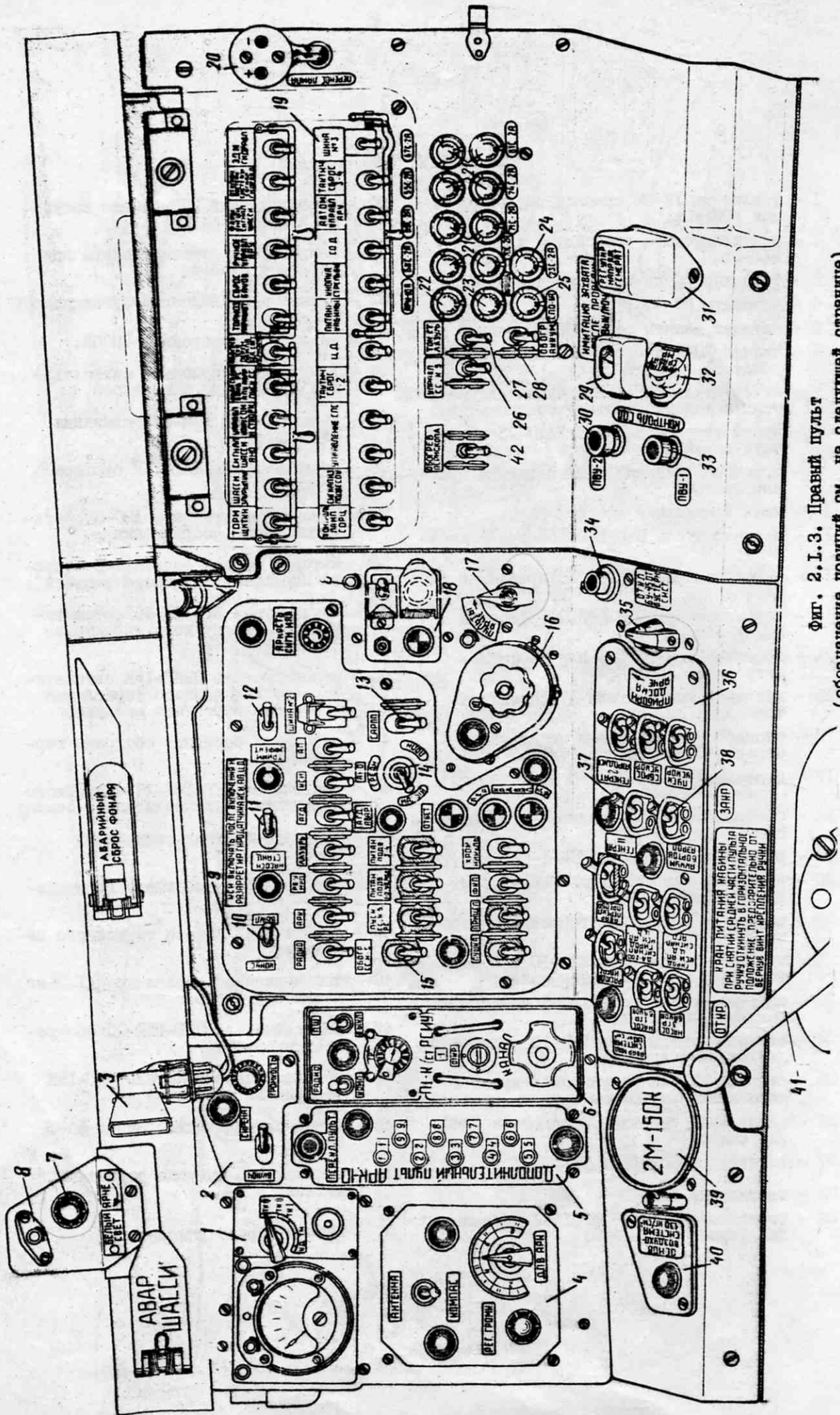


Фиг. 2.1.2. Левый пульт

(обозначение позиций см. на следующей странице).

У фиг. 2.1.2. (левый пульт)

- | | |
|--|---|
| I - усилитель УК-2М связной радиостанции РСИУ-5; | 30 - переключатель ППН-45 для выпуска и уборки шасси; |
| 2 - вентиляционное устройство шлема ВУШ-6; | 31 - кнопка 205К тушения пожара под защитной скобой; |
| 3 - фиксатор ручки переключения АД-6Е; | 32 - пилотажно-посадочный сигнализатор ППС-2МК; |
| 4 - манометр ММ-40С; | 33 - манометр кислорода М-2000К; |
| 5 - автомат защиты сети АЗР-60 шины № I; | 34 - лампа СЛНЦ (зеленая) сигнализации приведения автопилота; |
| 6 - кнопка 204К запуска двигателя на земле; | 35 - кнопка-лампа КСМ стабилизации автопилота; |
| 7 - выключатель 2ВГ-15К запуска двигателя и холостой прокрутки двигателя; | 36 - переключатель ППГ-15К бустера элеронов; |
| 8 - пульт управления блок 2ЛАС-23 автоматической радиолинии; | 37 - автомат защиты сети АЗС-5 противопожарного оборудования; |
| 9 - арматура (низкая) АПНР подсвета красным светом; | 38 - автомат защиты сети АЗС-5 запуска двигателя "Агрегат запуска"; |
| 10 - кран вентиляции костюма ВК-3; | 39 - выключатель ВГ-15К-2С автоматического или ручного управления конусом; |
| 11 - переключатель ПЗПНГ-20 обогрева кабины; | 40 - переключатель ППНГ-15К автоматического или ручного управления створками перепуска воздуха; |
| 12 - переключатель 2ППГ-15К управления СИС; | 41 - кнопка 5К быстрого обогрева гермошлема; |
| 13 - переключатель ВТЗ.602.019 "Защита ЦД от земли"; | 42 - выключатель ВГ-15К-2С аварийного включения двухпозиционного сопла; |
| 14 - переключатель ППТ-5 или П-2Т "Защита ЦД от помех"; | 43 - щиток управления закрылками ПЗ-3МК; |
| 15 - концевой выключатель Д701 выпуска тормозных щитков; | 44 - реостат РГ-10 обогрева гермошлема; |
| 16 - кнопка 204К включения передатчика связной радиостанции РСИУ-5; | 45 - кнопка 204К сброса тормозного парашюта; |
| 17 - переключатель 2ППГ-15К рода работы автомата АРУ-3В; | 46 - дистанционное управление ДУ-7 из комплекта ККО-5; |
| 18 - светильник СМ-1КМ заливающего красного света; | 47 - переключатель ППГ-15К-2С обогрева гермошлема; |
| 19 - регулятор громкости ПСП-1-0,5-В-4,7К; | 48 - нажимной переключатель ПНГ-15К управления сиденьем; |
| 20 - нажимной переключатель ПНГ15К изменения плеча АРУ-3В; | 49 - лампа сигнализации "Запрет фонарь"; |
| 21 - кнопка 205К выпуска тормозного парашюта; | 50 - кнопка 204К выпуска тормозных щитков; |
| 22 - автомат защиты сети АЗС-10 автоматического растормаживания колес; | 51 - кнопка сброса ускорителя. |
| 23 - автомат защиты сети АЗС-5 управления режимами двигателя; | |
| 24 - автомат защиты сети АЗС-10 запуска двигателя в воздухе; | |
| 25 - реостат РКЛ-45 регулировки яркости освещения заливающим красным светом; | |
| 26 - светильник высокий СВ подсвета красным светом; | |
| 27 - индикатор кислорода ИК-52; | |
| 28 - светильник АГЛ; | |
| 29 - переключатель ВТЗ.602.013П управления фарами МПРФ-1А-2; | |



Фиг. 2.1.3. Правый пульт
 (обозначение позиций см. на следующей странице).

К фиг. 2.1.3. (правый пульт)

- I - пульт контроля блок ЦД-41К-ТП радиолокационной станции;
- 2 - пульт управления станции предупреждения С-3М;
- 3 - светильник СМ-1КМ заливающего красного света;
- 4 - щиток управления радиоконпаса АРК-10;
- 5 - дополнительный пульт управления радиоконпаса АРК-10;
- 6 - пульт управления блок П-1К связной радиостанции РСИУ-5;
- 7 - реостат включения и регулировки заливающего белого света ШЗ-13-150 ом +10%;
- 8 - светильники СВ-1 высокие;
- 9 - электрощиток № I автоматов защиты сети;
- 10 - выключатель ВГ-15К-2С системы управления конусом;
- 11 - выключатель ВГ-15К-2С насосной станции НН-27Т;
- 12 - выключатель ВГ-15К-2С управления "триммерным эффектом";
- 13 - выключатель ВГ-15К-2С системы автоматической регистрации параметров полета САРШ-12Г;
- 14 - переключатель ПЗПНГ-15К яркости аэронавигационных огней;
- 15 - выключатель ВГ-15К-2С в цепи обогрева подвесок;
- 16 - кодовый щиток блок 8БК запросчика-ответчика;
- 17 - трансформатор ТР-35 включения и регулировки яркости красного света на левом и правом пультах;
- 18 - кнопка взрыва запросчика-ответчика;
- 19 - электрощиток № 3 автоматов защиты сети;
- 20 - розетка 47К переносной лампы;
- 21 - предохранители СП-2 в сети питания красного света;
- 22 - предохранитель СП-10 в цепи питания радиоконпаса АРК-10;
- 23 - предохранитель СП-10 в цепи питания радиоконпаса АРК-10;
- 24 - предохранитель СП-2 в цепи АНО;
- 25 - предохранитель СП-1 в цепи питания станции предупреждения С-3М;
- 26 - автомат защиты сети АЗС-10 управления подвесками;
- 27 - выключатель ВГ-15К-2С;
- 28 - выключатель ВГ-15К-2С обогрева аккумуляторной батареи;
- 29 - выключатель ВГ-15К-2С имитации захвата;
- 30 - кнопка 205К контроля самолетного ответчика;
- 31 - выносное сопротивление ВС-20 для регулировки напряжения генератора постоянного тока;
- 32 - кнопка 204К имитации срабатывания реле блокировки по числу М в системе управления противопожарными створками;
- 33 - кнопка 205К контроля ПБУ-1 самолетного ответчика;
- 34 - кнопка 204К отключения бустерной гидросистемы от бустера элеронов;
- 35 - трансформатор ТР-35 включения и регулировки яркости красного света приборной доски;
- 36 - электрощиток № 2 автоматов защиты сети;
- 37 - выключатель ВГ-15К-2С генератора постоянного тока;
- 38 - выключатель 2ВГ-15К аккумуляторов бортовых и аэродромного источника питания;
- 39 - двоянный манометр 2М-150К в основной и в аварийной воздушных системах;
- 40 - арматура подсвета красным светом низкая, АПНР, приборов и органов управления;
- 41 - кран питания кабины летчика воздухом;
- 42 - выключатель ВГ-15К-2С включения обогрева прибора ТС-27АМШ.

NO.	NAME	RESIDENCE	DATE	REMARKS
1
2
3
4
5
6
7
8
9
10
11
12
13
14
15
16
17
18
19
20
21
22
23
24
25
26
27
28
29
30
31
32
33
34
35
36
37
38
39
40
41
42
43
44
45
46
47
48
49
50

ГЛАВА II

ПИЛОТАЖНО - НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

I. СИСТЕМА ПОЛНОГО И СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

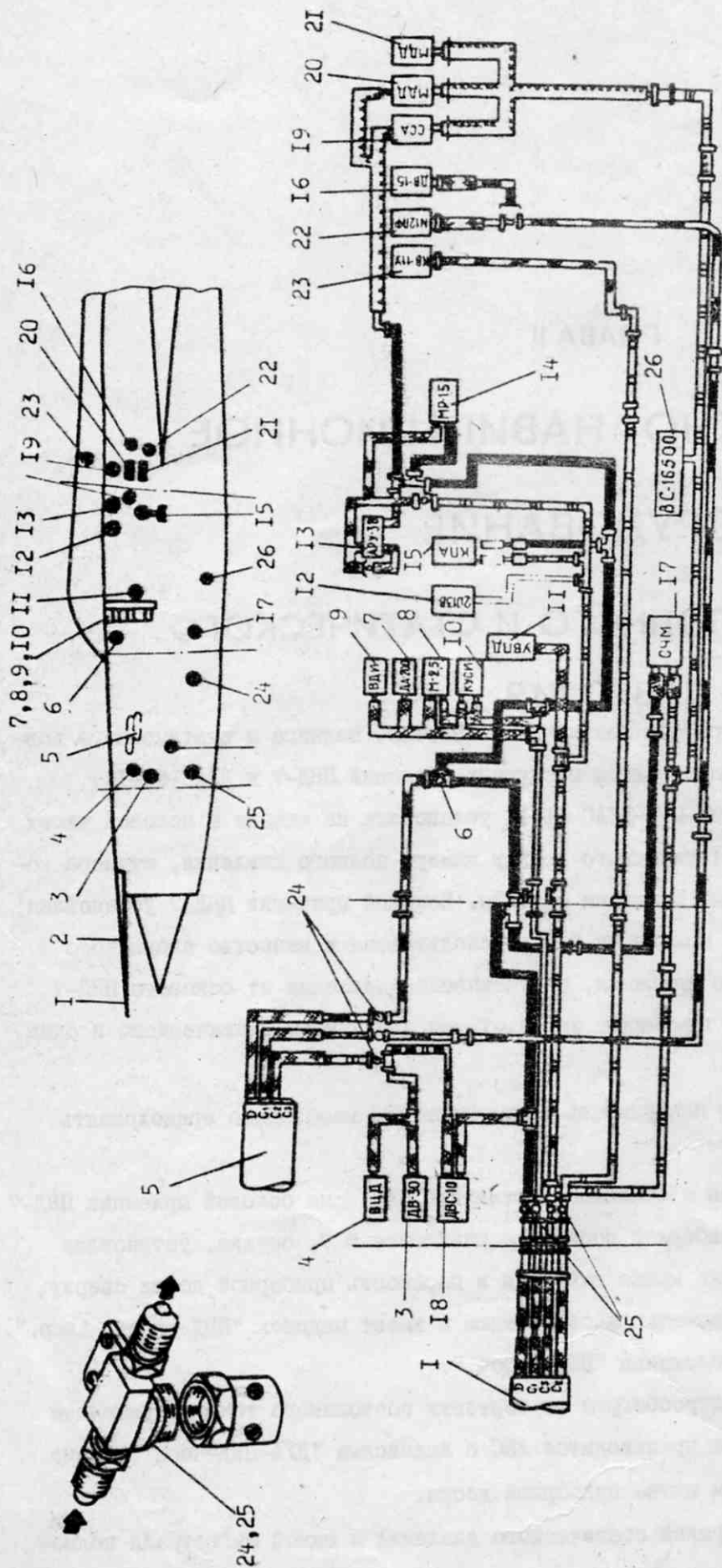
Анероидно-мембранные приборы подключены к системе полного и статического давления, получающей питание от приемников воздушных давлений ПВД-7 и ДУАС-6I-I4 (фиг. 2.2.I). Основной приемник ПВД-ДУАС-6I-I4 установлен на штанге в носовой части фюзеляжа и имеет три камеры статического и одну камеру полного давления, штуцера которых подключены к магистралям, питающим приборы. Боковой приемник ПВД-7 установлен справа сверху фюзеляжа в зоне шпангоута № 4 и используется в качестве аварийного (резервного) источника полного давления, а статическое давление от бокового ПВД-7 подается постоянно. В боковом приемнике используются две камеры статического и одна камера полного давлений.

В эксплуатации наружную поверхность приемников ПВД необходимо предохранять от царапин, забоин и вмятин.

Для переключения питания с основного приемника ПВД на боковой приемник ПВД-7 системы полного давления за приборной доской на шпангоуте № 7, справа, установлен кран переключения питания. Ручка крана выведена в плоскость приборной доски сверху, справа, соединена с краном с помощью жесткой тяги и имеет надпись "ПВД рабоч.-Авар.". Кран должен быть законтрен в положении "ПВД рабоч."

Оба приемника имеют электрообогрев от бортсети постоянного тока напряжением 27 в. Включение электрообогрева производится АЗС с надписями "ДУА-ПВД-Часн", "Авар. ПВД", установленными на среднем щитке приборной доски.

В каждой из трех магистралей статического давления и одной магистрали полного давления основного ПВД установлено по одному влагоотстойнику в нише передней стойки шасси в районе шпангоутов № 3 - 4. Влагоотстойники бокового приемника (три



Фиг. 2.2.1. Система питания анероидно-мембранных приборов.

1-основной приемник воздушных давлений ПВД (ДУАС-6I-I4); 2-штанга; 3, 4-датчик высоты; 5-боковой приемник ПВД-7; 6-кран переключения линии динамики с основного ПВД на боковой; 7-дублиер авиагоризонта; 8-указатель числа М; 9-указатель высоты; 10-указатель скорости; 11-указатель высоты и перепада давлений; 12-регулятор давления в кабине; 13-управляющий блок автомата АРУ-3В; 14-датчик МР-1, 5 числа М; 15-парашютный автомат КПА-4; 16-датчик высоты ДВ-15; 17-сигнализатор СЧМ-1, 7 числа М; 18-датчик ДВС-10; 19-датчик-сигнализатор приборной скорости ССА; 20-датчик скорости МДЦ-Те-0+1, 5; 21-датчик высоты МДЦ-Те-1+780; 22-датчик высоты прищела АСП (блок М2); 23-корректор высоты КВ-11А; 24-влагодостойники в аварийной системе ПВД; 26-высотный сигнализатор ВС-16500.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ:

- пружинный шланг
- статическая магистраль С₁ (боков.)
- статическая магистраль С₁ (основ.)
- магистраль полного давления
- аварийная магистраль полного давления
- статическая магистраль С₂ (основ.)
- статическая магистраль С₃ (основ.)
- статическая магистраль С₂ (боков.)

штуки) установлены в переднем отсеке оборудования между шпангоутами № 5 и 6.

Влагоотстойники установлены с целью предотвращения скопления влаги в магистралях системы ПВД и попадания ее в приборы. Для слива конденсата необходимо снять колпачок влагоотстойника, продуть магистраль, установить колпачок на место и обеспечить полную герметичность системы, при этом обратить внимание на состояние и наличие прокладок во влагоотстойнике.

Для обеспечения проверки блока автоматики АРУ-ЗВ в наземных условиях по скорости и высоте в трубопроводе статического давления, подходящего к этому блоку, установлен разъемный штуцер.

К магистрали полного и статического давлений системы ПВД подключен катапультный парашют-автомат КПА-4 через быстродействующий разъем КПА. В эксплуатации, при снятии кресла с самолета, отсоединение статической и динамической коммуникаций автомата КПА-4 от борта производится путем отсоединения накидных гаек шлангов от штуцеров, смонтированных на угловом кронштейне левого борта кабины между шпангоутами № 10-11 с последующей установкой на штуцеры заглушек.

При отсоединении от магистрали системы ПВД приборов дориты коллекторов и штуцеры необходимо закрывать заглушками. После демонтажных и монтажных работ необходимо проверять герметичность системы и работоспособность анероидно-мембранных приборов.

Для удобства эксплуатации магистральные трубопроводы имеют отличительные цвета:

- а) статические трубопроводы - стальной цвет;
- б) трубопроводы системы полного - черный цвет;

Трубки, рукава и коллекторы имеют маркировочные кольца:

- в статической системе C_1 - одно желтое кольцо;
- в статической системе C_2 - два желтых кольца;
- в статической системе C_3 - три желтых кольца;
- в основной системе полного давления - одно белое кольцо;
- в аварийной системе полного давления - одно белое и одно красное кольцо;
- в аварийной системе C_1 авар. - одно желтое и одно красное кольцо;
- в аварийной системе C_2 авар. - два желтых и одно красное кольцо.

ПРОВЕРКА ГЕРМЕТИЧНОСТИ СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ

АНЕРОИДНО - МЕМБРАННЫХ ПРИБОРОВ

Для проверки на самолете герметичности систем статического и полного давлений основного ПВД с помощью аппаратуры КПА-ПВД необходимо:

зашпа-

а) убедиться в том, что кран переключения питания с основного ПВД на боковой (аварийный) находится в положении "ПВД рабоч.";

б) присоединить приспособление (фиг. 2.2.2) к трем статическим камерам ПВД и плавно, в течение не менее 2 мин., создать разрежение в проводке, соответствующее скорости 700 км/час, и перекрыть кран;

в) подсоединить приспособление к системе полного давления ПВД и плавно создать в проводке давление, соответствующее по указателю приборной скорости 1000 км/час на высоте 0 км, и перекрыть кран на приспособлении.

Проводка статического полного давления считается герметичной, если за 1 мин. уменьшение показаний указателя скорости на приспособлении не превышает 0,5 км/час.

Плавное стравить давление в системе полного давления. Аналогично произвести проверку герметичности бокового ПВД, при этом кран переключения питания с основного ПВД на боковой (аварийный) должен находиться в положении "ПВД авар."

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ!

1. При проверке датчика ДВС-10 необходимо:

а) установить кран с надписью "ПВД рабоч.-авар." в положение "ПВД авар.";

б) после проверки установить кран в положение "ПВД рабоч." Ручку крана законтрить проволокой Л-62М-0,25.

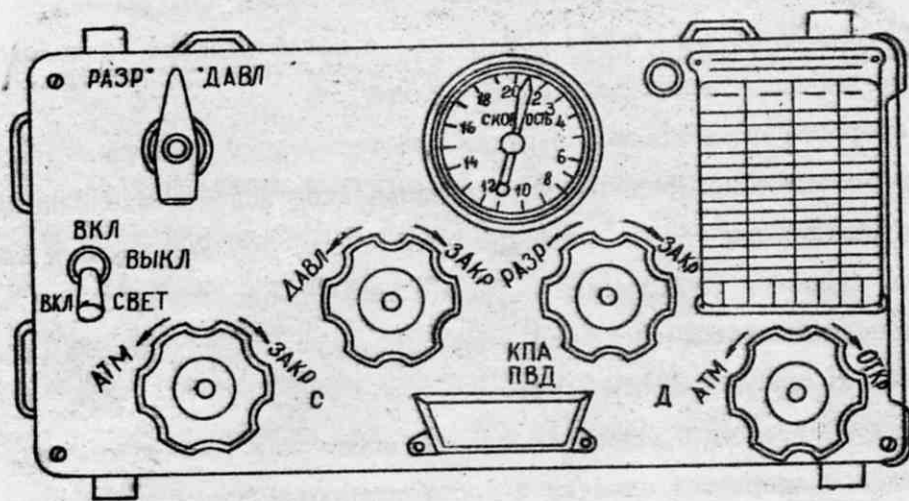
2. При проверке работы механизма перегрузок МП-28А от ВЦД-30-21 статические трубопроводы отсоединить от датчика воздушной скорости ДВС-10 и заглушить их заглушками, обеспечив герметичность системы. После проверки проводку восстановить.

Заглушки прикладываются в комплект наземного оборудования.

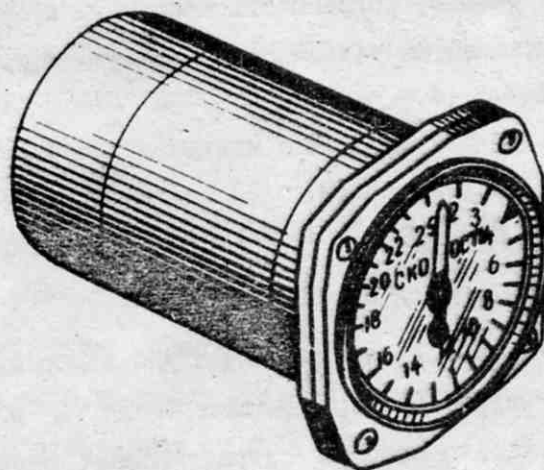
3. После окончания проверок работоспособности смежных систем необходимо выполнить проверку герметичности системы питания анероидно-мембранных приборов от приемника ПВД.

2. КОМБИНИРОВАННЫЙ УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ КУСИ - 2500К

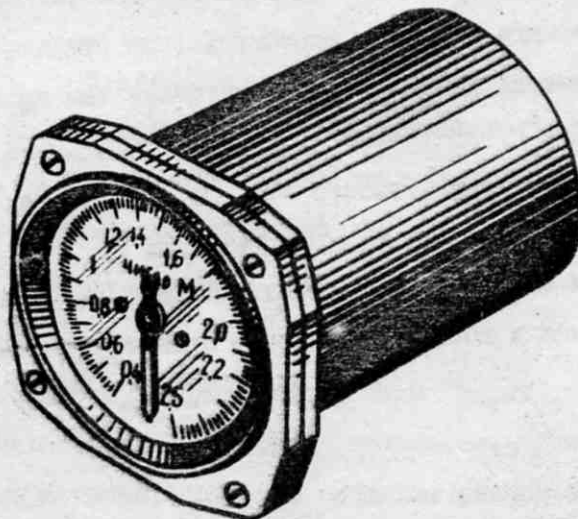
Комбинированный указатель скорости с дополнительным индексом команд КУСИ-2500К (фиг. 2.2.3) предназначен для измерения индикаторной скорости в пределах от 200 до



Фиг. 2.2.2. Лицевая панель приспособления для проверки герметичности.



Фиг. 2.2.3. Комбинированный указатель скорости КУСИ-2500К.



Фиг. 2.2.4. Указатели М-2,5 числа М.

1600 км/час, истинной скорости в пределах 400 - 2500 км/час и индикации значений команд скорости, поступающих с автоматической радиолинии. Шкала прибора-неравномерная, имеет оцифровку до 400 км/час через 100 км/час с ценой деления 10 км/час и с 400 км/час - через 200 км/час с ценой деления 50 км/час.

Индикация команд скорости осуществляется путем преобразования электрического сигнала, поступающего с автоматической радиолинии, в механическое перемещение индекса.

Герметичность корпуса прибора такова, что при разрежении, соответствующем показанию истинной воздушной скорости 1300 км/час, стрелка может смещаться за 1 мин. не более чем на 40 км/час. Динамическая система прибора герметична при давлении, соответствующем скорости 1600 км/час на высоте 0 км.

Величину погрешности показания индекса команд определяют как разность между показаниями команд на каждой проверяемой отметке и соответствующим проверяемым значением скорости по всей оцифрованной части шкалы.

Во время эксплуатации прибора КУСИ-2500К необходимо проверять герметичность корпуса и системы полного давления прибора, погрешность показаний скорости и индекса команд в сроки, установленные регламентом технического обслуживания.

3. УКАЗАТЕЛЬ М-2,5 ЧИСЛА М

Указатель М-2,5 числа М (фиг. 2.2.4) предназначен для измерения отношения истинной скорости полета и скорости звука. Прибор измеряет числа М в пределах от 0,4 до 2,5 на высотах от 0 до 25 км. Шкала прибора отградуирована через 0,2 (начиная от 0,4 до 2,2) числа М. Цена деления - 0,02 числа М.

Динамическая система прибора герметична при давлении, соответствующем числу М, равному 1,3 на нулевой высоте. Корпус прибора герметичен, если при создании в нем разрежения, соответствующего числу М, равному 1 (при открытом динамическом штуцере), стрелка прибора смещается за одну минуту не более чем на одно деление по шкале прибора.

Погрешность прибора на нулевой высоте - $\pm 0,04$, на высотах 4 + 12 км - $\pm 0,07$, на высоте 20 км - $\pm 0,09$ и на высоте 25 км - $\pm 0,14$ числа М.

Во время эксплуатации необходимо проверять погрешность показаний, герметичность системы полного давления и корпуса прибора в сроки, установленные регламентом технического обслуживания.

4. ВЫСОТОМЕР ВДИ - 30К ДВУХСТРЕЛОЧНЫЙ

Двухстрелочный высотомер с дополнительным индексом команд ВДИ-30К (фиг. 2.2.5) предназначен для измерения относительной высоты полета самолета в диапазоне от 0 до 30 км и указания команд высоты.

Шкалы высотомера - равномерные. Наружная шкала оцифрована через 100 м с ценой деления 10 м и внутренняя - через 5 км с ценой деления 1 км. Большая стрелка показывает высоту в метрах (один оборот ее соответствует 1000 м), малая - показывает высоту в километрах.

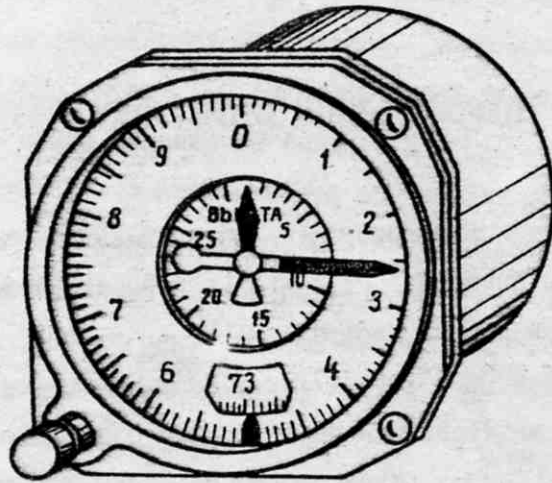
Высотомер имеет кремальеру установки барометрического давления, с помощью которой устанавливаются стрелки прибора в нулевое положение (на аэродроме взлета) или в положение, соответствующее статическому давлению на аэродроме посадки. Индекс команд высоты перемещается по окружности внутренней шкалы. Отработка индекса команд высоты происходит от поданного напряжения с автоматической радиолинии. При установке стрелки на 0 и при давлении в корпусе 760 мм рт.ст. показания барометрической шкалы не должны отличаться от 760 мм более чем на 2 мм рт.ст. При совмещенном положении стрелок высотомера на нуле шкалы, показания на шкале барометрических давлений должен соответствовать давлению дня проверки, приведенному к давлению уровня ВПП, полученному из метеостанции.

Если показания по шкале барометрического давления не выходят из пределов ± 2 мм рт.ст., но отличаются от 760 мм рт.ст. более чем на 0,5 мм рт.ст., то эту разницу необходимо свести к минимуму в лабораторных условиях с тем, чтобы она была не более 0,5 мм рт.ст. После проведения этих работ кремальеру законтрить красной краской.

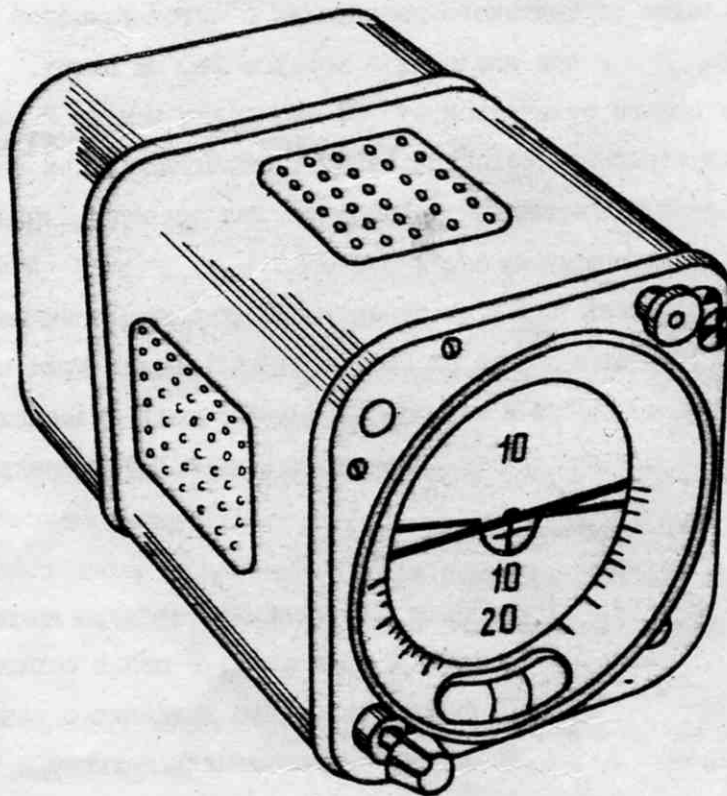
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! После установки высотомера на самолет пользоваться механизмом кремальеры с целью согласования показаний шкалы барометрического давления с давлением дня проверки (по данным метеостанции) летному и техническому составу **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

Если величина согласования превышает ± 2 мм рт.ст., то прибор должен быть снят для проверки параметров на соответствие техническим условиям.

Корпус прибора герметичен, если при создании разрежения, соответствующего высоте 5000 м по прибору, показания стрелки за 1 мин. не изменятся более, чем на 100 м. Определение погрешности показаний индекса команд высоты выполняется с помощью



Фиг. 2.2.5. Двухстрелочный высотомер с дополнительным индексом команд ВДИ-30К.



Фиг. 2.2.6. Указатель авиагоризонта АГД-1.

подбора сопротивлений согласно методике, указанной в описании прибора.

В процессе эксплуатации необходимо проверить погрешность показаний прибора, вариацию, герметичность корпуса, несовмещение показаний стрелки с показаниями барометрической шкалы и погрешность выдачи команд высоты в сроки, установленные регламентом технического обслуживания.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СУММАРНОЙ ПОГРЕШНОСТИ ВЫСОТОМЕРА

При эшелонировании для более точного определения барометрической высоты полета (особенно при эшелонированных полетах) необходимо к фактическим показаниям высотомера прибавлять, учитывая знак, инструментальные и аэродинамические поправки (при определении высоты по прибору, соответствующей заданной высоте эшелона, следует из заданной высоты эшелона инструментальные и аэродинамические поправки вычитать).

Поправки по своей абсолютной величине равны погрешности, но имеют обратный знак. Аэродинамические поправки, соответствуют высотам полета (эшелонирования) самолета (таблица № 1, графа 3).

Инструментальные поправки определяются перед установкой высотомера на самолет и при выполнении регламентных работ соответственно высотам полета (эшелонирования) и заносятся в таблицу № 1 (графа 2). При этом, в графу 2 нужно заносить осредненные поправки высотомера, полученные во время его проверки при прямом и обратном ходе изменения давления. Таблица № 1 является исходной. Инструментальные и аэродинамические поправки в этой таблице суммируются и заносятся в графу 4. Затем подсчитывается высота, которую должен выдерживать летчик в полете на данном эшелоне (суммарная поправка с учетом знака вычитается из высоты, стоящей в графе 1). Полученное значение высоты заносится в графу 5.

После оформления таблицы № 1 значения, указанные в графе 5, переносятся в таблицу № 2 (графа 3), а в графу № 2 заносятся крейсерские или наиболее выгодные скорости полета по приборам.

Таблицы № 1 и 2 подписываются ответственным специалистом, заполняющим их. Исправления в таблицах № 1 и 2 запрещаются.

Таблица № 1 хранится отдельно от самолета, а таблица № 2 - на подфонарной панели в кабине справа, и летчик пользуется ею в полете.

Таблица № I

**РАСЧЕТ ПОКАЗАНИЙ ВЫСОТОМЕРА С УЧЕТОМ
СУММАРНЫХ ПОПРАВОК**

Высотомер типа ВДИ-30, №

Самолет .. тип №

Тип приемника статического давления ПВД

Дата проверки

№ № П/П	Высота полета Н (барометрическая) м	Инструменталь- ная поправка м	Аэродинамичес- кая поправка м	Суммарная поправка м	Показания высото- мера с учетом сум- марной поправки м
	0		215		
	600		215		
	900		220		
	1200		225		
	1500		230		
	1800		235		
	2100		240		
	2400		245		
	2700		250		
	3000		255		
	3300		260		
	3600		270		
	3900		270		
	4200		275		
	4500		275		
	4800		280		
	5100		285		
	5400		290		
	5700		290		
	6000		295		
	6600		305		
	7200		315		
	7800		315		
	8400		335		
	9000		345		
	10000		365		
	11000		390		
	12000		370		

Проверку высотомера произвел:

Расчет произвел:

РАССЧЁТ ПОКАЗАНИЯ ВЫСОТОМЕРА С УЧЕТОМ СУММАРНЫХ ПОПРАВOK

Высотомер типа ВДИ-30, №

Самолет...тип №

Тип приемника статического давления ПВД

Дата проверки

№ № п/п	Высота полета Н (барометрическая) м	Приборная скорость $V_{пр}$ м/час	Показания высотомера с уче- том суммарной поправки м
	600	690	
	900	680	
	1200	680	
	1500	680	
	1800	670	
	2100	670	
	2400	670	
	2700	660	
	3000	660	
	3300	660	
	3600	660	
	3900	650	
	4200	640	
	4500	630	
	4800	630	
	5100	620	
	5400	620	
	5700	610	
	6000	600	
	6600	590	
	7200	580	
	7800	560	
	8400	560	
	9000	550	
	10000	530	
	11000	510	
	12000	500	

Расчет произвел:

Данные для графы 2 таблиц № 1 и 2 брать из журнала параметров проверки высотометров ВДИ-30 (данные лабораторной проверки - поправки).

ВНИМАНИЕ!

Если в паспорте вместо поправок проставлены погрешности, то при занесении в графу 2 их необходимо брать с противоположным знаком.

Данные для таблиц № 1 и 2 брать:

- для графы 3 - из характеристик самолета;
- для графы 4 - как сумму значений в графах 2 и 3 с учетом алгебраического знака;
- для графы 5 берутся - как разность значений в графах 1 и 4 с учетом алгебраического знака.

Данные для графы 3 таблицы № 2 брать из графы 5 таблицы № 1.

Пример: Высота $H_{\text{барометр.}}$ = 600 м; инструментальная поправка - 10 м; аэродинамическая поправка - 270 м; суммарная поправка $270 + (-10) = 260$ м (вносим в графу 4); высота $H_{\text{сум.}}$ с учетом суммарной поправки равна $600 - 260 = 340$ м (вносим в графу 5).

№ № п/п	Высота полета Н (барометрическая) м	Инструментальная поправка м	Аэродинамическая поправка м	Суммарная поправка м	Показания высо- томера с уче- том суммарной поправки М
I	600	- 10	270	260	340

- ПРИМЕЧАНИЕ:**
1. Обновление таблиц поправок (суммарных погрешностей) высотометра совмещать с выполнением 100-часовых регламентных работ, но не реже 1 раза в год.
 2. При проверке погрешностей срабатывания М-реле МР-1,5, СЧМ-1,7 и ДВС-10, прибора ВДИ-30К от системы ПВД отсоединить блок АРУ и заглушить дюриты заглушкой.

5. ДИСТАНЦИОННЫЙ АВИАГОРИЗОНТ АГД-1

Авиагоризонт АГД-1 предназначен для определения положения самолета в пространстве относительно "искусственного" горизонта в случае отсутствия видимости естественного. В комплект дистанционного авиагоризонта входят указатель (фиг. 2.2.6) и дистанционно расположенный гиродатчик - изделие 458.

На лицевой части указателя имеются:

- подвижная шкала (картушка углов тангажа);
- шкала углов крена с силуэтом самолета;
- кнопка "Арретировать только в гориз. полете";
- красная сигнальная лампа цикла арретирования;
- ручка с подвижным индексом введения поправки на положение горизонта при изменении центровки;
- указатель скольжения, по которому определяется наличие и направление бокового скольжения самолета.

Указатель авиагоризонта установлен на средней панели приборной доски.

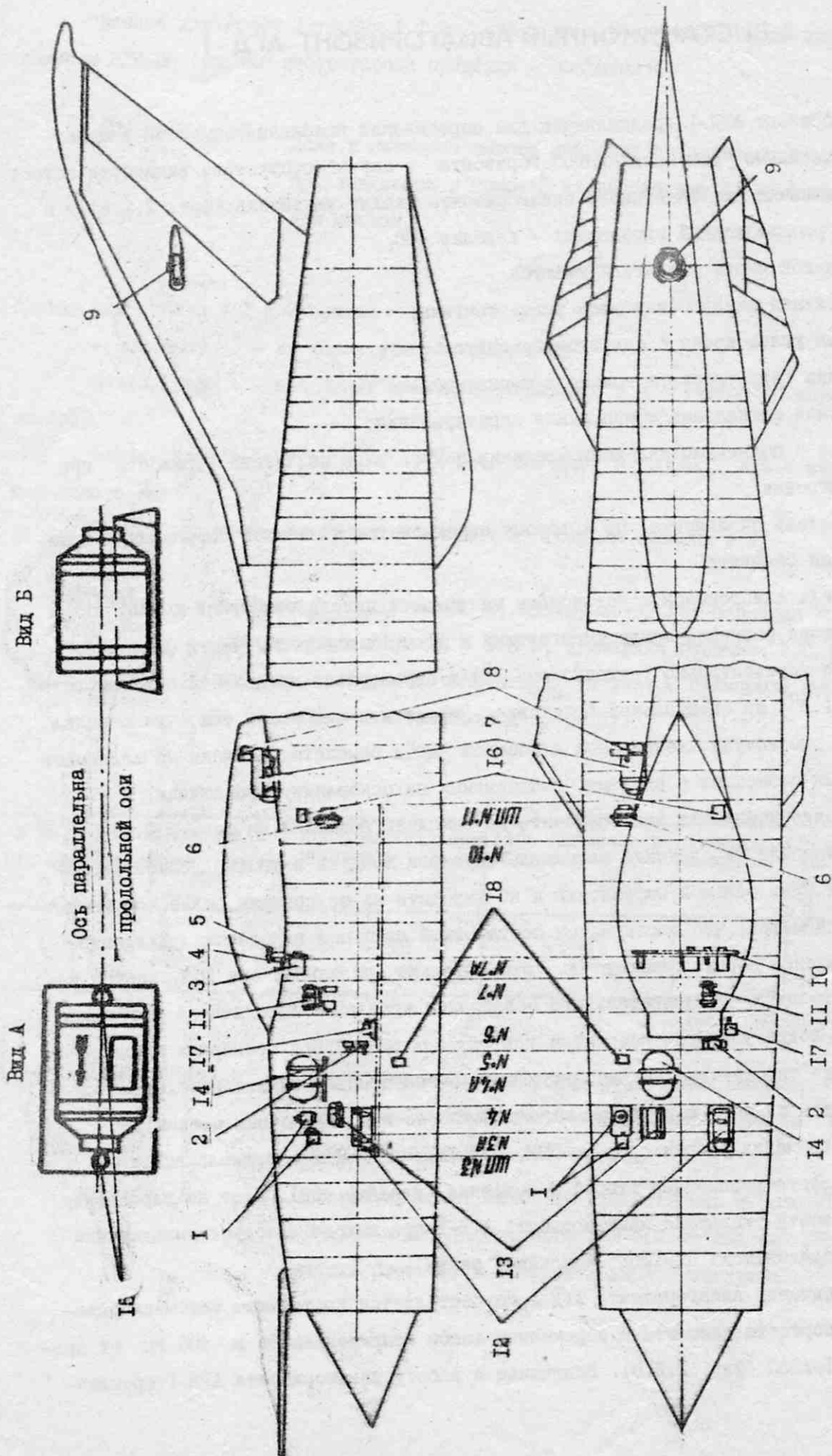
Гиродатчик размещен между шпангоутами № II - I3 в верхней части фюзеляжа, справа, строго горизонтально (с допуском $\pm 1^{\circ}$) и параллельно продольной оси самолета (с допуском $\pm 1,5^{\circ}$) на специальной подставке. Гиродатчик закреплен так, что стрелка, нанесенная на его кожухе, направлена к носовой части самолета, а риски на плоскости места крепления совмещены с рисками, нанесенными на основании гиродатчика.

Размещение комплекта авиагоризонта на самолете показано на фиг. 2.2.7.

При установке гиродатчика на самолет пузырек воздуха в уровне должен располагаться в пределах большой окружности и не выходить за ее пределы более чем на четверть своего диаметра, что достигается постановкой шайб под гиродатчик. Для подрегулировки положения корпуса гиродатчика относительно продольной оси допускается поворачивание его после предварительного ослабления крепления гиродатчика в стяжных лентах; после подрегулировки наносятся контрольные риски. При проверках правильности установки гиродатчика на самолет и его замене предварительно необходимо самолет установить в линию горизонтального полета (по нивелировочным меткам).

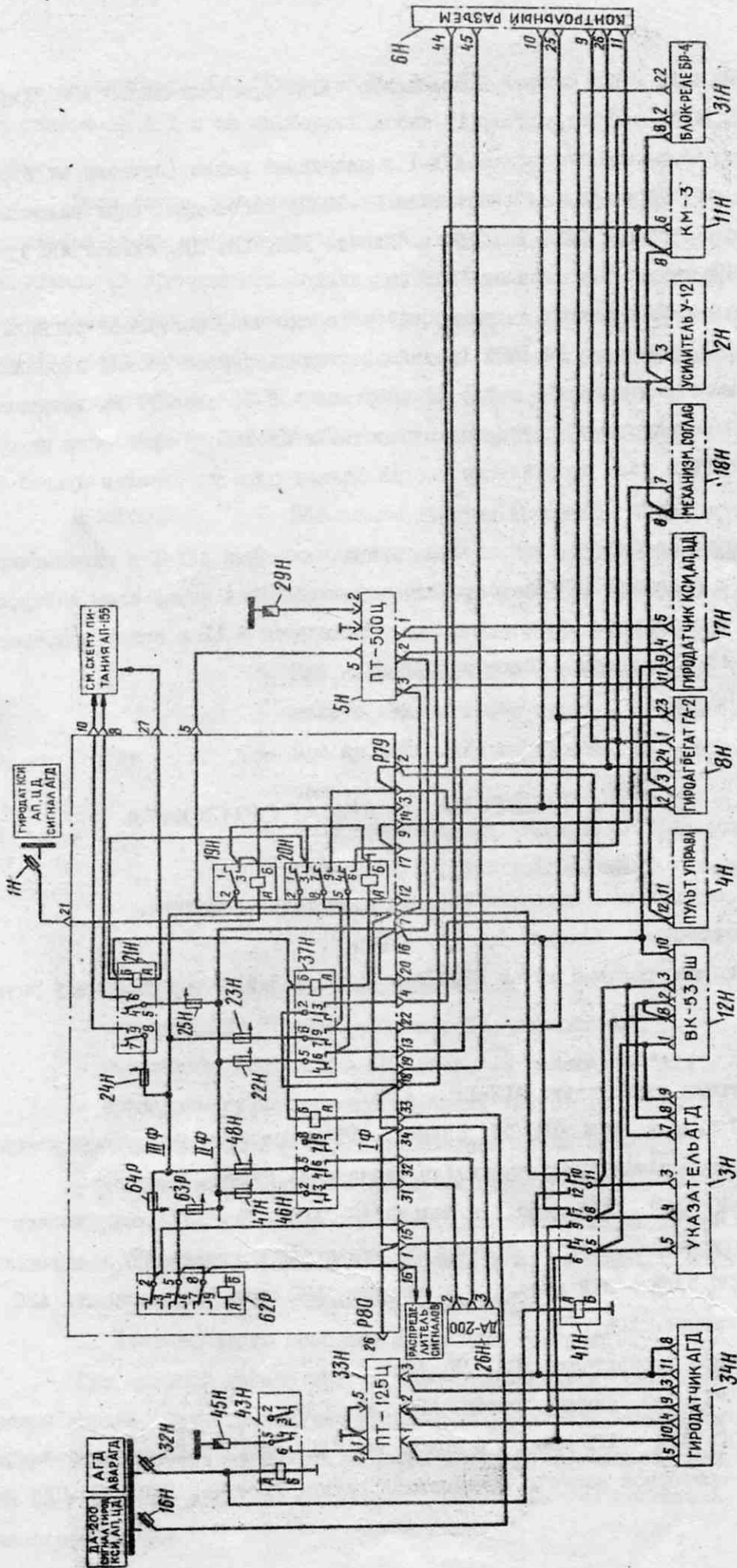
Для обеспечения работы системы КСИ, автопилота АП-155 и радиолокационной станции на самолете установлен второй гиродатчик (изделие 458). Этот же гиродатчик обеспечивает работу указателя авиагоризонта АГД-1 при выходе из строя гиродатчика АГД-1 или преобразователя ПТ-125Ц (аварийный режим).

Электропитание авиагоризонта АГД-1 осуществляется постоянным током напряжением 27 в от бортсети самолета и переменным током напряжением 36 в 400 гц от преобразователя ПТ-125Ц (фиг. 2.2.8). Включение в работу авиагоризонта АГД-1 произво-



Фиг. 2.2.7. Размещение комплекта дистанционного авиагоризонта и агрегатов системы КСИ.

1 - пульт управления ПУ-3 и механизм согласования МС-1; 2 - блок-реле БР-4 и усилитель У-18; 3 - указатель АГД-1; 4 - кнопка согласования КСИ; 5 - указатель УД-2К; 6 - коррекционный механизм КМ-3; 7 - гиродатчик АГД-1; 8 - преобразователь ПТ-125Ц; 9 - индукционный датчик ИД-2М; 10 - доска приборов; 11 - выключатель коррекции ВК-53РШ усилитель У-12; 12 - гиродатчик КСИ, АП, ЦД; 13 - преобразователь ПТ-500Ц; 14 - гиросагрегат ГА-2М; 15 - установочные метки гиродатчиков; 16 - контрольный разъем "АГД, КСИ, АП, ЦД"; 17 - блок диодов БД-1; 18 - контрольный разъем КСИ.



Фиг. 2.2.8. Схема электропитания КСИ, АГД-I и ДА-200 по 36 в.

1H-автомат защиты сети гидроагчика КСИ, АП, ЦД-указатель горизонта (из комплекта АГД); 5H-преобразователь ПТ-500Ц; 6H-кон-
 трольный разъем КСИ; 12H-выключатель коррекции ВК-53РШ-Ш (из комплекта КСИ); 16H-автомат защиты сети ДА-200, гидроагчика КСИ, АП, ЦД;
 17H-гидроагчик КСИ, АП, ЦД; 19H-реле включения гидроагчика КСИ, АП, ЦД; 20H-реле включения КСИ, ЦД; 21H-реле включения АП,
 ТКБ53ЦТ; 22H-предохранитель цепи питания переменным током КСИ, СП-5; 23H-предохранитель цепи питания переменным током КСИ, СП-5;
 24H-предохранитель цепи питания переменным током АП, СП-2; 25H-предохранитель цепи питания переменным током АП, СП-2; 26H-комби-
 нированный предохранитель ИП-50; 32H-автомат АЗС-5 защиты сети АГД-I; 33H-преобразователь ПТ-125Ц; 41H-реле ТКБ26АП
 переключения указателя АГД с гидроагчика АГД на гидроагчик КСИ, АП, ЦД; 43H-реле запуска преобразователя ПТ-125Ц ТКД2ЦДУ; 45H-инер-
 ционные предохранители ИП-10; 46H-реле ТКБ24ЦД включения ДА-200; 2H-усилитель У-12 (из комплекта КСИ); 11H-коррекционный механизм
 КМ-3 (из комплекта КСИ).

дятся установкой АЗС "АГД - АГД авар." в положение "АГД" при включенном АЗС "Гирод. КСИ, АП, ЦД, сигнал. АГД".

Для перевода работы авиагоризонта АГД-I в аварийный режим (питание от второго гиродатчика КСИ, АП, ЦД и от преобразователя ПТ-500Ц) необходимо (при включенных АЗС "ДА-200, сигнал гирод. КСИ, АП, ЦД" и "Гирод. КСИ, АП, ЦД, сигнал АГД"), установить АЗС "АГД - АГД авар." в положение "АГД авар."

Для уменьшения послевиражных погрешностей в гиродатчики поступают сигналы с выключателя поперечной коррекции ВК-53РШ (установлен за приборной доской параллельно продольной оси симметрии самолета между шпангоутами № 6-7, слева). Выключатель коррекции установлен с допустимой негоризонтальностью к плоскости крепления не более $\pm 2^\circ$. Корпус ВК-53РШ в узле амортизации всегда должен быть установлен буквой Е и шильдиком вверх.

Проверка работоспособности дистанционного авиагоризонта АГД-I и гиродатчика КСИ, АП, ЦД с помощью пульта КП-АГД на самолете осуществляется через один контрольный разъем, который расположен в кабине, слева, у шпангоута № II и имеет трафареты "Проверка гиродатчика", "Внимание - Выключи КСИ".

ПРОВЕРКА АВИАГОРИЗОНТА

1. Подключить аэродромный источник питания к бортсети самолета.
2. Включить выключатель "Аккумуляторы, аэродром".
3. Подсоединить контрольный пульт КП-АГД-I (фиг. 2.2.9) к контрольному разъему на самолете.
4. Проверить:
 - а) работу арретира гиродатчика АГД-I:
 - включить АЗС "Гирод. КСИ, АП, ЦД, сигнал. АГД", при этом сигнальная лампа наличия питания и арретирования гиродатчика (на указателе) будет гореть;
 - установить АЗС "АГД - АГД авар." в положение "АГД". Через 15 сек. должен закончиться цикл арретирования, при этом лампа на указателе погаснет;
 - установить АЗС "АГД - АГД авар." в положение "АГД авар." и выключить АЗС "Гирод. КСИ, АП, ЦД, сигнал. АГД";
 - б) работу арретира гиродатчика КСИ, АП, ЦД:
 - включить АЗС "ДА-200, сигнал. гирод. КСИ, АП, ЦД";
 - установить АЗС "АГД - АГД авар." в положение "АГД авар.". Сигнальные лампы на указателе АГД и на приборной доске с надписью "Арретир. гиродат. КСИ, АП, ЦД" будут гореть;

- включить АЗС "Гирод. КСИ, АП, ЦД, сигнал АГД". При этом через 15 сек. лампы на указателе АГД и на приборной доске "Арретир. гиродат. КСИ, АП, ЦД" должны погаснуть.

Если лампы сигнализации наличия питания и арретирования на указателе или на приборной доске с надписью "Арретир. гиродат. КСИ, АП, ЦД" продолжают гореть, то это указывает на прекращение подачи постоянного тока или на отсутствие питания двух фаз переменного тока соответствующего гиродатчика. В этом случае необходимо определить причину неисправности электрической цепи питания гиродатчиков;

- выключить АЗС "Гирод. КСИ, АП, ЦД, сигнал. АГД";
- выключить АЗС "ДА-200, сигнал. гирод. КСИ, АП, ЦД".

- ПРИМЕЧАНИЕ:
1. Нормальный запуск комплекта АГД-1 обеспечивает при стояночных углах самолета по крену и тангажу до $\pm 4^\circ$.
 2. Время готовности к работе АГД-1: при температуре от $+50^\circ\text{C}$ до -30°C - 1 мин., при температуре от -30°C до -60°C - 1,5 мин.
 3. При запуске АГД-1 и нормальной работе прибора на земле и в полете пользоваться кнопкой арретирования запрещается.
 4. При проверке АГД от пульта "КП - АГД-1" АЗС "КСИ" не включать.
 5. Контрольный пульт "КП - АГД-1" позволяет создавать (без перемещения корпуса гиродатчика) углы крена до $+25^\circ$ и углы тангажа до $+30^\circ$.

в) работоспособность комплекта АГД-1:

- включить АЗС "Гирод. КСИ, АП, ЦД, сигнал. АГД";
- установить АЗС "АГД - АГД авар." в положение "АГД";
- вращением ручки на лицевой части указателя АГД подвижный индекс поправки по углу тангажа установить на нулевое деление шкалы крена;
- убедиться в окончании процесса арретирования - разарретирования.

Через 2-3 мин. после окончания разарретирования гиродатчика указатель должен показывать по крену и тангажу стояночный угол самолета с точностью $\pm 1^\circ$.

С помощью пульта КП-АГД-1 проверить:

1. Дистанционную передачу показаний по крену.

При нажатой кнопке пульта поворачивать ручку сельсина пульта сначала влево, а затем вправо. При этом силуэт самолетика указателя авиагоризонта АГД-1 должен следовать за движением ручки на пульте. Поворачивать ручку пульта следует только до углов крена по указателю АГД-1 не более $\pm 25^\circ$, шкала тангажа указателя АГД-1 при этом не должна перемещаться.

2. Дистанционная передача показаний по тангажу и арретирование.

Медленно повернуть ручку пульта влево на такой угол, при котором указатель горизонта должен показывать левый крен до 30° , а шкала тангажа медленно и плавно перемещаться вниз — надвигается серый фон (гироскоп гиродатчика при указанном положении ручки пульта процессирует по тангажу, т.к. гиروزел ложится на упор).

При достижении шкалой тангажа 80° отпустить кнопку на пульте и нажать кнопку арретирования на указателе авиагоризонта. Ручку пульта установить на нулевую отметку.

После окончания цикла арретирования — разарретирования (гаснет сигнальная лампа) показания должны быть близкими к нулевым.

Произвести аналогичную проверку, повернув ручку пульта при нажатой его кнопке вправо на такой же угол (указатель должен показывать крен примерно 30°), после этого шкала тангажа должна медленно и плавно перемещаться вверх — надвигается черный фон.

После окончания проверки гиродатчика установить ручку пульта на нуль и произвести арретирование.

3. Действие продольной коррекции.

Ручкой центровки угла тангажа совместить линию искусственного горизонта с центральной точкой слухата самолетика.

При нажатой кнопке пульта повернуть его ручку влево на угол, при котором указатель должен показывать левый крен примерно 30° , при этом шкала тангажа медленно перемещается вниз. После достижения шкалой тангажа показания примерно $2,5^{\circ}$ кабрирования отпустить кнопку и установить ручку пульта на нуль.

Под действием коррекции гироскоп гиродатчика через 1-3 мин. должен вернуться к вертикали, а указатель должен показывать примерно нулевой тангаж. Повторить аналогичную проверку при нажатой кнопке пульта, повернув ручку его вправо на указанный угол и вызвав медленное перемещение шкалы тангажа вверх. При достижении шкалой тангажа отметки $2,5^{\circ}$ пикирования отпустить кнопку и установить ручку пульта на нуль. Через 1-3 мин. указатель должен показывать нулевой тангаж самолета — работоспособность продольной коррекции гиродатчика обеспечивается.

4. Действие поперечной коррекции.

При нажатой кнопке пульта повернуть его ручку влево на угол, при котором указатель показывает левый крен примерно 30° , шкала тангажа будет медленно перемещаться вниз. При достижении шкалой тангажа отметки 30° кабрирования, повернуть ручку пульта вправо на угол, при котором указатель показывает крен примерно 45° , вызвав медленное перемещение шкалы тангажа в обратную сторону, т.е. вверх. При достижении шкалой тангажа линии искусственного горизонта отпустить кнопку пульта и установить его ручку на нуль. В этом случае указатель должен показывать нулевой крен ($0-1^{\circ}$).

Повторить аналогичную проверку при нажатой кнопке пульта, поворачивая его ручку вправо и вызвав перемещение шкалы тангажа вверх. После достижения шкалой тангажа 30° пикирования повернуть ручку пульта влево, вызвав медленное перемещение шкалы тангажа в обратную сторону, т.е. вниз. При достижении шкалой тангажа линии искусственного горизонта, отпустить кнопку пульта. В этом случае указатель должен показывать левый крен $5-7^\circ$ и приблизительно нулевой тангаж.

Через 1-3 мин. указатель должен показывать нулевой крен ($0-1^\circ$) - работоспособность поперечной коррекции обеспечивается.

В течение 2-3 мин. наблюдать за показаниями указателя авиаторизонта, которые не должны изменяться, что свидетельствует о нормальной работе (гироскоп не уходит от вертикали).

Проверить арретирование гиродатчика от кнопки, для чего нажать на кнопку "Арретировать только при горизонтальном полете", расположенную на указателе (должно сработать арретирующее устройство и лампа сигнализации должна гореть, после окончания арретирования лампа должна гаснуть). Кнопку держать нажатой кратковременно (процесс арретирования продолжается и после отпущения кнопки).

После окончания проверки:

- установить АЗС "АГД - АГД авар." в положение "АГД авар."
- выключить АЗС "Гиродат. КСИ, АП, ЦД, сигнал. АГД".

Проверить работоспособность указателя авиаторизонта от гиродатчика КСИ, АП, ЦД, для чего:

- включить АЗС "ДА-200, сигнал. гирод. КСИ, АП, ЦД" и "Гирод. КСИ, АП, ЦД, сигнал. АГД";
- установить АЗС "АГД - АГД авар." в положение "АГД авар."

Выполнить проверку с помощью контрольного пульта "КП - АГД-1" в соответствии с технологией, изложенной выше.

После проверки:

- выключить АЗС "Гирод. КСИ, АП, ЦД, сигнал. АГД";
- выключить АЗС "ДА-200, сигнал. гирод. КСИ, АП, ЦД";
- выключить выключатель "Аккумулятор. бортов. аэрод.";
- отсоединить контрольный пульт "КП-АГД-1" и поставить заглушку на контрольный разъем;
- отсоединить аэродромный источник питания.

6 КОМБИНИРОВАННЫЙ ПРИБОР ДА - 200

Комбинированный прибор ДА-200 состоит из трех самостоятельных приборов - вариометра, указателя поворота и указателя скольжения, размещенных в одном корпусе (фиг. 2.2.10).

Прибор ДА-200 предназначен:

- а) для измерения вертикальной скорости полета, т.е. скорости подъема или спуска от 0 до 200 м/сек;
- б) для указания правильного выполнения разворота самолета вокруг вертикальной оси с поперечными кренами до 45° при скорости полета 500 км/час.

Допустимые погрешности показания приборов:

а) вариометра на отметках шкалы:

20 м/сек	-	$\pm \frac{10}{3}$ м/сек;
50 + 100 м/сек	-	± 15 м/сек;
150 + 200 м/сек	-	± 25 м/сек;

б) указателя поворота - не должна превышать $\pm 2^\circ$ (два деления по контрольной шкале) по всей шкале прибора;

в) указателя скольжения - не превышает $4^\circ \pm 2^\circ$ при плоском развороте с угловой скоростью 0,6 град/сек.

Герметичность корпуса прибора такова, что при разрежении, равном 700 мм вод. ст., падение разрежения за одну минуту не превышает 3 мм вод. ст.

Смещение стрелки вариометра с начальной отметки при нормальной температуре ± 1 м/сек. Стрелку вариометра можно установить на нуль с помощью юстировочного винта.

Перед полетом необходимо проверить совмещение стрелки вариометра и стрелки указателя поворота с нулевыми отметками шкалы.

Питание прибора ДА-200 осуществляется трехфазным переменным током напряжением 36 в 400 гц от преобразователя ПТ-500Ц (см. фиг. 2.2.8), установленного в носовой части самолета между шпангоутами № 4-6 справа.

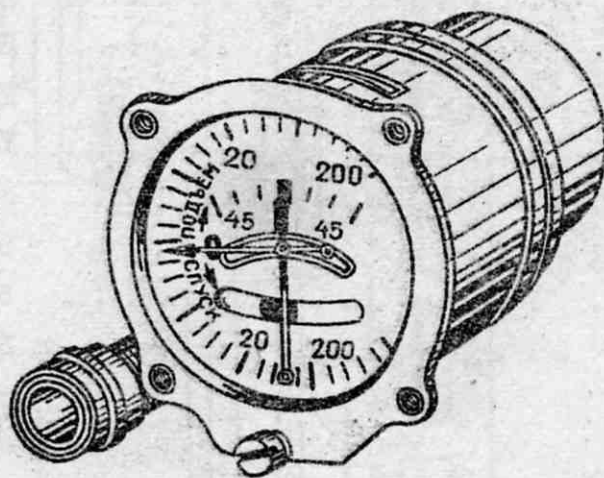
Включение в работу прибора ДА-200 производится АЗС с надписью "ДА-200, сигнал. гидр. КСИ, АН, ЦД".

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ I

В целях предохранения чувствительного элемента прибора ДА-200 от повреждений при непроизвольном резком создании и снятия разрежения необходимо следить за тем, чтобы стрелка вариометра не переходила отметки максимального значения вертикальной скорости 200 м/сек.



Фиг. 2.2.9. Контрольный пульт КИ-АГД-1



Фиг. 2.2.10. Комбинированный прибор ДА-200

7. КУРСОВАЯ СИСТЕМА КСИ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Курсовая система КСИ, размещение агрегатов которой показано на фиг. 2.2.7, служит для определения курса самолета, посадочных углов и пеленгов радиостанции. Для определения курсовых углов и пеленгов радиостанции используются сигналы радиоконпаса АРК-10.

Для обеспечения работы курсовой системы используются сигналы второго гиросдатчика (изделие 458), предназначенного для работы системы КСИ, автопилота АП-155 и радиолокационной станции.

Основным режимом работы курсовой системы является режим гиropolукомпаса, а вспомогательным - режим магнитной коррекции для корректировки показаний гиropolукомпаса перед взлетом или в прямолинейном полете.

Курсовая система КСИ питается напряжением 27 в постоянного тока от бортсети самолета и переменным током напряжением 36 в 400 гц от преобразователя ПТ-500Ц.

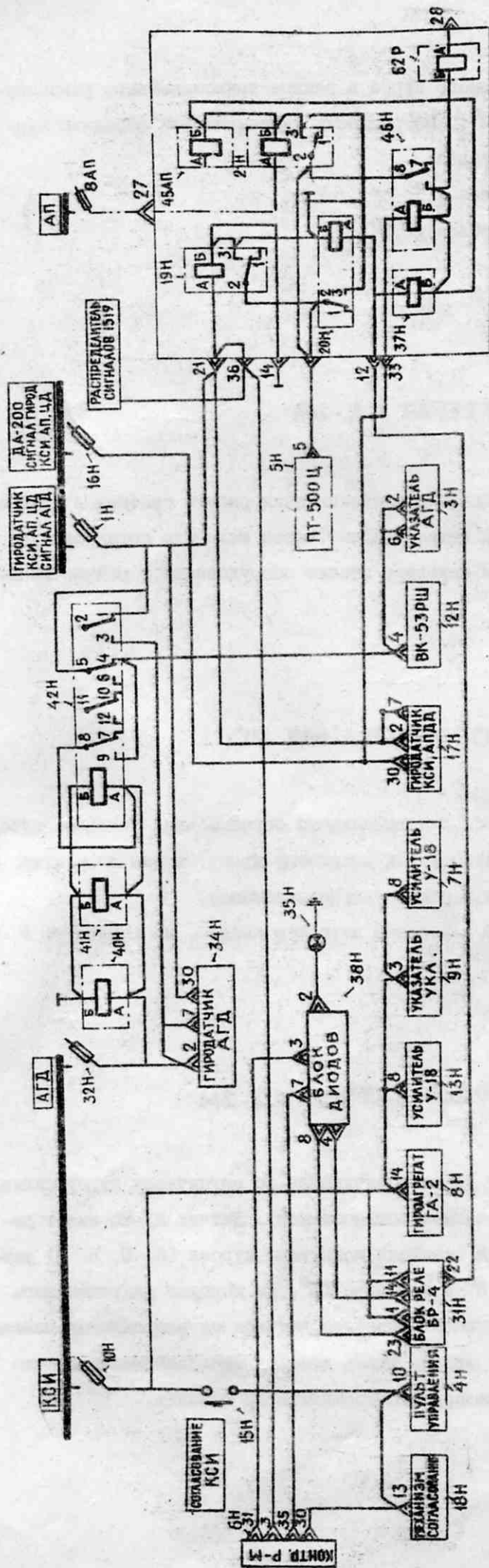
Электросхема питания постоянным током системы КСИ показана на фиг. 2.2.11.

Курсовая система КСИ установлена на самолете в следующей комплектации:

Гироскопический агрегат	ГА-2М
Механизм согласования	МС-1
Индукционный датчик	ИД-2М
Коррекционный механизм	КМ-3
Пульт управления	ПУ-3
Указатель курса	УКЛ-2К
Усилитель	У-12
Усилитель	У-18 (2 шт.)
Блок реле	БР-4
Кнопка согласования	БК
Блок диодов	БД-1
Контрольный разъем.	

Готовность к работе после включения питания:

- при температуре окружающей среды от $+50^{\circ}\text{C}$ до -30°C - не более 1,5 мин;
- при температуре окружающей среды от -30°C до -60°C - не более 2 мин.



Фиг. 2.2.11. Схема электропитания курсовой системы КСИ и АГД по 27В.

1Н - автомат защиты сети АЭС-5 гидродетектора КСИ, АП, ЦД; 4Н - пульт управления ПУ-3; 6Н - контрольный разъем КСИ; 7Н - усилитель У-18; 8Н - гироскопический агрегат ГА-2М; 9Н - указатель курса летища УКЛ-2; 10Н - автомат защиты сети КСИ; 13Н - усилитель У-18; 15Н - кнопка 5К согласования КСИ; 18Н - механизм согласования МС-1; 19Н - реле ТКЕ21ЩТ втяжная гидродетектора КСИ, АП, ЦД; 20Н - реле включения КСИ; 31Н - блок реле БР-4; 32Н - автомат защиты сети АГД-1; 37Н - реле ТКЕ53ЩТ включения питания 36В 400Гц системы КСИ; 38Н - блок диодов БД-1; 35Н - лампа СЛНН (красная) сигнализации арретирования гидродетектора КСИ, АП, ЦД; 42Н - реле ТКЕ24ЩТ переключения указателя АГД с гидродетектора АГД на гидродетектор КСИ, АП, ЦД.

Погрешность в определении магнитного курса в режиме прямолинейного равномерного горизонтального полета не более $\pm 2^{\circ}$. Погрешность дистанционной передачи курсового угла от автоматического радиоконпаса:

- а) на нулевой отметке - не более $\pm 1^{\circ}$;
- б) на остальных отметках - не более $\pm 2,5^{\circ}$.

ГИРОАГРЕГАТ ГА - 2М

Гироскопический агрегат предназначен для обеспечения работы системы в режиме гиросполукомпаса и выдачи сигналов курса потребителям (через механизм согласования).

Гиросагрегат установлен в верхнем переднем отсеке оборудования в районе шпангоута № 4-5, справа.

МЕХАНИЗМ СОГЛАСОВАНИЯ МС - 1

Механизм согласования предназначен для начального согласования сигналов курса, выдаваемых гиросагрегатом ГА-2М по магнитному или истинному курсу, и для корректирования сигналов курса при работе системы в режиме гиросполукомпаса.

Механизм согласования установлен в верхнем переднем отсеке, на шпангоуте № 3а, справа.

ИНДУКЦИОННЫЙ ДАТЧИК ИД - 2М

Индукционный датчик ИД-2М служит для корректировки по магнитному курсу сигналов, снимаемых с гиросагрегата (через механизм согласования). Датчик ИД-2М имеет девиационное устройство, обеспечивающее на основных магнитных курсах (С, Ю, В, З) устранение полукруговой девиации не менее 8° и не более 16° . На корпусе индукционного датчика нанесена стрелка, которая указывает положение датчика по направлению полета. На крепежных приливах датчика имеются прорези, вдоль которых нанесены деления, что позволяет регулировать положение датчика при его установке на самолет.

Датчик ИД-2М установлен в килю.

КОРРЕКЦИОННЫЙ МЕХАНИЗМ КМ-3

Коррекционный механизм предназначен для механической отработки электрических сигналов индукционного датчика ИД-2М и для устранения четвертной девиации и инструментальных погрешностей системы (с помощью лекального устройства в пределах не менее $+5^{\circ}$). Лекальное устройство позволяет устранять девиацию на 24 румбах через 15° .

Коррекционный механизм установлен в кабине между шпангоутами № 10-11 на правом борту. Подход к коррекционному механизму КМ-3 при устранении девиации возможен при откинутых ограничителях разброса рук на кресле. Для этого необходимо отступить кнопки на обоих фартуках и отвести ограничители в среднее положение (производит техник самолета). Для ослабления крепежных винтов шторки лекального устройства применять спец. отвертку, прикладываемую к комплекту инструмента. Для подхода к регулировочным винтам лекального устройства необходимо за ослабленные винты повернуть шторку до совмещения отверстия шторки с отверстиями на кожухе. Поворот регулировочных винтов лекального устройства КМ-3 производить специальным ключом, ввернутым в специальную втулку, закрепленную в кожухе прибора. Специальный ключ с цепочкой поставляется с каждым коррекционным механизмом.

После окончания работ по устранению девиации необходимо вернуть специальный ключ в специальную втулку кожуха КМ-3, закрыть шторку и закрепить ее винтами. Установить в исходное положение ограничители разброса рук, уложить сетку, закрыть кнопки фартуков и проверить стопорение ремней плечевого притяга. Открытие кнопок фартука, отключение ограничителей разброса рук и уборка ограничителей вместе с сеткой в исходное положение производится специалистом службы средств спасения.

- ПРИМЕЧАНИЕ:**
1. Отвертка 74-7804-1360 для ослабления и заворачивания винтов крепления шторки коррекционного механизма КМ-3 применяется для открывания замков панели ГА-2 и вкладывается в сумки 96-П-11, 96-ЭП-14 механика по приборному оборудованию в комплектации I:4 и I:20.
 2. Поворот регулируемых винтов лекального устройства КМ-3 производится специальным ключом, закрепленным на корпусе прибора.

ПУЛЬТ УПРАВЛЕНИЯ ПУ - 3

Пульт управления предназначен:

а) для обеспечения работы курсовой системы в северном и южном полушариях в режиме магнитной коррекции и гиropolукомпаса;

б) для ввода широтной коррекции и поправки на уход гироскопа в азимуте от разбаланса;

в) для регулировки скорости широтной коррекции и величины обратной связи.

На лицевой стороне ПУ-3 имеется шкала широтного потенциометра, позволяющая вводить широту от 0 до 90° и шкала поправочного потенциометра для ввода поправки на уход от разбаланса +7,5 град/мин. На задней стороне ПУ-3 имеется ось потенциометра регулировки величины обратной связи и ось потенциометра регулировки числа оборотов двигателя МС-1.

Пульт управления установлен у шпангоутов № 3а-4 на правом борту верхнего переднего отсека оборудования.

УКАЗАТЕЛЬ КУРСА ЛЕТЧИКА УКЛ - 2К

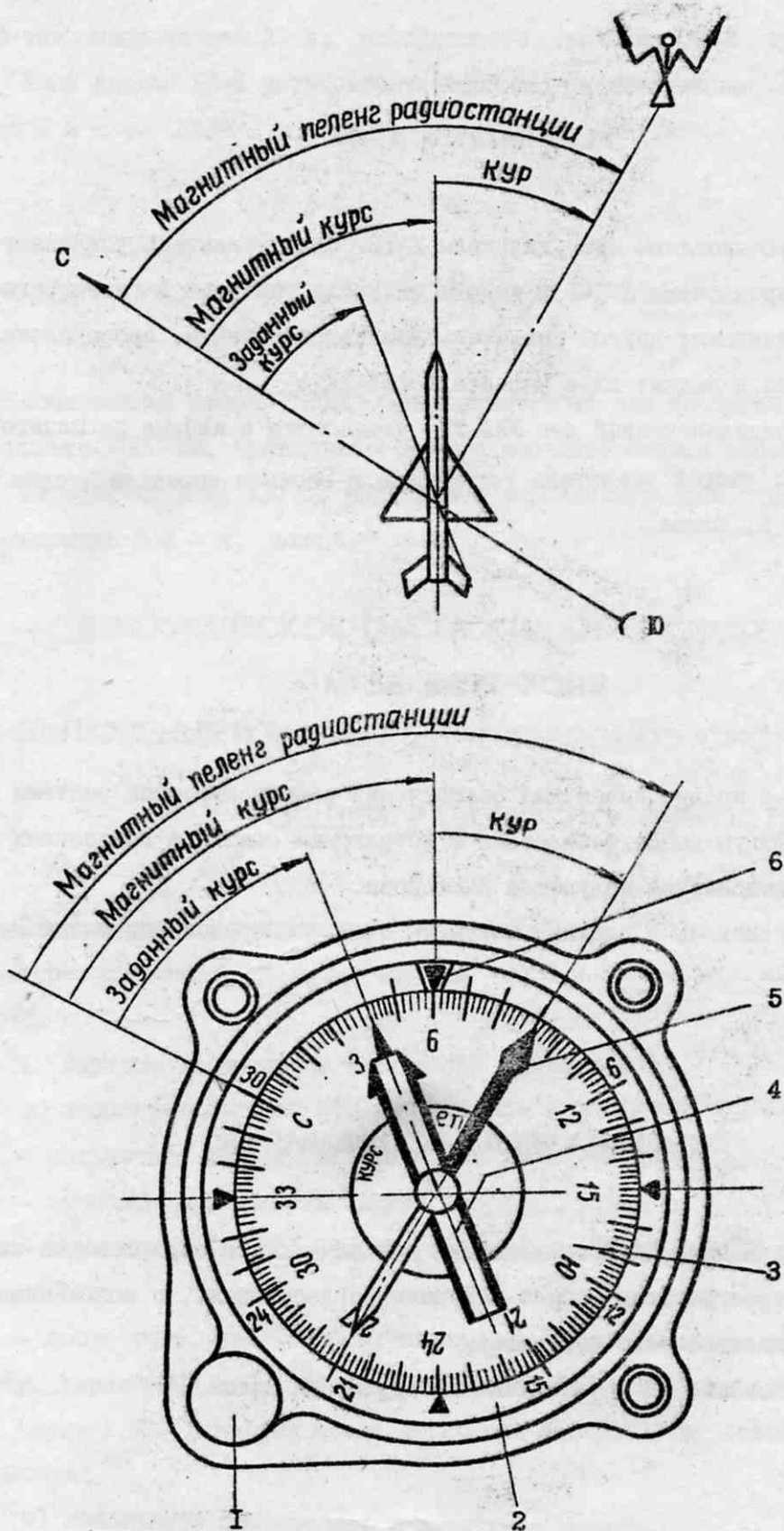
Указатель УКЛ-2К служит для указания магнитного курса самолета, магнитного пеленга и курсовых углов радиостанции (фиг. 2.2.12). С помощью рукоятки (справа внизу) можно устанавливать вручную заданный курс.

Указатель УКЛ-2К установлен на приборной доске.

УСИЛИТЕЛЬ У - 12

Усилитель У-12 состоит из двух усилительных каналов КМ и МС. Канал КМ усиливает сигнал переменного тока, поступающий с индукционного датчика, и подает его в коррекционный механизм КМ-3. Канал МС усиливает сигнал переменного тока частотой 400 гц, поступающий с коррекционного механизма КМ-3, и усиливает сигнал широтной коррекции, поступающий с пульта управления ПУ-3, которые вводятся в механизм согласования.

Усилитель У-12 установлен в кабине за приборной доской между шпангоутами №6-7.



Фиг. 2.2.12. Указатель курса УКЛ-2К.

I - кремальера; 2 - неподвижная шкала курсовых углов радиостанции; 3 - подвижная курсовая шкала; 4 - стрелка курсозадатчика; 5 - стрелка радиокомпа-са; 6 - неподвижный курсовой индекс.

УСИЛИТЕЛЬ У - 18

На самолете установлены два усилителя У-18. Один усилитель усиливает сигналы, поступающие с гиродатчика АГД-1, и выдает их после усиления в гидроагрегат ГА-2М по каналам крена и тангажа; другой усилитель усиливает сигналы, пропорциональные углам крена и тангажа, и выдает их в указатель УКЛ-2К.

Усилитель, предназначенный для УКЛ-2К, установлен в кабине за шпангоутом № 7 за приборной доской; второй усилитель установлен в верхнем переднем отсеке оборудования, шпангоут № 5, слева.

БЛОК-РЕЛЕ БР - 4

Блок-реле БР-4 предназначен для обеспечения работы курсовой системы при выполнении самолетом фигур высшего пилотажа и устранения ошибки в показаниях курса, равной 180° , после выполнения полупетли Нестерова.

Блок-реле установлен в верхнем переднем отсеке оборудования между шпангоутами № 5-6, слева.

КНОПКА СОГЛАСОВАНИЯ 5К

Кнопка согласования 5К предназначена для начального согласования сигналов курса, выдаваемых гидроагрегатом (через механизм согласования), с положением индукционного датчика относительного меридиана.

Кнопка согласования 5К установлена на приборной доске.

БЛОК ДИОДОВ БД - 1

Для проверки работоспособности системы КСИ с помощью установки УПН-КСИ в комплект КСИ дополнительно включен блок диодов БД-1. Блок диодов предназначен для защиты цепей сигнала на арретирование гиродатчика и коммутации блока БР-4 от посто-

янного тока напряжением 27 в, поступающего на блок БР-4 при проверке.

Блок диодов БД-I установлен в верхнем переднем отсеке оборудования между шпангоутами № 5 - 6.

КОНТРОЛЬНЫЙ РАЗЪЕМ

Контрольный разъем "КСИ", предназначенный для проверки системы "КСИ" с помощью пульта УШ-КСИ, установлен в нише передней стойки шасси (правый борт).

Гиродатчик КСИ, АП, ЦД размещен в верхнем переднем отсеке оборудования между шпангоутами № 3 - 4, слева.

8. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ СИСТЕМЫ КСИ

ВКЛЮЧЕНИЕ И ВЫКЛЮЧЕНИЕ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ И ПРОВЕРКА ОБЩЕЙ РАБОТОСПОСОБНОСТИ

Питание курсовой системы КСИ включать за 1,5 мин. до начала пользования при температуре окружающей среды от $+50^{\circ}\text{C}$ до -30°C и за 2-3 мин. при температуре от -30°C до -60°C .

1. Порядок включения и выключения системы КСИ:

а) включение системы КСИ производить в следующем порядке:

- подключить аэродромный источник электроэнергии;
- включить выключатель "Аккумулятор. бортов. аэродромный";
- включить АЗС "ДА-200, сигнал. гирод. КСИ, АП, ЦД" и "Гирод. КСИ, АП, ЦД, сигнал. АГД";

- после того, как погаснут сигнальные лампы на приборной доске с надписью "Арретир. гирод. КСИ, АП, ЦД" и на указателе АГД, включить АЗС с надписью "КСИ".

Через 1,5 - 2 минуты после включения АЗС "КСИ" курсовая система будет готова к работе;

б) выключение производить в следующем порядке:

- выключить АЗС "КСИ";
- выключить АЗС "Гирод. КСИ, АП, ЦД, сигнал АГД";
- выключить АЗС "ДА-200, сигнал. гирод. КСИ, АП, ЦД";
- выключить выключатель "Аккумулятор. бортов. аэродромный" и отключить аэродромный источник электроэнергии.

2. Проверка общей работоспособности системы КСИ:

- а) подключить к бортсети самолета аэродромный источник электроэнергии;
- б) включить выключатель "Аккумулятор. бортов. аэродром.>";
- в) включить АЗС "ДА-200, сигнал. гироскоп. КСИ, АП, ЦД" и "Гироскоп. КСИ, АП, ЦД, сигнал АГД".

После погасания сигнальных ламп на приборной доске с надписью "Арретир. гироскоп. КСИ, АП, ЦД" и на указателе АГД включить АЗС "КСИ". Через 1 - 1,5 мин. после включения питания нажать кнопку согласования и держать ее в нажатом состоянии до полной остановки движения стрелки указателя курса, после чего отсчитать магнитный курс и убедиться в правильности показания курса. Показания указателя должны соответствовать магнитному курсу стоянки.

ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ КСИ

С ПОМОЩЬЮ УСТАНОВКИ УПП - КСИ - М

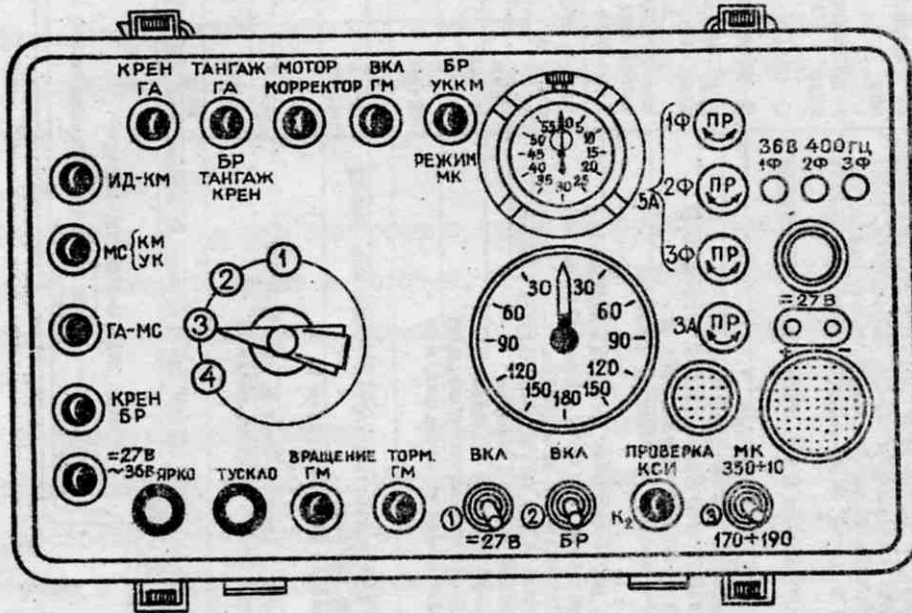
Установка УПП-КСИ-М (фиг. 2.2.13) обеспечивает полуавтоматический контроль основных параметров, характеризующих работоспособность курсовой системы:

- исправность электроцепей КСИ;
- работоспособность рамы крена ГА-2М;
- работоспособность рамы тангажа ГА-2М и блока БР-4;
- работоспособность следящих систем КСИ в режиме ГПК;
- запуск гиromотора гидроагрегата ГА-2М;
- уход гироскопа в режиме ГПК;
- скорость согласования следящих систем:
 - согласование системы;
 - указателя УКЛ-2Ж;
 - механизма согласования МС-1;
- комплекта КСИ в режиме МК;
- работоспособность индукционного датчика ИД-2М.

Работоспособность курсовой системы контролируется сигнальными лампами, бленкером и указателем установки УПП-КСИ-М, указателями УКЛ-2Ж и АГД-1 и по секундомеру. Все проверки сведены в таблицу (фиг. 2.2.14).

Проверку работоспособности системы КСИ с помощью установки УПП-КСИ-М выполнять в следующей последовательности:

- подключить к бортсети самолета аэродромный источник электроэнергии;
- подсоединить установку УПП-КСИ-М к контрольному разъему;



Фиг. 2.2.13. Установка УШ-КСИ-М.

ТАБЛИЦА ПРОВЕРОК

НАИМЕНОВАНИЕ ПРОВЕРКИ	ПОЛОЖЕНИЕ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕЙ И КНОПОК				ПОКАЗАНИЯ ЛАМП, УКАЗАТЕЛЯ, УКАЗАТЕЛЯ УР-1 УСТАНОВКИ, УКАЗАТЕЛЯ КУРСА КСИ-УК, ДЕЙСТВИЯ ОПЕРАТОРА	УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ
	а	б	в	г		
I Исправность	а	б	в	г	включить "АЗР КСИ", все горит, "ТУСЛАД-БРКО" горит в соответствии с образцом, горит "27А", "27В", "27С", если горит "ВРАЩЕНИЕ ГМ" и "К", "ВРАЩЕНИЕ ГМ" гаснет, загорается "ТОРМОЗЕНИЕ ГМ", ОПЕРАЦИОННО ПОТОРМОЗ, ПИКА НЕ ВУДЕТ ГОРЕТЬ, "ВРАЩЕНИЕ ГМ" поочередно загорается и гаснет "КА-КМ", "МС-АМ.УК", "ГА-МС", загорается "КРЕН ГА", УР-1 (0°±10°)	КС - КНОПКА СОГЛАС КСИ Н - НЕЙТРАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ ○ - НАЖАТЬ ● - ОТСУТСТВИЕ ○* - НАЧАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ УР-1 МКСГ - СТОЯНОЧНЫЙ МАГНИТНЫЙ КУРС К1 - КНОПКА
II РАМА КРЕНА ГА-2М	а	б	в	г	горит "КРЕН ГА", СТРЕЛКА УР-1 ОТКЛОНИТСЯ И ВОЗВРАТИТСЯ К (0°±10°) С ТОЧНОСТЬЮ ± 3° гаснет "КРЕН ГА", горит "ТАНГАЖ ГА", УР-1 (0°±10°) СТРЕЛКА УР-1 ОТКЛОНИТСЯ И ВОЗВРАТИТСЯ К (0°±10°) С ТОЧНОСТЬЮ ± 3° СТРЕЛКА УР-1 ВРАЩАЕТСЯ НАН УГОДА НЕ МЕНЕЕ 5° ЗАГОРАЕТСЯ "КРЕН ВР", ЕСЛИ НЕ ЗАГОРАЕТСЯ - НЕСКОЛЬКО РАЗ НАЖ. И ОТП. 3х гаснет "КРЕН ВР", СТРЕЛКА УР-1 ИЗМЕНЯЕТ НАПРАВЛЕНИЕ ВРАЩЕНИЯ ИЛИ ОТКЛОНЕНИЯ	○* - ОТСУТСТВИЕ ○* - НАЧАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ УР-1 МКСГ - СТОЯНОЧНЫЙ МАГНИТНЫЙ КУРС К1 - КНОПКА
III РАМА ТАНГАЖА ГА-2М	а	б	в	г	гаснет "ТАНГАЖ ГА", горит "КОРРЕКТОР", ШКАЛА УК ВРАЩАЕТСЯ НАН КОЛЕБАЕТСЯ С АМПЛИТУДОЙ НЕ МЕНЕЕ ± 3°, ЕСЛИ НЕ ПОДВИЖНА - НЕСКОЛЬКО РАЗ НАЖ. И ОТП. 3х. ВРЕМЯ ДВИЖЕНИЯ ШКАЛЫ УК НЕ МЕНЕЕ 5 сек. гаснет "МОТОР-КОРРЕКТОР", горит "ВКА. ГМ", ОСТАНАВЛИВАЕТСЯ ШКАЛА УК	○* - ОТСУТСТВИЕ ○* - НАЧАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ УР-1 МКСГ - СТОЯНОЧНЫЙ МАГНИТНЫЙ КУРС К1 - КНОПКА
IV СЛЕДЯЩИЕ СИСТЕМЫ В РЕЖИМЕ ГПК	а	б	в	г	гаснет "МОТОР-КОРРЕКТОР", горит "ВКА. ГМ", ОСТАНАВЛИВАЕТСЯ ШКАЛА УК гаснет "ВКА. ГМ", горит "РЕЖИМ МК" АД 3 ПРОВЕРКИ. ПОСТАВИТЬ "ВКА" И ОДНОВРЕМЕННО ВКЛЮЧИТЬ СЕКУНДОМЕР. В МОМЕНТ НАЧАЛА ВРАЩЕНИЯ ШКАЛЫ УК ВКЛЮЧИТЬ СЕКУНДОМЕР	○* - ОТСУТСТВИЕ ○* - НАЧАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ УР-1 МКСГ - СТОЯНОЧНЫЙ МАГНИТНЫЙ КУРС К1 - КНОПКА
V ЗАПУСК ГА-2М	а	б	в	г	ПОСТАВИТЬ "170°-190°" В МОМЕНТ НАЧАЛА ВРАЩЕНИЯ ШКАЛЫ УК ЗАПОМНИТЬ МКСГ. ПРИ МКВТ МЕНЬШЕ 90° И БОЛЬШЕ 270° ПОСТАВИТЬ "170°-190°" А ПРИ МКВТ БОЛЬШЕ 90° И МЕНЬШЕ 270° ПОСТАВИТЬ "350°-10°"	○* - ОТСУТСТВИЕ ○* - НАЧАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ УР-1 МКСГ - СТОЯНОЧНЫЙ МАГНИТНЫЙ КУРС К1 - КНОПКА
VI РЕЖИМ МК И БЛОК ВР-4	а	б	в	г	ПОСТАВИТЬ "350°-10°" В МОМЕНТ НАЧАЛА ВРАЩЕНИЯ ШКАЛЫ УК ПОСТАВИТЬ "170°-190°" В МОМЕНТ НАЧАЛА ВРАЩЕНИЯ ШКАЛЫ УК ПОСТАВИТЬ "350°-10°" В МОМЕНТ НАЧАЛА ВРАЩЕНИЯ ШКАЛЫ УК ПОСТАВИТЬ "170°-190°" В МОМЕНТ НАЧАЛА ВРАЩЕНИЯ ШКАЛЫ УК	○* - ОТСУТСТВИЕ ○* - НАЧАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ УР-1 МКСГ - СТОЯНОЧНЫЙ МАГНИТНЫЙ КУРС К1 - КНОПКА
VII АВАРИЙНЫЙ РЕЖИМ КСИ	а	б	в	г	ВКЛЮЧИТЬ СЕКУНДОМЕР. ВКЛЮЧИТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "АВАР. КСИ", НР "САМОАТЕ ГОРИТ" "АВАР. КСИ". ПОСТАВИТЬ "170°-190°" В МОМЕНТ НАЧАЛА ВРАЩЕНИЯ ШКАЛЫ УК ВКЛЮЧИТЬ СЕКУНДОМЕР.	○* - ОТСУТСТВИЕ ○* - НАЧАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ УР-1 МКСГ - СТОЯНОЧНЫЙ МАГНИТНЫЙ КУРС К1 - КНОПКА
VIII РАБОТОСПОСОБНОСТЬ ГМ	а	б	в	г	ВКЛЮЧИТЬ СЕКУНДОМЕР. ВКЛЮЧИТЬ ВЫКЛЮЧАТЕЛЬ "АВАР. КСИ", А ЗАТЕМ ВКЛЮЧ. "АЗР КСИ", ВСЕ НЕ ГОРИТ, ЗА ИСКЛЮЧЕНИЕМ "ТУСЛАД-БРКО". ГОРИТ "ВРАЩЕНИЯ ГМ", "27А", "27В", "27С", "38Б"	○* - ОТСУТСТВИЕ ○* - НАЧАЛЬНОЕ ПОЛОЖЕНИЕ УР-1 МКСГ - СТОЯНОЧНЫЙ МАГНИТНЫЙ КУРС К1 - КНОПКА
<p>СХЕМА ПОДКЛЮЧЕНИЯ УП1 - КСИ-18</p>						
<p>АДЯ ПОВТОРНОЙ ПРОВЕРКИ ПЕРЕКЛЮЧАТЕЛЕД ПОСТАВИТЬ В ПОЛОЖЕНИЕ "27А", ЗАТЕМ В ПОЛОЖЕНИЕ "ВКА", ВЫКЛЮЧИТЬ, А ЗАТЕМ ВКЛЮЧИТЬ "АЗР КСИ"</p>						

Фиг. 2.2.14. Таблица для проверки системы КСИ.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Если блок БД-1 снят с самолета, то подключать УЩ-КСИ-М для проверки системы КСИ не разрешается.

- включить выключатель "Аккумулятор. борт. аэрод.";
- включить АЗС с надписью "ДА-200, сигнал. гидрод. КСИ, АП, ЦД" и "Гидрод. КСИ, АП, ЦД, сигнал АГД";
- после погасания сигнальных ламп на приборной доске (табло Т-10У2) с надписью "Аррет. гидрод. КСИ, АП, ЦД" и на указателе АГД убедиться в работоспособности:
 - а) ламп установки УЩ-КСИ-М и усилителей УЩ-1М и УЩВ-1М, для чего поставить переключатели 2 и 3 в нейтральное положение;
- включить АЗС КСИ.

На панели установки загораются лампы фазоуказателя (лампы с гравировкой "Тускло", "Ярко"), которые горят в соответствии с обозначениями под ними, что сигнализирует о правильном подключении питания установки трехфазным переменным током 36 в 400 гц.

- Поставить переключатель I установки в положение "=27в". При этом горят все лампы, расположенные на панели установки. Горящая лампа "Вращение 1М" свидетельствует о работоспособности усилителей УЩ-1М и УЩВ-1М, а горящая лампа "Крен БР" свидетельствует о выдаче гидродатчиком АГД-1 сигнала арретирования. Все лампы, расположенные на панели установки, горят независимо от положения АЗС "КСИ";

б) питания установки переменным и постоянным током, для чего поставить переключатель I в нейтральное положение. Все лампы установки должны погаснуть (за исключением ламп фазоуказателя). Переключатель I установки поставить в положение "Вкл.". На панели установки должна загореться лампа "= 27 в, ~ 36 в", сигнализирующая о наличии питания установки постоянным и переменным токами.

ПРИМЕЧАНИЕ: I. Если при включении переключателя I установки загорится лампа "Вращение 1М", то необходимо нажать и отпустить кнопку K_1 "Проверки". Лампа "Вращение 1М" должна погаснуть, а лампа "Торм. 1М" - загореться. Если в течение I мин. лампа "Торм. 1М" погаснет, а лампа "Вращение 1М" загорится вновь, то необходимо вновь нажать и отпустить кнопку K_1 . Операцию повторять до тех пор, пока лампа "Вращение 1М" не будет загораться, что свидетельствует о полной остановке гидромотора гидроагрегата ГА-2М. Время торможения гидромотора не более 5 минут. После остановки гидромотора гидроагрегата ГА-2М допускается кратковременное вспыхивание лампы "Вращение 1М".
Время горения - не более 3-4сек.

2. Лампы фазоуказателя должны гореть согласно обозначениям при подключении установки независимо от положения переключателя I установки.
3. В случае перерыва питания проверку следует начать заново.

Проверка исправности электроцепей КСИ

Нажать и отпустить кнопку K_I установки (переключатель 4 "Проверка" находится в положении "0"). На панели установки должны последовательно загораться и гаснуть лампы "ИД-КМ", "МС-КМ-УК", "ГА-МС" и должна загореться лампа "Крен ГА". В случае неисправности контролируемых цепей соответствующая лампа остается гореть.

Проверка работоспособности рамы крена ГА-2М

Проверка работоспособности следящей системы рамы крена ведется при горящей лампе "Крен ГА". При этом стрелка указателя УР-I установки должна находиться около нулевого положения в диапазоне $\pm 10^\circ$. В случае неисправности электрических цепей следящей системы рамы крена ГА-2М стрелка указателя установки отклонится от нулевого положения на угол не менее $\pm 30^\circ$ или будет вращаться.

Нажать на кнопку K_I . При нажатой кнопке K_I стрелка указателя установки должна отклониться на угол не менее $\pm 5^\circ$ и вернуться к своему первоначальному положению с точностью $\pm 3^\circ$.

В случае неисправности следящей системы рамы крена стрелка указателя УР-I отклонится от нулевого положения на угол не менее $\pm 20^\circ$ или будет вращаться. Отпустить кнопку K_I .

Проверка работоспособности рамы тангажа ГА-2М и блока БР-4

Переключатель 4 "Проверки" поставить в положение "I". Лампа "Крен ГА" гаснет, загорается лампа "Тангаж ГА, БР". Стрелка указателя установки должна находиться около нулевого положения в диапазоне $\pm 10^\circ$. В случае неисправности электрических цепей следящей системы рамы тангажа ГА-2М стрелка указателя установки отклонится от нулевого положения на угол не менее $\pm 30^\circ$ или будет вращаться.

Нажать кнопку K_I . При нажатой кнопке K_I стрелка указателя установки должна отклониться на угол не менее $\pm 5^\circ$ и вернуться к своему первоначальному положению с точностью $\pm 3^\circ$. В случае неисправности следящей системы рамы тангажа стрелка указа-

теля отклонится от первоначального положения на угол не менее $\pm 20^\circ$ или будет вращаться.

Отпустить кнопку K_1 . Переключатель 2 установки поставить в положение "Вкл.". Должна загореться лампа "Крен БР", а стрелка указателя установки должна вращаться или отклоняться на угол не менее $\pm 5^\circ$. Если лампа "Крен БР" не загорается, то нужно несколько раз нажать и отпустить кнопку K_1 .

Переключатель 2 установки поставить в положение "БР". Лампа "Крен БР" должна погаснуть, стрелка указателя установки должна изменить направление вращения или отклониться в обратную сторону на угол не менее $\pm 5^\circ$.

ПРИМЕЧАНИЕ: При малых углах тангажа (около 1°) стрелка указателя установки отклоняется на некоторый угол от нулевого положения. При угле тангажа около 0° стрелка указателя установки от своего нулевого положения может не отклониться.

Проверка работоспособности следящих систем КСИ в режиме ГПК

Переключатель 2 поставить в нейтральное положение. Стрелка указателя установки должна вернуться к своему первоначальному положению ($0^\circ \pm 10^\circ$). Переключатель 4 "Проверки" поставить в положение "2". Лампа "Тангаж ГА, БР" должна погаснуть, а лампа "Мотор - Корректор" должна загореться. Шкала указателя курсовой системы КСИ должна вращаться или совершать колебания с амплитудой не менее $\pm 3^\circ$. Время вращения или колебания шкалы указателя КСИ - не менее 5 сек.

ПРИМЕЧАНИЕ: Если шкала указателя не будет совершать круговое вращение или колебаний с амплитудой не менее $\pm 3^\circ$, то необходимо несколько раз нажать и отпустить кнопку K_1 "Проверки" на панели установки.

Проверка запуска гиromотора ГМ гиросагрегата ГА-2М

Поставить переключатель 4 "Проверка" в положение "3".

Лампа "Мотор - Корректор" должна погаснуть, а лампа "ГМ.ГМ" - загореться, шкала указателя курса УКЛ-2 - прекратить круговое вращение или колебания с амплитудой не менее $\pm 3^\circ$.

Проверка уходов гироскопа в режиме ГПК

Через 1 мин. после запуска гироскопа ГМ, отсчитать курс по шкале указателя курсовой системы КСИ и включить секундомер. Через 5 мин. вновь отсчитать курс по шкале указателя. Изменение показания курса не должно превышать $\pm 1^{\circ}$.

Проверка скорости согласования следящей системы

1. Проверка согласования системы:

- переключатель 4 "Проверки" поставить в положение "4". Лампа "Вкл. ГМ" должна погаснуть, а лампа "БР, КМ, УК, режим МК" - загореться;
- переключатель 3 поставить в положение " $350^{\circ} + 10^{\circ}$ ";
- нажать на кнопку "КСИ" согласования системы. После согласования системы указатель должен показывать курс в пределах $350^{\circ} + 10^{\circ}$;
- отпустить кнопку "КСИ".

2. Проверка указателя УКЛ-2К:

- переключатель 2 поставить в положение "Вкл." и одновременно включить секундомер установки. Показания по шкале указателя курсовой системы КСИ должны измениться на 180° . Время отработки угла 180° не должно превышать 12 сек.

3. Проверка механизма согласования МС-1:

- нажать кнопку согласования курсовой системы "КСИ". В момент начала вращения шкалы указателя включить секундомер установки. Шкала указателя должна отработать курс в пределах $350^{\circ} + 10^{\circ}$. Время отработки указателем курса угла 180° должно быть не более 15 сек. Отпустить кнопку "КСИ".

Проверка комплекта КСИ в режиме МК (в основном режиме работы)

Нажать на кнопку согласования курсовой системы "КСИ".

Переключатель 3 поставить в положение " $170^{\circ} + 190^{\circ}$ ". В момент начала вращения шкалы указателя включить секундомер установки. Шкала указателя должна отработать курс в пределах $170^{\circ} + 190^{\circ}$. Время отработки указателем угла $160^{\circ} + 200^{\circ}$ (имитация разворота датчика ИД-2М на угол 180°) должно быть не более 23 сек. Отпустить кнопку "КСИ".

Переключатель 3 поставить в нейтральное положение. Нажать кнопку согласования курсовой системы "КСИ". Шкала указателя курса должна отработать стояночный курс самолета. Запомнить стояночный курс самолета. Отпустить кнопку "КСИ".

Проверка работоспособности индукционного датчика ИД-2М

При стояночном курсе самолета меньше 90° или больше 270° переключатель 3 поставить в положение " $170^{\circ} + 190^{\circ}$ ", при стояночном курсе самолета больше 90° и меньше 270° переключатель 3 поставить в положение " $350^{\circ} + 10^{\circ}$ ".

Нажать на кнопку согласования курсовой системы "КСИ". Шкала указателя должна отработать курс в пределах $170^{\circ} + 190^{\circ}$ или $350^{\circ} + 10^{\circ}$. Отпустить кнопку "КСИ".

Нажать на кнопку согласования курсовой системы "КСИ". Переключатель 3 поставить в нейтральное положение. В момент начала вращения указателя включить секундомер. Шкала указателя должна отработать стояночный курс самолета. Время отработки указателем угла $90^{\circ} + 180^{\circ}$ должно быть не более 23 сек. Отпустить кнопку "КСИ".

После окончания проверки системы КСИ необходимо:

- выключатель I на панели установки УПП-КСИ-М поставить в положение "= 27 в"; при этом все лампы установки должны погаснуть;
- выключить АЭС "КСИ", "Гирод. КСИ, АП, ЦД, сигнал. АГД" и "ДА-200, сигнал. гирод. КСИ, АП, ЦД";
- выключить выключатель "Аккумулятор. бортовой аэрод.";
- отсоединить жгут установки УПП-КСИ-М от бортового контрольного разъема, закрыть разъем крышкой и заколотрить;
- отсоединить аэродромный источник электропитания от бортовой сети самолета.

- ПРИМЕЧАНИЕ:**
1. Уходы гироскопа должны проверяться не ранее чем через 5 минут после включения питания "КСИ":
 2. Во время проверки ухода гироскопа самолет не перемещать и не выполнять на нем монтажных работ, могущих вызвать качание по курсу гироагрегата ГА-2М.
 3. При проверках системы КСИ возможно применение установки УПП-КСИ, которая взаимозаменяема с установкой УПП-КСИ-М. Отличием УПП-КСИ от УПП-КСИ-М является невозможность проверки режима полуавтоматического торможения гиromотора ГМ гироагрегата ГА-2М.

После выполнения всех проверок выключить питание курсовой системы.

УСТРАНЕНИЕ МАГНИТНОЙ ДЕВИАЦИИ

Магнитную девиацию необходимо устранять на девиационном круге с удалением его от других изделий и промышленных сооружений не менее чем на 200 м. Магнитные курсы самолета определяют при помощи магнитного пеленгатора.

Перед устранением девиации необходимо проверить наличие двух черных точек на корпусе девиационного прибора (между знаками "С-Ю" и "З-В"). Проверить работоспособность курсовой системы под током. Проверить правильность направления вращения шкалы указателя курса. Для этого необходимо поворачивать самолет по курсу по часовой стрелке на угол не менее 5° , при этом показания по курсу шкалы указателя курса (УКЛ-2К) должны увеличиваться. Через 1 - 1,5 мин. после включения питания нажать кнопку согласования "КСИ" на приборной доске. Шкала указателя должна повернуться и остановиться около согласованного положения, при этом показания указателя и коррекционного механизма КМ-3 могут отличаться друг от друга на 3° . Показания указателя курса должны соответствовать ориентировочно магнитному курсу самолета.

Устранение магнитной девиации производится в следующей последовательности:

а) устранить установочную погрешность. Предварительно убедиться в том, что магниты девиационного прибора датчика ИД-2М установлены в нейтральное положение, при этом тонкие риски (белой эмали) на валиках и корпусе девиационного прибора должны быть совмещены. Если магниты девиационного механизма не установлены в нейтральное положение, то необходимо заменить ИД-2М.

Затем определить показание шкалы указателя курса (компасный курс КК) на четырех магнитных курсах ($МК = 0^{\circ}, 90^{\circ}, 180^{\circ}, 270^{\circ}$) при нажатой кнопке согласования "КСИ" и вычислить величину погрешности $K_{0^{\circ}}, K_{90^{\circ}}, K_{180^{\circ}}, K_{270^{\circ}}$ по формулам: $K_{0^{\circ}} = МК_{0^{\circ}} - КК_{0^{\circ}}$; $K_{90^{\circ}} = МК_{90^{\circ}} - КК_{90^{\circ}}$ и т.д., где МК - магнитный курс, измеренный магнитным пеленгатором, КК - компасный курс, показанный по шкале указателя.

Вычисленные погрешности $K_{0^{\circ}}, K_{90^{\circ}}, K_{180^{\circ}}, K_{270^{\circ}}$ следует брать со знаком "+", если магнитный курс МК больше компасного курса КК; со знаком "-", если МК меньше КК. После этого вычислить величину установочной погрешности по формуле в градусах:

$$K = \frac{K_{0^{\circ}} + K_{90^{\circ}} + K_{180^{\circ}} + K_{270^{\circ}}}{4}$$

Установочную погрешность более 1° устраняют поворотом индукционного датчика относительно вертикальной оси:

- по ходу часовой стрелки при К со знаком "+" (в сторону увеличения показаний шкалы указателя курса на величину К) при нажатой кнопке согласования "КСИ";

- против хода часовой стрелки при к со знаком "-" (в сторону уменьшения показаний шкалы указателя курса на величину К).

для поворота индукционного датчика необходимо ослабить три винта крепления датчика и повернуть его на величину установочной погрешности К, как указано выше, затем винты закрепить.

б) устранить полукруговую девиацию. При устранении полукруговой девиации должны быть включены все агрегаты электро- и радиооборудования, работающие в длительном режиме.

Для устранения полукруговой девиации самолет устанавливает на магнитный курс $МК = 0^{\circ}$, после чего при помощи вращения валика "С-Ю" девиационного прибора ИД-2М (при нажатой кнопке согласования "КСИ") устраняют девиацию до 0° , т.е. добиваются показания по шкале УКЛ-2К, равного $КК = 0^{\circ}$ (компасный курс). Также поступают при установке самолета на курс $МК = 90^{\circ}$. Вращением валика "З-В" на $МК = 90^{\circ}$ добиваются показания по шкале УКЛ-2К, равного $КК = 90^{\circ}$ (при нажатой кнопке "КСИ"), затем устанавливают самолет на магнитный курс $МК = 180^{\circ}$ и (при нажатой кнопке "КСИ") определяют по УКЛ-2К курс $КК$. Далее вычисляют девиацию $K_{180^{\circ}}$ по формуле $K_{180^{\circ}} = 180^{\circ} - КК$, где $КК$ - показание УКЛ-2К при $МК = 180^{\circ}$. Полученное значение девиации уменьшают в 2 раза до величины $\frac{K_{180^{\circ}}}{2}$ вращением валика "С-Ю" ИД-2М, при этом новое показание УКЛ-2К будет равно

$$КК = 180^{\circ} - \frac{K_{180^{\circ}}}{2}$$

Результаты устранения магнитной девиации системы КСИ оформляются протоколом. После устранения полукруговой девиации винт хомутика на валиках девиационного прибора затягивают и контрят латунной проволокой.

в) устранить четвертную девиацию и инструментальные погрешности. Для этого необходимо включить все электро- и радиооборудование, работающее в длительном режиме. Вывинтить из КМ-3 специальную отвертку. На переднем кожухе КМ-3 вывинтить винты и снять крышку, закрывающую регулировочные винты. Вращать отверткой регулировочный винт соответствующего курса, наблюдая за показаниями указателя УКЛ-2К (при нажатой кнопке "КСИ"). Регулировка ведется при установке самолета на курсы $0, 15, 30, 45^{\circ}$ и т.д.

После устранения девиации по всем 24 курсам производится вторичная проверка и корректировка. Регулировочный винт КМ-3 повернуть так, чтобы указатель курса показывал магнитный курс, измеренный магнитным пеленгатором, с погрешностью $\pm 0,5^{\circ}$.

После устранения четвертной девиации и инструментальной погрешности показания КМ-3 и УКЛ-2К могут отличаться на $\pm 1^\circ$, но не более. После окончания работ по устранению девиации необходимо крышкой закрыть регулировочные винты, вернуть специальную отвертку в КМ-3 и закрепить крышку винтами. При выпуске с завода-изготовителя регулировочные винты декального устройства КМ-3 установлены в среднее положение, при котором обеспечивается эффективность декального устройства не менее $\pm 5^\circ$.

Прежде чем приступить к повторному устранению девиации с коррекционным механизмом КМ-3, ранее подвергавшимся регулированию, необходимо выставить регулировочные винты КМ-3 в среднее положение. Для этого включить питание системы КСИ в установленном порядке, нажать кнопку "КСИ" и, вращая магнит около индукционного датчика ИД-2М, установить стрелку коррекционного механизма на нулевую отметку, затем вращать регулировочный винт, расположенный против отметки "0" на кожухе КМ-3 до тех пор, пока показание магнитного курса указателя не будет равно нулю.

Таким образом, устанавливая стрелку на шкале КМ-3 через 15° , добиться одинаковых показаний по КМ-3 и по шкале УКЛ-2К с точностью $\pm 1^\circ$.

- ПРИМЕЧАНИЕ:**
1. При устранении девиации необходимо убедиться в том, что нет незатухающих колебаний шкалы указателя УКЛ-2К при нажатой кнопке "КСИ" на всех проверяемых курсах. Допускаются незатухающие колебания не более $\pm 0,5^\circ$.
 2. При устранении девиации кнопка "КСИ" должна быть нажата (т.е. устранение девиации должно проводиться в режиме магнитной коррекции).
 3. При замене ИД-2М или КМ-3 необходимо повторно устранить девиацию. Установить в среднее положение регулировочные винты КМ-3, а девиационный прибор ИД-2М - в нейтральное положение. При замене УКЛ-2К устранить инструментальные погрешности регулировкой КМ-3.

Устранение девиации выполняется после установки комплекта КСИ на самолет, при замене двигателя, КМ-3 и ИД-2М; после выполнения регламентных работ.

9. АВИАЦИОННО - БОРТОВЫЕ ЧАСЫ АЧС - 1МК

Авиационно-бортовые часы АЧС-1МК установлены на приборной доске и предназначены для:

- показания текущего времени в часах и минутах;
- измерения коротких промежутков времени до 30 минут в минутах и секундах;
- измерения времени полета в часах и минутах.

Продолжительность хода часов - трое суток. Часы вступают в работу после двух полных оборотов заводной головки. Суточный ход часов - ± 20 сек.

Механизм обычных часов работает непрерывно, а механизмы времени полета и секундомера могут включаться и выключаться, т.е. эти механизмы могут работать по-рознь и одновременно.

Циферблат часов имеет три шкалы (фиг. 2.2.15):

- большая шкала предназначена для отсчета времени в часах и минутах и времени работы секундомера в секундах;

- шкала "Время полета" предназначена для отсчета времени полета в часах и минутах;

- шкала "Секундомер" служит для отсчета минут работы секундомера.

Часы снабжены электрообогревателем с терморегулятором, поддерживающим нормальную внутреннюю температуру часов $20^{\circ}\text{C} \pm 5^{\circ}\text{C}$. Обогрев часов питается напряжением 27в через АЗС с надписью "ДУА, ПВД, часы", установленный на среднем щитке. Электрообогреватель можно включать только при температуре окружающей среды ниже $+ 15^{\circ}$.

Эксплуатация и техническое обслуживание часов

1. Завод часов производится вращением левой заводной головки против хода часовой стрелки до отказа. Для обеспечения точности хода часы должны заводиться один раз в двое суток.

2. Чтобы произвести перевод стрелок, необходимо вытянуть левую заводную головку до упора и, вращая ее против часовой стрелки, произвести установку времени. Перевод стрелок следует производить, предварительно выключив механизм времени полета, т.е. когда в сигнальном отверстии циферблата виден белый цвет.

3. Для установки стрелок на точное время необходимо:

- остановить часы, для чего повернуть правую головку по ходу часовой стрелки;
- нажать на правую головку, возвратит секундную и минутную стрелки секундомера на нуль;
- установить минутную и часовую стрелки на точное время;
- при подаче сигнала точного времени поворотом правой головки против хода часовой стрелки пустить часы.

4. Для пуска в ход механизма времени полета необходимо нажать на левую заводную головку. В отверстии циферблата появляется красный сигнал.

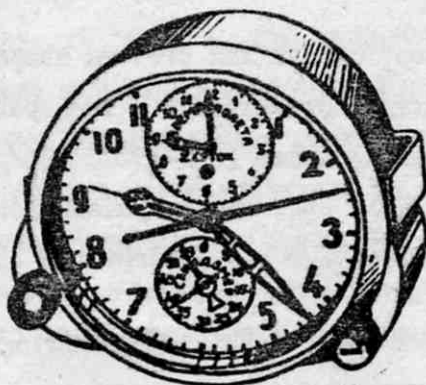
5. Для остановки механизма времени полета нажать на левую заводную головку. В отверстии циферблата виден сигнал красного и белого цвета.

6. Для возврата стрелок механизма времени полета в нулевое положение нажать на левую заводную головку. В отверстии циферблата виден белый цвет.

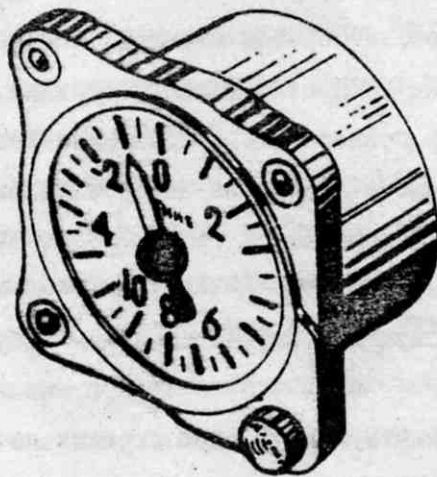
7. Пуск в ход, остановка секундомера и возврат в нулевое положение секундной стрелки минутного отсчета производится последовательным нажатием правой заводной головки.

8. При отставании часов следует регулятор подвинуть по шкале по направлению "+"; если часы спешат, то к знаку "-". Перемещение регулятора на одно деление шкалы вызывает изменение хода часов на 15 сек. в сутки. Регулировку часов следует производить в случае, если их суточный ход превышает ± 20 сек., но часы имеют постоянство суточного хода.

Часы АЧС-1МК взаимозаменяемы с часами АЧС-1.



Фиг. 2.2.15. Авиационные часы АЧС-1МК.



Фиг. 2.2.16. Указатель перегрузок АМ-10К.

10. УКАЗАТЕЛЬ ПЕРЕГРУЗОК АМ - 10К

Указатель перегрузок АМ-10К (фиг. 2.2.16) предназначен для определения перегрузок, действующих в данный момент на самолет в направлении, перпендикулярном плоскости крыла, и для фиксирования максимальных перегрузок. Шкала указателя перегрузок градуирована от -5 до +10 с оцифровкой через 2 и ценой деления 0,5g.

Правильно смонтированный прибор при горизонтальном положении самолета должен показывать ускорение +1g с точностью $\pm 0,2g$. При нажатой кнопке стрелки фиксатора должны занимать начальное положение.

Прибор установлен на верхней части приборной доски слева.

Перед установкой указателя перегрузок на самолет его следует разарретировать.

Для этого на тыльной стороне корпуса отвернуть и снять заглушку, затем повернуть арретир до упора и установить на место заглушку.

11. ПРИБОРЫ, УСТАНОВЛЕННЫЕ В СРЕДСТВАХ СПАСЕНИЯ ЛЕТЧИКА

КАТАПУЛЬТНЫЙ ПАРАШЮТНЫЙ АВТОМАТ КПА - 4

Катапультирующий парашютный автомат КПА-4 предназначен для введения задержки отстрела штанги парашютного механизма в зависимости от скорости полета при катапультировании. Автомат срабатывает на скоростях 0-1309 км/час по прибору с задержкой по времени 0,1 - 2,0 сек.

Прибор служит для однократного катапультирования. Герметичность статической системы прибора при температуре $+20^{\circ} \pm 5^{\circ}\text{C}$ такова, что при создании в системе абсолютного давления 380 мм рт. ст. падение давления в течение 30 сек. не превышает 5 мм рт. ст. Герметичность динамической системы прибора при температуре $+20^{\circ} \pm 5^{\circ}\text{C}$ такова, что при создании в ней избыточного давления 648 мм. рт. ст. падение давления в течение 30 сек. не превышает 6 мм. рт. ст. Рабочий ход вытяжного троса - 70 ± 3 мм. Усилия, необходимые для присоединения кронштейна к прибору и взвода прибора, не превышают 50 кг. Усилие срыва кронштейна со штуцера при про-

верках допускается не менее 3 кг. Длина троса вытяжного устройства 405±5мм. Прибор установлен на кресле сзади, слева по полету (фиг. 2.2.17).

ПАРАШЮТНЫЕ КОМБИНИРОВАННЫЕ ПОЛУАВТОМАТЫ ППК - II, ППК - У - Т277 (ППК - 2П), ППК - У - 405А (ППК - 2П - 405)

Приборы ППК-III, ППК-У-Т277 (ППК-2П) и ППК-У-405А (ППК-2П-405) входят в комплект кресла.

Полуавтоматы ППК-III и ППК-У-Т277 (ППК-2П) установлены на правом борту чашки кресла (фиг.2.2.18) и предназначены для приведения в действие системы открытия замков фиксации через определенный промежуток времени или на заданной высоте. Прибор ППК-У-405А (ППК-2П-405) предназначен для ввода в действие основного спасательного парашюта после отделения летчика от кресла. Прибор установлен на каркасе спинки кресла в специальной полости (фиг. 2.2.19). Время работы часового механизма после срыва блокировочного рычага с упора у ППК-III - от 0,1 до 0,3 сек; у ППК-У - от 0,15 до 0,4 сек; у ППК-2П - от 0,8 до 1,2 сек.

У всех полуавтоматов гибкая шпилька, вставленная до отказа в прибор, при возвратно-поступательном перемещении ее в пределах 5 мм и отгибе ушка шпильки в разные стороны на 90° не должна допускать "странивания" механизма ни на один зуб анкерного колеса.

Упор шкалы высот у ППК-III, ППК-2П обеспечивает установку ее ниже отметки 1 км не более чем на 5 мм. Упор шкалы высот у ППК-III и ППК-2П рассчитаны на срабатывание при полном ходе вытяжного троса 70 ± 3 мм. ППК-У рассчитан на срабатывание при полном ходе вытяжного троса 70 мм.

Габаритные размеры ППК-III, ППК-2П соответствуют ППК-У-Т277; габаритные размеры ППК-2П-405 соответствуют ППК-У-405А. Полуавтоматы ППК-У взаимозаменяемы соответственно с ППК-III, ППК-2П.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

ПАРАШЮТНЫХ АВТОМАТОВ И ПОЛУАВТОМАТОВ

ВНЕШНИЙ ОСМОТР И ВЗВОД ПРИБОРА КПА - 4

При внешнем осмотре прибора проверять пломбы, стекла в крышке корпуса, нет ли вмятин на корпусе и трубке, обрыва отдельных жил троса у наконечника и глубоких выбоин на наконечнике.

Для ввода прибора необходимо присоединить к корпусу прибора кронштейн со штуцером; для этого следует:

- оттянуть рукой стопор кронштейна, преодолев сопротивление пружины, и освободить рычаги от заклинивания стопором;
- второй рукой сжать рычаги;

- вставить кронштейн со штуцерами так, чтобы щетки рычагов вошли в соприкосновение с фиксатором;

- нажать на стопор до такого положения, чтобы риски кулачков заняли среднее положение между рисками стопора кронштейна;

—при помощи валика, входящего в комплект прибора, плавно (без рывков) натянуть трос вытяжного устройства, взвести автомат. Время взвода не менее 3 сек.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ !

Для взведения автомата КПА-4 необходимо трос вытягивать полностью. При этом должны прослушиваться два щелчка. В случае неполной вытяжки (один щелчок) автомат не взводится и при снятии усилия с троса произойдет его вытягивание. Если при этом трос был подсоединен к чеке, то после снятия наземного стопора с затвора произойдет срабатывание затвора.

Взведенное положение прибора проверяется по стрелке 27 (фиг. 2.2.17) в окне прибора. Направление стрелки должно совпадать с продольной осью прибора.

ПРОВЕРКА НАДЕЖНОСТИ ПОДСОЕДИНЕНИЯ КАТАПУЛЬТНОГО ПАРАШЮТНОГО АВТОМАТА В СИСТЕМЕ ПВД И КОНТРОВКИ СТОПОРА УЗЛА КРОНШТЕЙНА СО ШТУЦЕРАМИ

В целях исключения возможности непреднамеренного срабатывания прибора КПА-4 на самолете из-за приложения случайных усилий на стопор кронштейна со штуцерами через трос или тягу при установке прибора на самолет ввести контровку стопора узла кронштейна со штуцерами проволокой КО 0,5 (ГОСТ 792-67).

Контровку стопора узла кронштейна со штуцерами производить в следующей последовательности:

- отделить от корпуса 7 (см.фиг. 2.2.17) кронштейн 8 со штуцерами;
- обернуть проволокой 29 длиной 300-350 мм вокруг диаметра "Р" стопора 23 и плотно скрутить концы на длине 8-10 мм. Во избежание пережата проволоки скручивание ее производить инструментом не рекомендуется;
- опустить полученный виток до уступа Н стопора 23;
- пропустить один конец проволоки 30 в верхний левый угол окна кронштейна 8 со штуцерами таким образом, чтобы проволока прошла сбоку от рычагов 20;
- присоединить кронштейн 8 со штуцерами к корпусу 7 изделия КПА-4. Для проверки надежности подсоединения КПА-4 к системе ПВД необходимо убедиться в том, что узел кронштейна со штуцерами присоединен плотно: торец стопора 23 должен упираться в плоскости 28 и 33 ушков кронштейна, упорный винт 32 - касаться корпуса 7 изделия

КПА-4; риска на рычаге 20 должна быть между рисками на стопоре 23.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ!

При присоединении узла кронштейна со штуцерами к корпусу КПА-4 необходимо следить за тем, чтобы проволока не попала на фиксатор 19, на рычаги 20 или под выступ плоскости 31 кронштейна со штуцерами.

- натянуть оба конца проволоки и скрутить на длине 8-10 мм, обеспечив плотное прилегание витка проволоки к уступу Н стопора 23 и кронштейну со штуцерами;
- откусить лишние концы контрольной проволоки.

После окончания работ проверить герметичность системы ПВД на самолете с помощью установки КПА-ПВД (УМАП).

ВНЕШНИЙ ОСМОТР, ВЗВОД И НАСТРОЙКА

ПРИБОРОВ ППК - 1П, ППК - 4 - Т877 (ППК - 2П)

И ППК - У - 405А (ППК - 2П - 405)

При внешнем осмотре прибора особое внимание обратить на сохранность пломбы, стекол, нет ли вмятин на корпусе и трубке, вмятин и вздутий на шланге, на качество работы затвора (нет ли затираний штока), нет ли глубоких забоин на петле и обрывов отдельных жил троса в местах около специальной гайки, нет ли свободного хода крышки прибора относительно корпуса.

При значительных забоинах на корпусе или направляющей трубке, вызвавших прогиб корпуса или направляющей трубки во внутреннюю сторону, а также при повреждении стекол прибор необходимо направить в ремонт.

Проверить через малое окно на крышке прибора, не выступает ли упор 13 (фиг. 2.2.18) анероида 12 над поверхностью платы 15. Если при визуальном осмотре нельзя определить, находится ли упор над поверхностью платы или ниже ее, то необходимо вставить в прибор гибкую шпильку до упора и, пользуясь стремением, взвести силовые пружины, затем, выдвигая и вновь вставляя гибкую шпильку, дать отработать часовому механизму (сравнить часовой механизм до момента блокировочного рычага за упор анероида),

не допуская при этом срабатывания прибора в целях сохранности деталей вытяжного механизма. Если упор анероида выступает над поверхностью платы, т.е. олокировочный рычаг I4 упирается в упор I3 анероида, то анероид негерметичен и прибор к дальнейшей эксплуатации не пригоден.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ!

При этой проверке необходимо учитывать барометрическое давление дня.

Шкалу высот приборов ППК-У устанавливать в соответствии с данными таблицы № 3.

Таблица № 3

При приведенном барометрическом давлении дня, менее мм рт.ст.	Шкалу высот устанавливать на отметку км	При приведенном барометрическом давлении дня, менее мм рт.ст.	Шкалу высот устанавливать на отметку км
780,00	0,3	560,24	3,0
733,40	0,5	525,98	3,5
715,96	0,7	493,35	4,0
698,98	1,0	462,46	5,0
674,12	1,5	405,37	6,0
634,30	2,0	354,13	8,0
596,28	2,5		

Если после установки шкалы высот по данным таблицы рычаг все же задевает за упор анероида, то прежде чем браковать прибор, необходимо проверить его пределы срабатывания по высоте на соответствие требованиям.

При переводе шкалы высот, в случае применения излишнего усилия, возможен срыв ее упора (смятие двух недорезанных зубьев установочного колеса 28, (см. фиг. 2.2.18)). Срыв упора может привести к повороту шкалы на второй круг и неправильной установке шкалы высот. Перевод шкалы на второй круг за минимальное деление (0,3 км) приведет к несрабатыванию прибора, а перевод за максимальное деление - к преждевременному срабатыванию (на большей высоте). Поэтому перевод шкалы высот следует производить только при помощи ключа - отвертки, входящего в комплект прибора, не применяя чрезмерных усилий и не допуская перемещения шкалы за пределы ее минимальной и максимальной отметок.

Проверка нормальной работы упора шкалы высот осуществляется ее поворотом в сторону минимального деления (вращение винта 29 против часовой стрелки) до момента появления ощутительного сопротивления повороту винта. При этом миним-

мальное деление шкалы высот (0,3) должно пройти не более чем на 2 мм правее визирной нити.

Задаваемое по шкале прибора время для раскрытия парашюта должно быть достаточным, чтобы произошло гашение большой скорости при катапультировании. При вставленной гибкой шпильке прибор не может преждевременно сработать ни по каким причинам (встряхивание, удары). Срабатывание прибора происходит только после отработки часовым механизмом заданного времени, установленного по шкале прибора. Прибор не препятствует раскрытию парашюта при выдергивании парашютистом вытяжного кольца.

При работе с парашютными полуавтоматами необходимо соблюдать осторожность с тем, чтобы детали вытяжного механизма в момент срабатывания прибора не могли травмировать лицо и руки проверяющего или пробить его одежду. Поэтому при проверке работоспособности прибора необходимо выполнять следующие операции:

- в одной руке захватить корпус прибора (со шлангом), а другой - выдернуть гибкую шпильку, быстро перенести руку на шланг и распрямить его. К моменту срабатывания вытяжного механизма держать прибор на расстоянии вытянутых рук;

- наконечник троса или присоединительные детали конца троса захватить большим и указательным пальцами и изогнуть трос. Остальными пальцами обхватить направляющую трубку прибора (без шланга), разместив наконечник троса на уровне конца направляющей трубки (фиг.2.2.19). Другой рукой выдернуть гибкую шпильку, а затем быстро обхватить корпус прибора. К моменту срабатывания вытяжного механизма держать прибор на расстоянии вытянутых рук.

Для взведения прибора необходимо:

вставить гибкие шпильки в прибор до упора;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ!

В прибор ППК-1П вставляется шпилька с ушком, окрашенным в красный цвет.

В приборы ППК-У-Т277, ППК-У-405А, ППК-2П и ППК-2П-405 вставляются шпильки с ушком, окрашенным в зеленый цвет.

- взвести силовые пружины, потянув с помощью приспособления за трос вытяжного устройства;

- установить необходимое время срабатывания прибора возвратно-поступательными перемещениями шпильки, следя за положением часовой стрелки по шкале времени;

- вставить отвертку в щель анкерного устройства и поворачивать ее до установления на шкале высот цифры, обозначающей необходимую высоту выпуска купола основного парашюта.

Приборы ППК-1П, ППК-У и ППК-2П настраиваются соответственно на высоту и время в зависимости от высоты местности над уровнем моря, где возможно приземление летчика после катапультирования, согласно таблиц № 4,5 и 6;

ТАБЛИЦА НАСТРОЙКИ ПРИБОРА ППК - III

Таблица № 4

Высота срабатывания, установленная на шкале прибора м	Допустимые пределы срабатывания по высоте м	Время срабатывания установленное на шкале прибора сек.	Допустимые пределы срабатывания по времени, при температур. = 20°C, сек.
1000	830-1220	0,4	0,35 - 0,55
2000	1800-2250	0,5	0,45 - 0,65
4000	3700-4350	1	0,9 - 1,2
6000	5500-6550	1,5	1,35 - 1,75
8000	7000-9050		
10000	9000-11500		

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ !

устанавливать задаваемое по шкале прибора время менее 0,4 сек. запрещается.

ТАБЛИЦА НАСТРОЙКИ ПРИБОРОВ ППК - У

Таблица № 5

Высота срабатывания, установленная на шкале прибора м	Допустимые пределы срабатывания по высоте м	Время срабатывания установленное на шкале прибора сек.	Допустимые пределы срабатывания по времени, при температур. = 20°C, сек.
300	300-550	2	1,7 - 2,3
500	480-770	2,5	2,1 - 2,9
1000	950-1320	3	2,5 - 3,5
2000	1900-2350	4	3,4 - 4,6
3000	2850-3400	5	4,3 - 5,7
4000	3800-4450		
6000	5400-6850		
8000	7100-9150		

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ !

Устанавливать по шкале прибора время менее 1 сек. запрещается.

ТАБЛИЦА НАСТРОЙКИ ПРИБОРА ППК - 2П

Таблица № 6

Высота срабатывания, установленная на шкале прибора м	Допустимые пределы срабатывания по высоте м	Время срабатывания, установленное на шкале прибора сек.	Допустимые пределы срабатывания по времени при темпер. 20°C сек.
1000	830-1220	2	1,7 - 2,3
2000	1800-2250	2,5	2,1 - 2,9
4000	3700-4350	3	2,5 - 3,5
6000	5500-6550	4	3,4 - 4,6
8000	7000-9050	5	4,3 - 5,7
10000	9000-11500		

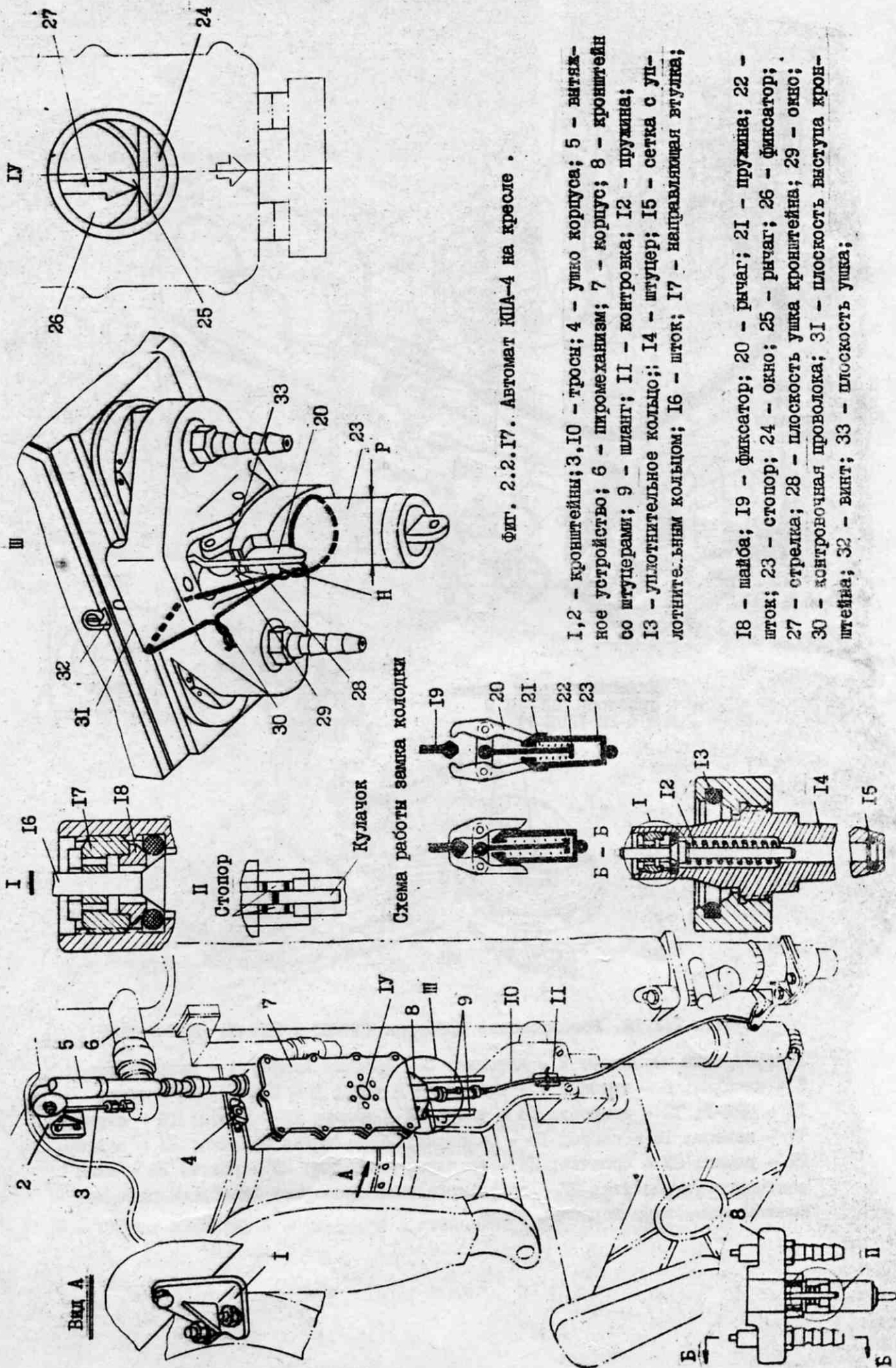
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ !

Устанавливать задаваемое по шкале прибора время менее 2 сек. **ЗАПРЕЩАЕТСЯ.**

- законтрить гибкие шпильки приборов согласно формулярным схемам.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ !

Запрещается устанавливать контровку непосредственно на гибкие шпильки приборов ППК-1П, ППК-2П, так как это может привести к деформации и невключению приборов.



Фиг. 2.2.17. Автомат КСА-4 на кресле.

1, 2 - кронштейны; 3, 10 - тросы; 4 - ушко корпуса; 5 - вытяжное устройство; 6 - шкворневая ось; 7 - корпус; 8 - кронштейн со штуцерами; 9 - шланг; 11 - контровка; 12 - пружина; 13 - уплотнительное кольцо; 14 - штуцер; 15 - сетка с уплотнительным кольцом; 16 - шток; 17 - направляющая втулка;

18 - шайба; 19 - фиксатор; 20 - рычаг; 21 - пружина; 22 - шток; 23 - стопор; 24 - окно; 25 - рычаг; 26 - фиксатор; 27 - стрелка; 28 - плоскость ушка кронштейна; 29 - окно; 30 - контрольная проволока; 31 - плоскость выступа кронштейна; 32 - винт; 33 - плоскость ушка;

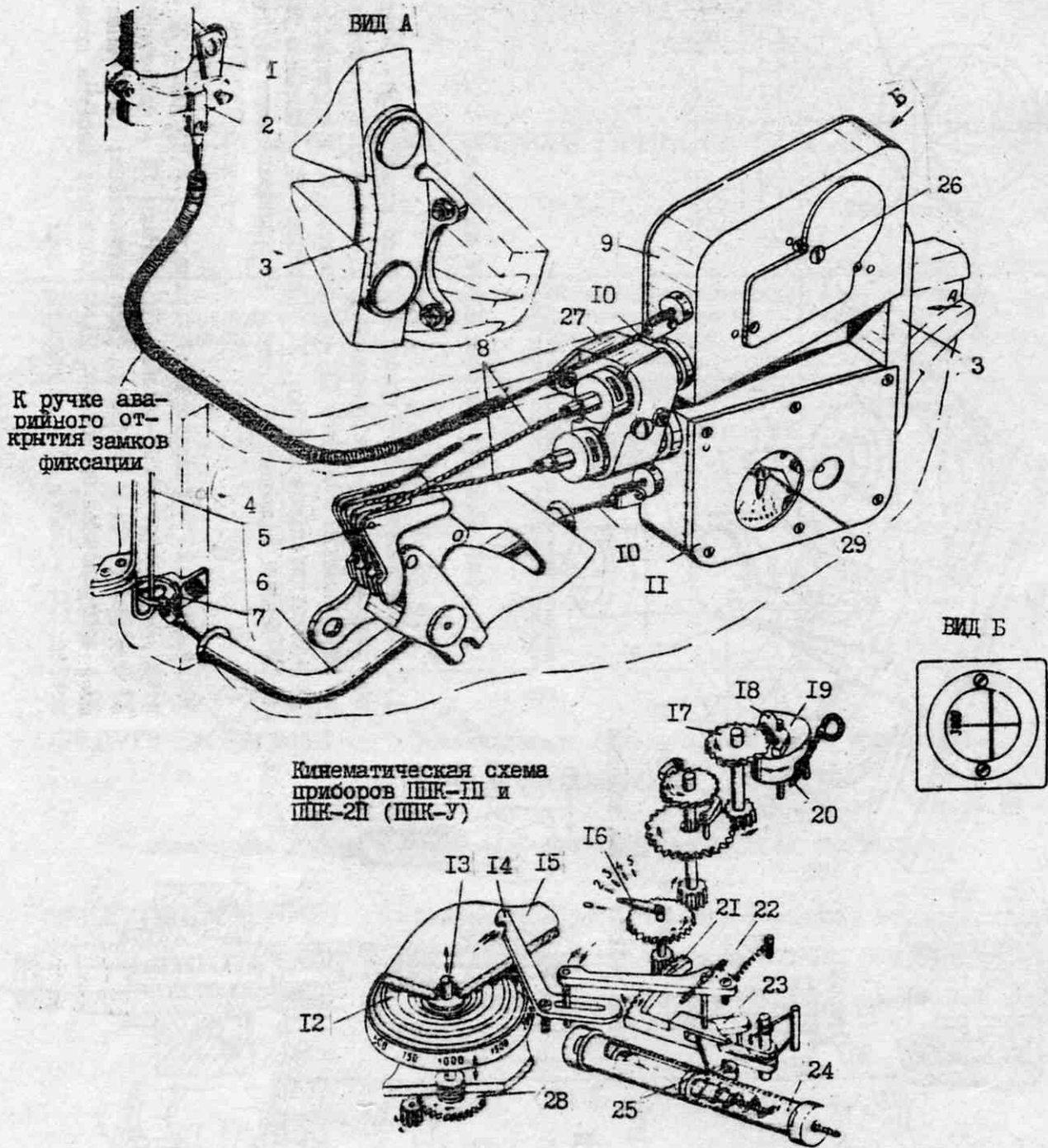
Схема работы замка колодки

Кулачок

II Стопор

Вид А

Б-Б

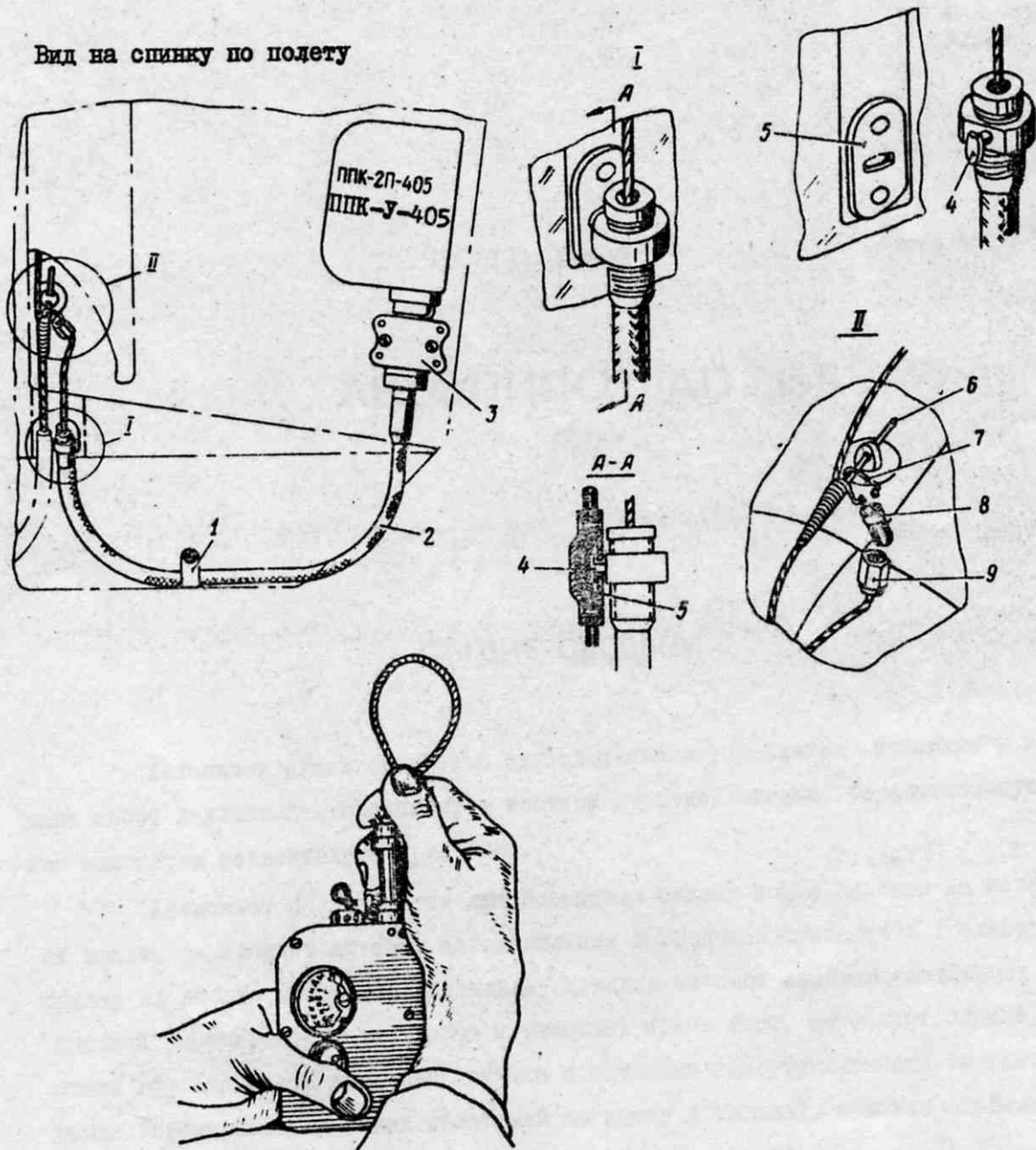


Кинематическая схема
приборов ШК-III и
ШК-2II (ШК-У)

Фиг. 2.2.18. Расположение приборов ШК-III и ШК-2II (ШК-У-тс27).

I - парашютный механизм; 2 - качалка; 3 - опорная цапфа; 4 - направляющая; 5 - качалка; 6 - трубка; 7 - кольцо; 8 - трос; 9 - ШК-III; 10 - трос; 11 - ШК-У; 12 - анероид; 13 - упор; 14 - рычаг; 15 - плата; 16 - стрелка; 17 - колесо; 18 - скоба; 19 - балансиры; 20 - гибкая шпилька; 21 - сектор; 22 - рычаг; 23 - собачка; 24 - вытяжной механизм; 25 - ролик; 26 - шлиц анкерного устройства; 27 - хомут крепления приборов; 28 - установочное колесо; 29 - винт перевода шкалы.

Вид на спинку по полету



Фиг. 2.2.19. Прибор ППК-У-405 (ППК-2П-405)
на спинке кресла.

I - хомут; 2 - шланг с тросом; 3 - колодка; 4 - штырь; 5 - пластина;
6 - гибкая шпилька; 7 - петля; 8 - стопорный винт; 9 - гайка.



ГЛАВА III

АВТОПИЛОТ АП - 155

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Автопилот является частью единой системы управления самолетом и представляет собой двухканальную систему с жесткой обратной связью, осуществляющую управление самолетом относительно трех осей.

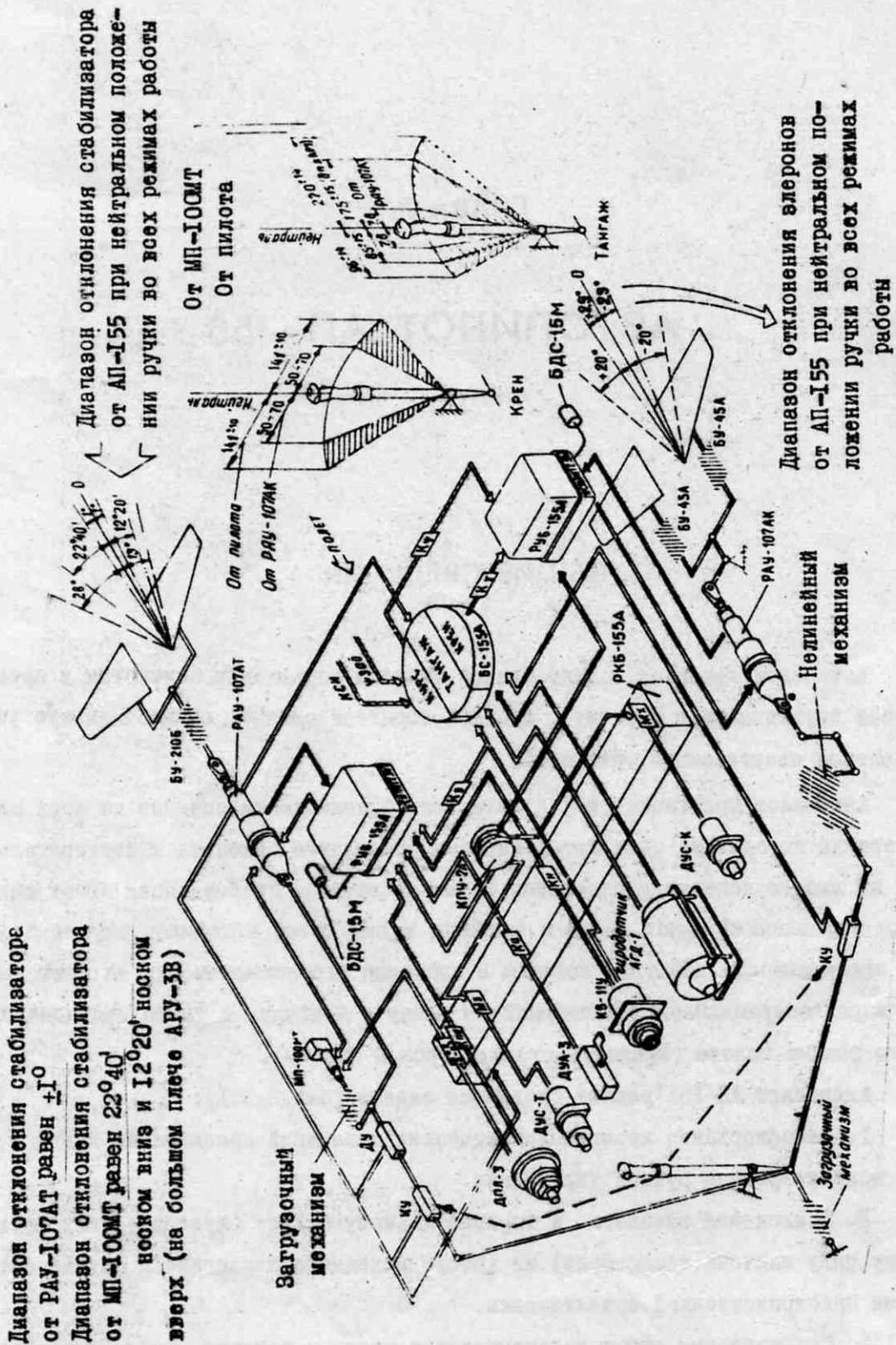
Автопилот предназначен для повышения безопасности полетов на всех режимах от взлета до посадки за счет автоматизации приведения самолета к горизонтальному полету из любого исходного положения, а также за счет стабилизации любых заданных (ручкой управления) углов крена и тангажа; кроме того, автопилот служит для повышения эффективности действия летчика и снижения его утомляемости за счет демпфирования короткопериодических колебаний по крену и тангажу, а также стабилизации заданного режима полета (крена, тангажа, курса и высоты).

Автопилот АП-155 решает следующие задачи (фиг.2.3.1):

1. Демпфирование короткопериодических колебаний самолета по крену и тангажу при всеманевренном ручном управлении.

2. Приведение самолета к горизонтальному полету (нулевому углу крена и нулевому углу наклона траектории) из любого исходного положения в случае потери летчиком пространственной ориентировки.

3. Стабилизация любых заданных углов крена и тангажа, кроме стабилизации по крену при углах тангажа $\pm(81\div 99)^\circ$ и углах крена меньше 6° (в зоне $\pm 6^\circ$ автоматически включается стабилизация нулевого угла крена).



Фиг. 2.3.1. Функциональная схема автопилота АП-155.

4. Стабилизация любого заданного магнитного курса самолета при полете с углами тангажа в диапазоне $\pm 40^\circ$ (при углах крена меньше $\pm 6^\circ$).

5. Стабилизация любой заданной барометрической высоты полета.

6. Балансировка самолета по тангажу при освобожденной (по усилиям) ручке управления самолетом с помощью механизма триммерного эффекта МП-100МТ.

Автопилот имеет два режима работы:

Режим стабилизации

В этом режиме осуществляется стабилизация заданных углов крена и тангажа. Режим используется для облегчения пилотирования самолета на всех режимах полета от взлета до посадки. При наличии АП, работающего в этом режиме, самолет приобретает новое качество - устойчивость по отношению к углам крена и тангажа, заданным летчиком в процессе эволюции, которые, при освобожденной по усилиям ручке управления, будут устойчиво выдерживаться АП до следующего вмешательства летчика в управление самолетом.

Режим стабилизации включается кнопкой - лампой "Стабилиз. АП", при этом загорается кнопка-лампа. Стабилизация заданного крена осуществляется за счет сигналов, поступающих от гиродатчика АГД (обслуживающего системы КСИ, АП, ЦД) и датчика угловой скорости ДУС-155 крена через корректор передаточных чисел КПЧ-2А, связанный с АРУ-3В. Стабилизация заданного курса осуществляется за счет сигналов, поступающих с гироагрегата ГА-2М (из комплекта КСИ) автоматически при входе самолета в зону крена $\pm 6^\circ$. Одновременно с включением курсового сигнала в канале "крена" включается режим приведения к нулевому углу крена в зоне углов крена $\pm 6^\circ$, что необходимо для выдерживания курса без статической ошибки. В зависимости от высоты и скорости полета автоматически изменяются передаточные числа по угловым скоростям.

Стабилизация заданного угла тангажа осуществляется за счет сигналов, выдаваемых датчиком угловых скоростей ДУС-Т и гиродатчиком АГД на рулевой агрегат.

Режим приведения к горизонту

Режим приведения к горизонту служит для приведения самолета в горизонтальный полет из любого исходного положения в случае потери летчиком пространственной ориентировки и последующей стабилизации нулевых углов крена и наклона траектории, а также высоты и курса. Этот режим может быть использован для выполнения маршрутных полетов с установившейся скоростью, для стабилизации высоты и курса.

Процесс приведения к горизонту по крену заканчивается раньше, чем по тангажу, так как в канале тангажа (при включенном режиме приведения к горизонту) происходит стабилизация угла тангажа для обеспечения правильной балансировки стабилизатора, и через 1,5 сек. включается режим приведения к горизонту.

Для приведения к горизонтальному полету необходимо нажать кнопку "Приведение" на ручке управления и освободить ее от усилий. При освобожденной ручке должна загореться сигнальная лампа "Приведение АП", свидетельствующая о включении режима. Практически самолет приходит к нулевому крену с одним перерегулированием ($2-3^{\circ}$). При достижении крена $\pm 6^{\circ}$ автоматически включается стабилизация того курса, на котором находится самолет в этот момент. При непроизвольном вмешательстве в управление самолетом происходит замыкание концевых выключателей режима приведения к горизонту и гаснет лампа сигнализации "Приведение АП". В этом случае для включения режима приведения к горизонту необходимо отпустить ручку управления.

Ввиду того, что на больших скоростях полета перегрузки велики, то для улучшения динамики переходного процесса приведения к горизонту в закон управления в этом режиме вводится сигнал ограничения по перегрузке (при $n = +2g$ и $n = -0,2g$) от датчика ДШД-3 на прекращение работы механизма триммерного эффекта.

Для выдачи в автопилот электрического сигнала, пропорционального углу атаки самолета, применяется датчик угла атаки ДУА-3 (флюгерного типа).

СВЯЗЬ АВТОПИЛОТА С ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА

Связь автопилота с органами управления самолета осуществляется через рулевые агрегаты РАУ-107А (К) в канале крена (элероны) и РАУ-107А (Т) в канале тангажа (стабилизатор).

Рулевой агрегат РАУ-107А(К) (крен) при перемещении штока на $\pm 8^{+1}$ мм отклоняет элероны на углы $\pm 2,9^{\circ} + 1^{\circ}$. При работе автопилота используется лишь 15% от полного отклонения элеронов $\pm 20^{\circ}$.

При проверках передаточных отношений автопилота по углу крена необходимо на приспособлении задавать гиродатчику угол крена, равный $\pm 20^{\circ}$. Передаточное отношение по углу крена в режиме "Приведение в горизонт" и "Стабилизация" должно быть равно:

$$L_y = 0,1 \pm 0,02 \frac{\text{градус элерона}}{\text{градус угла крена}}$$

Отклонение элеронов при данном передаточном отношении и угле крена гиродатчика 20° должно быть в пределах $1,6^{\circ} \div 2,4^{\circ}$. При плавном увеличении угла крена гиродатчика до $35^{\circ} - 45^{\circ}$ максимальные углы отклонения элеронов из нейтрального положения вверх и вниз (соответствующие левому и правому кренам) не должны превышать $\pm(2,9 + 1^{\circ})$, что соответствует положению РАУ-107А(К) при отключении его концевыми выключателями.

ПРИМЕЧАНИЕ: В случае резкого увеличения угла крена возможно проскакивание штока РАУ-107А(К) за электрический концевой выключатель вплоть до механического упора. При этом максимальное отклонение элеронов не должно превышать $\pm 4,3^{\circ} \pm 0,18^{\circ}$.

При работе автопилота в режиме "Приведение" зона управления углом крена "по положению" ручки управления составляет $\pm 30^{\circ}$ угла крена.

В связи с коррекцией передаточных чисел автопилота по высоте и скоростному напору передаточные числа по угловой скорости имеют следующие значения:

а) на большом плече АРУ-ЗВ (взлетно-посадочное положение)

$$\int M_{\chi} = 0,13 \pm 0,02 \quad \frac{\text{градус элерона}}{\text{градус/сек.}}$$

Отклонение элеронов при данном передаточном отношении и угловой скорости 15 град/сек. должно быть в пределах $1,63^{\circ} \pm 2,25^{\circ}$;

б) на малом плече АРУ-ЗВ

$$\int M_{\chi} = 0,05 \pm 0,01 \quad \frac{\text{градус элерона}}{\text{градус/сек.}}$$

Отклонение элеронов при данном передаточном отношении и угловой скорости 15 градус/сек. должно быть в пределах $0,45^{\circ} \pm 1,05^{\circ}$. При проверке передаточных отношений по углу курса необходимо задавать на приспособлении угол курса $\pm 10^{\circ}$ влево и вправо от исходного положения. Передаточное отношение должно быть в пределах:

$$l_{\psi} = 0,18 \pm 0,036 \quad \frac{\text{градус элерона}}{\text{градус курса}}$$

При установке рулевого агрегата на самолет его шток должен находиться в среднем положении, что контролируется по длине выступающей части штока, указанной в паспорте на рулевой агрегат.

Рулевой агрегат РАУ-107А (Т) имеет максимальный ход штока в каждую сторону по концевым выключателям, равный $\pm 4,5 \pm 1$ мм, и по механическим упорам $\pm 7,5 \pm 0,5$ мм. Угол отклонения стабилизатора при смещении штока на $\pm 4,5$ мм составляет $\pm 1^{\circ}$.

При работе автопилота совместно с механизмом триммерного эффекта МП-100МТ максимальный угол отклонения стабилизатора составляет носком вниз $22^{\circ} 40'$ и носком вверх $12^{\circ} 20'$ (все величины даны при установке штока исполнительного механизма автомата АРУ-ЗВ в положение "Большое плечо").

Таким образом, при работающем автопилоте используется часть полного отклонения стабилизатора и элеронов, что обеспечивает необходимую безопасность полета на случай отказа рулевого агрегата.

При самопроизвольном смещении штока рулевого агрегата летчик имеет возможность парировать возникшие, в связи с этим, углы крена или тангажа отклонением ручки управления самолетом.

Автопилот установлен на самолете в следующей комплектации:

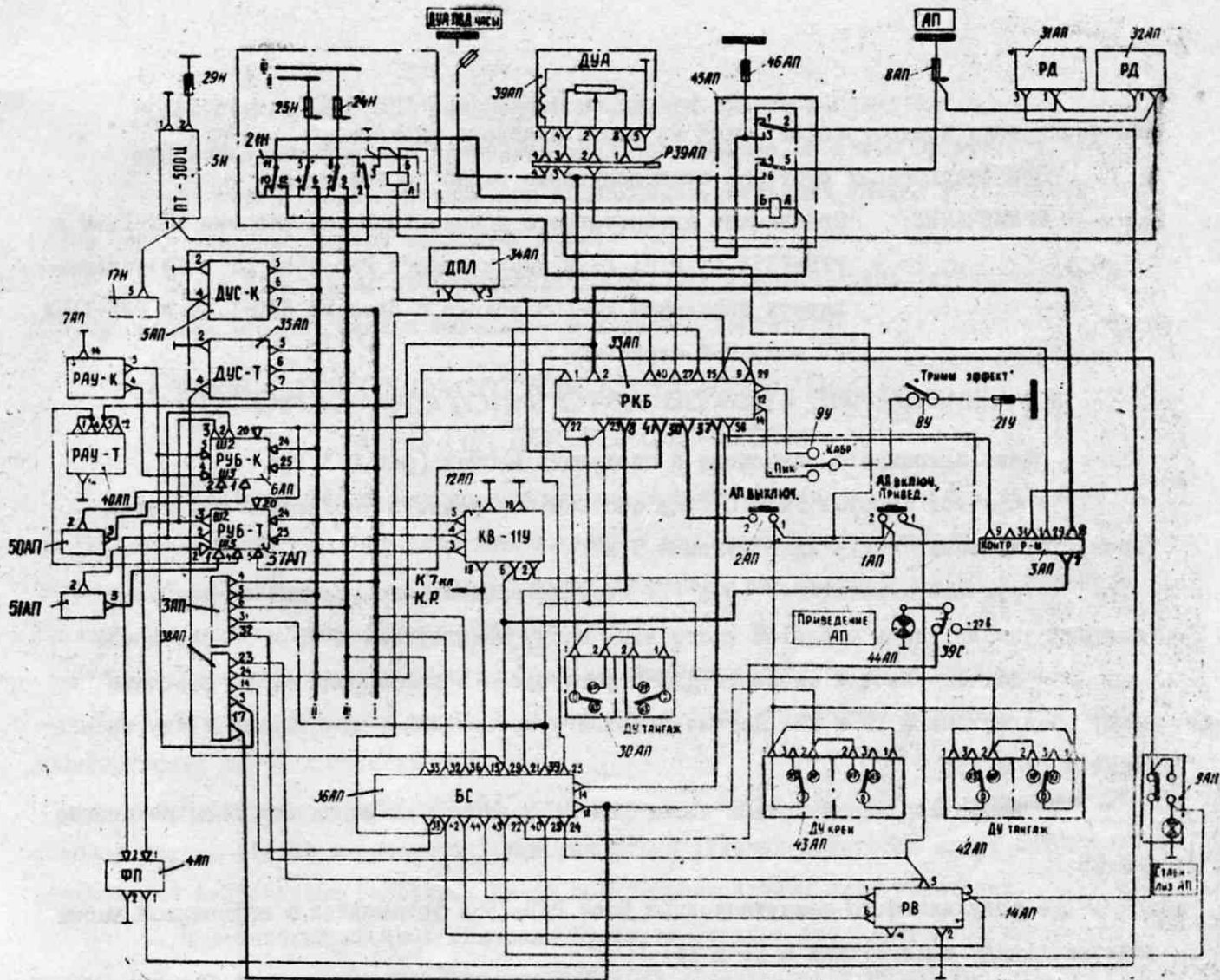
- релейно-усилительные блоки РУБ-155А (РУБ-155А-Т и РУБ-155А-К);
- рулевые агрегаты РАУ-107А(К) - вар.43 и РАУ-107А(Т) - вар.22;
- датчики угловых скоростей ДУС-155 (ДУС-К и ДУС-Т);
- блок согласования БС-155А;
- регулировочно-коммутационный блок РКБ-155А;
- датчик перегрузок ДПД-3;
- корректор передаточных чисел КПЧ-2А;
- корректор высоты КВ-11У;
- фильтр помех ФП-110;
- кнопка-лампа КСМ "Стабилиз.АП";
- кнопки управления автопилотом "АП выключ." и "АП.включ.привед.";
- реле времени РВ-155А;
- лампа сигнализации "Приведение АП";
- контрольные разъемы (2 шт.);
- блоки добавочных сопротивлений БДС-1,5М (2 шт).

При работе автопилота используются следующие блоки, не входящие в его комплект:

- датчик углов атаки ДУА-3;
- гиродатчик АД, обслуживающий системы КСИ, АП, ЦД;
- гиросистема ГА-2М курсовой системы КСИ;
- механизм триммерного эффекта МП-100МТ;
- автомат АРУ-3В 3 серии;
- реле давления ГА-135Т-00-21 блокировки автопилота по давлению (2 шт);
- контактное устройство в ручке управления самолетом;
- контактный датчик (датчик усилий) в канале тангажа.

Электропитание автопилота осуществляется постоянным током напряжением 27в от бортовой сети самолета и переменным током напряжением 35в 400гц от преобразователя ПТ-500Ц (фиг.2.3.2). Включение питания автопилота производится АЭС "АП" (на правом пульте кабины).

В электрическую цепь постоянного тока включена блокировка по давлению в основной и бустерной гидросистемах. При падении давления за краном ГА-190 ниже 60 кг/см^2 срабатывает реле давления ГА-136Т-00-21 и выключается электропитание автопилота по постоянному току, а при давлении выше 100 кг/см^2 включается электропитание.



Фиг. 2.3.2. Схема электропитания автопилота АП-155.

1АП - кнопка "АП включ.привед."; 2АП - кнопка 512 "АП выключ."; 3АП и 38АП - контрольные разъемы автопилота 2РМД33ЫН32Г5В1 и 2РМД30ЫН24Г5В1; 4АП - фильтр помех ФП-110; 5АП и 35АП - датчики угловых скоростей ДУС-155 по крену и тангажу; 6АП и 37АП - релейно-усилительные блоки РУБ-155А в канале крена и тангажа; 7АП и 40АП - рулевые агрегаты РАУ-107А каналов крена и тангажа; 8АП - автомат защиты цепи питания автопилота АЗС-5 "АП"; 9АП - кнопка-лампа КСМ "Стаблиз.АП"; 12АП - корректор высот КВ-11У; 14АП - реле времени РВ-155; 30АП - датчик усилий "ДУ" МП-1 в ручке управления; 31АП и 32АП - реле давления ГА-135Т00-21; 33АП - регулировочно-коммутационный блок РКБ-155А; 34АП - датчик перегрузок ДПЛ-3; 36АП - блок согласования БС-155 II сер.; 39АП - датчик углов атаки ДУА-3; 42АП и 43АП - датчик усилий в ручке управления МП-1; 44АП - лампа сигнализации СЛЩН "Приведение АП"; 45АП - реле ТКД12ЩЦУ включения автопилота по постоянному току; 46АП - инерционный предохранитель ИП-10 в цепи питания автопилота по постоянному току; 5Н - преобразователь ПТ-500Ц; 17Н - гиродатчик АГД-1 (агр.458); 24Н и 23Н - предохранители СП-2 в цепи питания автопилота переменным током; 29Н - инерционный предохранитель ИП-50 в цепи запуска преобразователя ПТ-500Ц; 37Н - реле ТКЕ53ЦДТ включения автопилота переменным током; 8У-НГ-15К-2С - выключатель в цепи механизма триммерного эффекта "тримм.эффект"; 9У - переключатель ПК-4 "тримм.эффект"; 21У - предохранитель в цепи управления механизмом триммерного эффекта ИП-5; 39С - реле ТКЕ26ЩЦ1 контроля исправности ламп сигнализации; 50АП и 51АП - блоки сопротивления БДС-1,5М.

Эта блокировка предотвращает выход из строя рулевого агрегата.

При отключенных бустерах электропитание на АП не подается.

ПРИМЕЧАНИЕ: При замене автопилотов с дополнительными блоками БДС-1,5М и РУБ-155А (Т и К) 2-й серии вместо РУБ-155А (Т и К) устанавливать комплекты АП-155 только с блоками БДС-1,5М и РУБ-155А (Т и К) 2-й серии.

2. РАЗМЕЩЕНИЕ БЛОКОВ АВТОПИЛОТА НА САМОЛЕТЕ

Блоки автопилота размещены в следующих местах (фиг.2.3.3):

- рулевой агрегат РАУ-107А(К) системы поперечного управления самолетом (крен) установлен между шпангоутом № 9 и II;
- рулевой агрегат РАУ-107А (Т) системы продольного управления самолета (тангаж) установлен в корневой части килля между шпангоутами № 32 и 33 фюзеляжа;
- датчик угловой скорости ДУС-К установлен в зафонарной части фюзеляжа между шпангоутами № II и I3. Датчик угловой скорости ДУС-Т установлен между шпангоутами № 24 и 25;
- корректор передаточных чисел КПЧ-2А крепится на исполнительном механизме АРУ-3В;
- регулировочно-коммутационный блок РКБ-155А установлен в зафонарной части фюзеляжа между шпангоутами № II и I3;
- датчик перегрузок ДПН-3 установлен в зафонарной части фюзеляжа между шпангоутами № II и I3;
- блок согласования БС-155А установлен в зафонарной части фюзеляжа между шпангоутами № II и I3;
- корректор высоты КВ-III установлен в зафонарной части фюзеляжа между шпангоутами № II и I3;
- релейно-усилительный блок РУБ-155А-Т установлен в гроте фюзеляжа между шпангоутами № 24 и 25, а блок РУБ-155А-К - в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 7 и 8 справа;
- реле времени РВ-155А установлен в зафонарной части фюзеляжа между шпангоутами № II и I3;
- фильтр помех ФП-110 установлен в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 8 и I0;
- датчик ДУА-3 установлен в носовой части фюзеляжа по левому борту;
- кнопка-лампа (с надписью "Стабилиз.АП") установлена на левом пульте;
- кнопка управления автопилотом с надписью "АП выключ." и "АП включ.привед" установлены на ручке управления самолетом;

- АЭС с надписью "АП" установлен на правом пульте кабины;
- лампа сигнализации "Приведение АП" установлена на левом пульте;
- два контрольных разъема для подключения установки УПА-2 установлены на левом борту фюзеляжа в зоне шпангоута № 12;
- блоки добавочных сопротивлений БДС-1,5М канала крена установлены в аккумуляторном отсеке канала тангажа - в кормовой части киля.

3. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ АВТОПИЛОТА МЕРЫ ПРЕДОСТОРОЖНОСТИ

1. Перед включением электропитания автопилота необходимо создать давление в одной из гидросистем. При этом выключатель с надписью "Бустер элерона - Выкл", должен быть установлен в положение "Бустер элерона" (при включенном АЭС с надписью "Отключ. бустерн. системы, сигнал гидравл".).

2. Отключать автопилот можно только при включенном бустере элерона.

3. Перед включением электропитания автопилота необходимо включить питание авиагоризонта АГД-1 и системы КСИ.

4. Выключать электропитание автопилота с помощью АЭС "АП" до выключения режимов автопилота не разрешается, так как штоки рулевых агрегатов могут остановиться не в нейтральном положении из-за прекращения подачи электропитания.

5. При необходимости выключения бустеров следует предварительно выключить режимы автопилота для установки штоков РАУ-107А в нейтральное положение.

6. Перед вырубиванием самолета на старт необходимо проверить совпадение нейтрального положения элеронов и стабилизатора с нейтральным положением ручки управления во избежание взлета не с нейтральным положением штоков рулевых агрегатов автопилота.

7. Режим "Стабилизация" включается только на ВПП перед взлетом (может включаться во время полета). На рулении режимы автопилота должны быть выключены.

УПРАВЛЕНИЕ АВТОПИЛОТОМ

Управление автопилотом осуществляется коммутационной аппаратурой, расположенной на ручке управления самолетом (фиг. 2.3.4) и на пультах кабины. Кроме кнопок управления автопилотом и триммерным эффектом в утолщенной средней части ручки управления самолетом находится контактное устройство, состоящее из 4-х концевых выключателей МП-1. В нейтральном положении рукоятка фиксируется. При приложении усилий по крену от 1 до 1,2 кг и по тангажу от 1,7 до 1,9 кг рукоятка в средней части "ломается" и замыкает один из микровыключателей.

Дублирование срабатывания микровыключателей МП-1 (по тангажу) осуществляется датчиком усилий, установленным в качалке системы управления самолетом (в зоне шпангоута № 12).

ВКЛЮЧЕНИЕ И ВЫКЛЮЧЕНИЕ АВТОПИЛОТА

Включение автопилота в работу при проведении проверок на земле производить в следующей последовательности:

1. Подсоединить аэродромный источник электроэнергии.
2. Включить выключатель "Аккумулятор. бортов. аэродромный".
3. Убедиться в том, что выключатель "Бустер элерона - Выкл." находится в положении "Бустер элерона".
4. Создать рабочее давление в одной из гидросистем.
5. Включить АЭС "ДА-200, сигнал гиросистемы, АП, ЦД".
6. Включить АЭС "Гиросистема, АП, ЦД, сигнал АГД".
7. После погасания ламп на указателе АГД-1 и на приборной доске с надписью "Арретир., гиросистема, АП, ЦД" включить АЭС "КСИ" и "АП".
8. Нажать кнопку-лампу "Стабилиз. АП"; при этом загорится лампа и включится режим стабилизации.
9. Нажать правую верхнюю кнопку на ручке управления "АП включ. привед". При этом после освобождения ручки от усилий загорится сигнальная лампа "Приведение АП". Режим стабилизации отключится и погаснет сигнальная лампа "Стабилиз. АП".

Выключение автопилота производить в следующей последовательности:

1. Нажать на левую (красную) кнопку на ручке управления "АП выключ.", при этом режимы автопилота выключаются и гаснут сигнальные лампы (фиг. 2.3.5).
2. Выключить АЭС "АП" и "КСИ".
3. Выключить АЭС "Гиросистема, АП, ЦД, Сигнал АГД" и "ДА-200, Сигнал гиросистема, АП, ЦД".
4. Снять рабочее давление в гидросистеме.
5. Выключить выключатель "Аккумулятор. бортов. аэродромный" и отключить аэродромный источник электроэнергии.

ПРИМЕЧАНИЕ: 1. При включении режима "Приведение к горизонту" на земле ручка управления может отклониться от балансирующего положения "на себя" или "от себя" в зависимости от положения флюгера датчика углов атаки ДУА-Э, который при нулевой скорости (на земле) занимает произвольное положение.

2. Для точной установки штоков рулевых агрегатов в нейтральное положение перед проверкой балансировки самолета в полете рекомендуется следующий порядок подготовки автопилота:

а) до начала выруливания при работающем двигателе и включенных бустерах элеронов включить АЭС "АП". АЭС "КСИ" и "ДА-200 сигнал. гирод.КСИ, АП, ЦД" и "Гирод.КСИ, АП, ЦД. сигнал АД" не включать;

б) включить режим стабилизации, нажимая на кнопку-лампу "Стабилиз.АП";

в) после 1-2 мин выдержки выключить АЭС "АП", при этом штоки рулевых агрегатов установятся в нейтральное положение и зафиксируются электромагнитными стопорами.

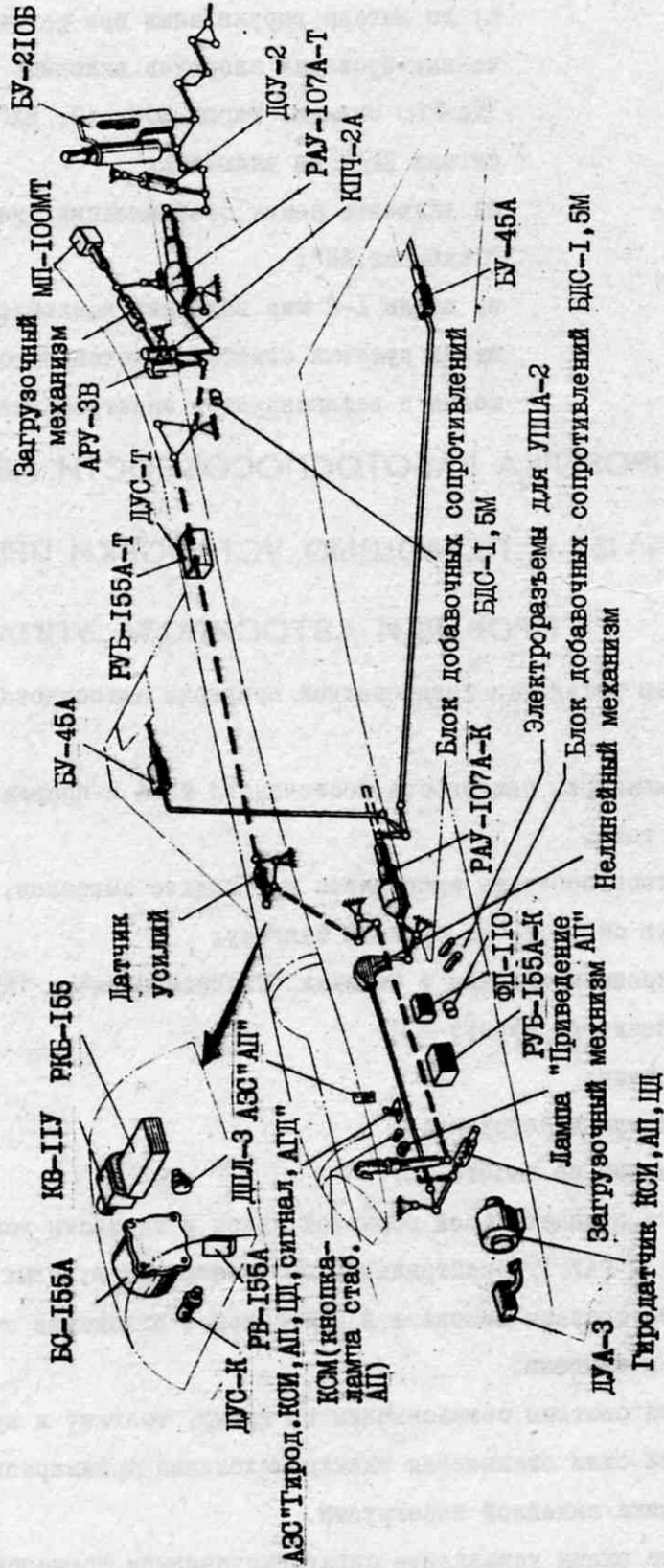
ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ АВТОПИЛОТА

АП - 155 С ПОМОЩЬЮ УСТАНОВКИ ПРЕДПОЛЕТНОЙ

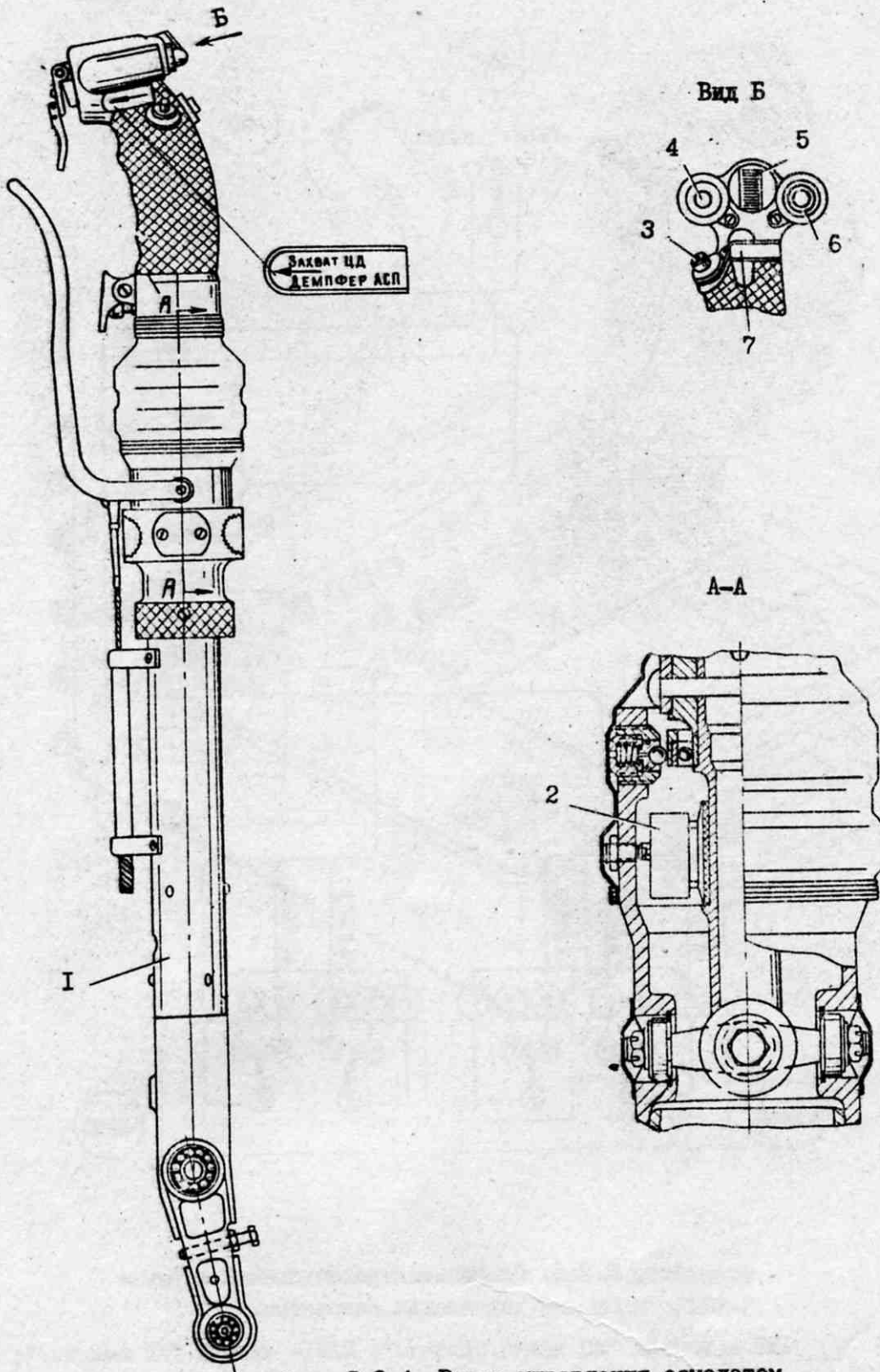
ПРОВЕРКИ АВТОПИЛОТА УППА - 2

С помощью установки предполетной проверки автопилота УППА-2 (фиг.2.3.6) проверяется:

1. Правильность полярности постоянного тока и правильность чередования фаз переменного тока.
2. Работоспособность автопилота при подаче сигналов, имитирующих:
 - угловую скорость по крену и тангажу;
 - угол крена и тангажа в режимах "Стабилизация" и "Приведение к горизонту";
 - отклонение по курсу;
 - угол атаки;
 - нормальную перегрузку;
 - отклонение по высоте.
3. Работа отрицательной обратной связи и точность установки штоков рулевых агрегатов РАУ(К) и РАУ(Т) в нейтральном положении при нулевых сигналах (центровка).
4. Работа системы возврата в нейтральное положение штоков рулевых агрегатов в каналах крена и тангажа.
5. Работа системы согласования по крену, тангажу и курсу.
6. Работа схем отключения электромеханизма триммерного эффекта от датчиков усилий и от датчика линейной перегрузки.
7. Работа схемы управления электромеханизмом триммерного эффекта.

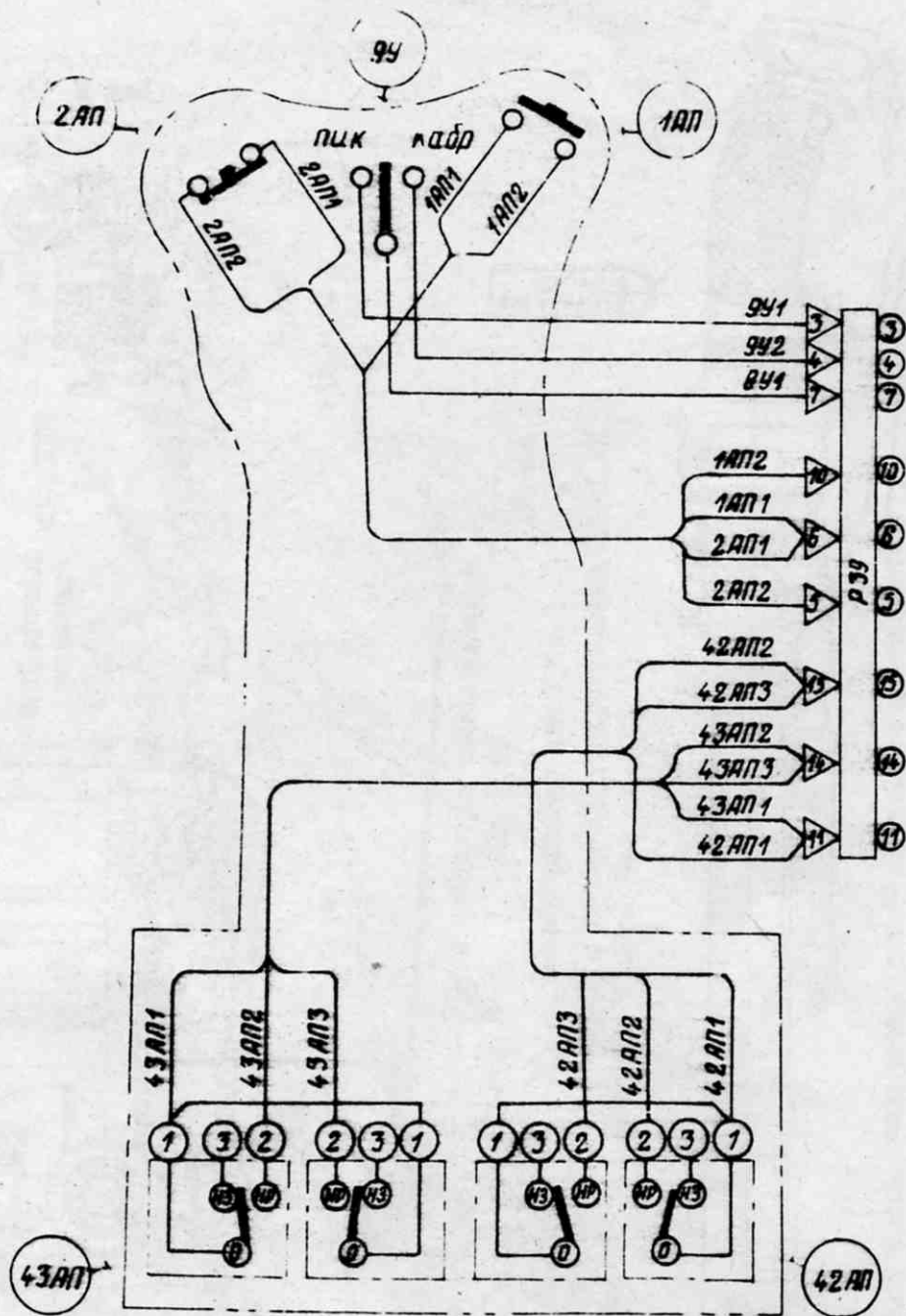


Фиг. 2.3.3. Размещение блоков автопилота на самолете.



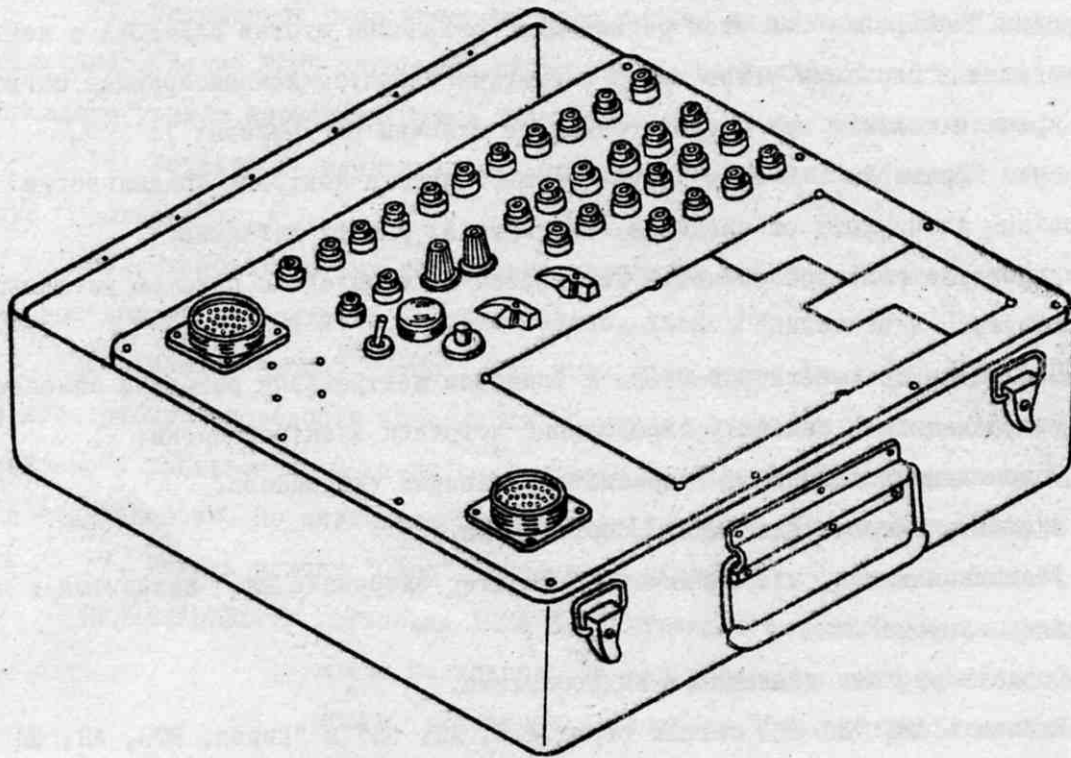
Фиг. 2.3.4. Ручка управления самолетом.

1 - ручка управления самолетом; 2 - микровыключатель МП-1;
3 - кнопка "Захват"; 4 - кнопка "АП выключ."; 5 - переключатель ПК-4 "Тримм. эффект"; 6 - кнопка "АП выключ.привед.";
7 - кнопка "РС, СС, Б".



Фиг. 2.3.5. Схема электросоединений в ручке управления самолетом.

1АП - кнопка "АП вкл.привед."; 2АП - кнопка "АП выключ.";
42АП и 43АП - микровыключатели МП-I контактного устройства;
9У - переключатель ПК-4 триммерного эффекта "Тримм.эффект".



Фиг. 2.3.6. Установка для предполетной
проверки автопилота УША-2.

8. Запитка потенциометров датчиков (ДУС-К, ДУС-Т, ДУА-3, ДПИ-3 и КВ-ПГУ) и надежность контакта щеток потенциометров в средней точке.

9. Работа реле времени РВ-155А;

10. Работа концевых выключателей, установленных в рукоятке управления самолетом.

Автоматизированная установка УППА-2 имеет три режима работы:

- режим "Самоконтроль". В этом режиме проверяется исправность электрических цепей установки;

- режим "Настройка". В этом режиме для приведения штоков РАУ-107А в нейтральное положение в сельсины углов крена и тангажа вводятся компенсирующие сигналы (т.к. углы крена и тангажа при стоянке самолета отличны от нулевых);

- режим "Проверка". В этом режиме осуществляется контроль правильности функционирования автопилота от сигналов, имитирующих работу датчиков.

Для проверки работоспособности автопилота на самолете с помощью установки УППА-2 необходимо:

1. Подсоединить кабели установки к бортовым контрольным разъемам самолета.

2. Подсоединить к самолету аэродромный источник электроэнергии.

3. Подсоединить кодной из гидросистем наземный гидронасос.

4. Включить выключатель "Аккумулятор бортовой аэрод.".

5. Убедиться в том, что выключатель "Бустер элерона-Выкл." находится в положении "Бустер элерона".

6. Создать рабочее давление в гидросистеме.

7. Включить АЗС "ДА-200 сигнал гидрод. КСИ, АП, ЦД" и "Гидрод. КСИ, АП, ЦД сигнал АГД".

8. После погасания лампы на указателе АГД-1 и на приборной доске с надписью "Арретир. гидродат КСИ, АП, ЦД" включить АЗС "КСИ" и "АП". При правильной полярности источника питания постоянного тока на лицевой панели УППА-2 загорается лампа "Питание" и при правильном чередовании фаз источника переменного тока на лицевой панели УППА-2 загорается лампа "Верно". При неправильном чередовании фаз загорается лампа "Неверно".

9. Установить на лицевой панели УППА-2 выключатель "Питание" в положение "Включено", переключатель рода работы - в положение "Самоконтроль". При этом загорятся лампы "Настройка К и Т".

10. Нажать кнопку "Пуск"; при этом загорается лампа "Работа" и продолжается цикл самоконтроля установки УППА-2. Порядок загорания ламп в процессе цикла самоконтроля указан в таблице "Самоконтроль", расположенной на лицевой панели установки; лампа "АП" загорается периодически. При включении цикла самоконтроля лампа "Работа" гаснет.

11. Нажать кнопку "Стоп". Лампы, указанные в таблице "Самоконтроль", гаснут.

12. Установить:

- флапгер ДУА-3-в нулевое положение;

- АРУ-ЗВ-во взлетно-посадочное положение;

- переключатель "Курс" на панели УППА-2-в положение, соответствующее курсу самолета (по показаниям указателя курсовой системы КСИ);

- ручку "Настройка К и Т" - против направления часовой стрелки до упора;

- механизм триммерного эффекта-в нейтральное положение.

13. Установить переключатель рода работы на панели УППА-2 в положение "Настройка". Лампа "АП" загорится. Если лампы "Настройка К и Т" не загорелись, то необходимо плавно повернуть ручки "Настройка К и Т" до загорания ламп.

14. Установить переключатель рода работы на лицевой панели УППА-2 в положение "Проверка".

15. Отклонить ручку управления самолетом вправо (влево) и вперед (назад). При этом должны загореться, соответственно, лампы "Концевики К и Т".

16. Нажать кнопку "Пуск", при этом загорается лампа "Работа" и продолжается проверка работоспособности автопилота. Порядок загорания ламп указан в таблице "Проверка", расположенной на лицевой панели установки (УППА-2), лампа "АП" загорается периодически. По окончании цикла проверки лампа "Работа" гаснет.

17. Нажать кнопку "Стоп"; указанные в таблице "Проверка" лампы гаснут.

ПРИМЕЧАНИЕ: Установка УППА-2 и автопилот считаются исправными, если все лампы на лицевой панели установки загораются в последовательности, указанной в таблицах "Самоконтроль" и "Проверка".

18. Выключить установку выключателем "Питание".

19. Выключить автопилот кнопкой на ручке управления.

20. Выключить АЭС "АП", "КСИ", "ДА-200, сигнал гирод.КСИ, АП,ЦД", "Гирод.КСИ, АП, ЦД, сигнал АГД" и выключатель "Аккумулятор бортов.аэрод." и отключить от бортовой сети самолета аэродромный источник электроэнергии и наземный гидронасос.

21. Отсоединить электрожгуты установки УППА-2 от бортсети самолета.

ПРОВЕРКА БЛОКИРОВКИ ВКЛЮЧЕНИЯ АВТОПИЛОТА ПО

ДАВЛЕНИЮ В ГИДРОСИСТЕМАХ

Проверку блокировки производить в два этапа, т.е. вначале проверить блокировку по давлению в бустерной гидросистеме, а затем по давлению в основной гидросистеме.

1. Проверить блокировку включения автопилота по давлению в бустерной гидросистеме:

- подключить к самолету аэродромный источник электроэнергии;
- подсоединить к бустерной гидросистеме наземный гидронасос;
- включить выключатель "Аккумулятор.аэродромный";
- убедиться в том, что выключатель "Бустер элерона - Выкл." находится в положении "Бустер элерона", создать рабочее давление в гидросистеме, равное $215-12 \text{ кг/см}^2$, после этого выключить наземный гидронасос;
- включить АЭС "ДА-200, сигнал гидрод. КСИ, АП, ЦД", "Гидрод.КСИ, АП, ЦД, Сигнал АГД", "КСИ" и "АП";
- включить автопилот, нажав правую кнопку "АП включ.привед." на ручке управления самолетом, при этом загорается сигнальная лампа "Приведение АП";
- плавно перемещая ручку управления вправо и влево, стравить давление в бустерной гидросистеме до 60 кг/см^2 и убедиться в погасании лампы "Приведение АП";
- включить наземный гидронасос, повысить давление в бустерной гидросистеме до 100 кг/см^2 , а затем при нажатой кнопке "АП включ.привед." убедиться во включении режима "Приведение" по загоранию сигнальной лампы "Приведение АП" при указанном давлении;
- выключить автопилот, нажав левую красную кнопку "АП выключ." на ручке управления самолетом;
- стравить давление в бустерной гидросистеме и отсоединить от нее наземный гидронасос.

2. Проверить блокировку включения автопилота по давлению в основной гидросистеме:

- подсоединить наземный гидронасос в основной гидросистеме;
- создать давление в основной гидросистеме, равное $215-12 \text{ кг/см}^2$, после чего выключить наземный гидронасос;
- выполнить проверку в последовательности, изложенной в разделе проверки блокировки включения автопилота по давлению в бустерной гидросистеме;
- стравить давление в основной гидросистеме, отсоединить гидронасос и аэродромный источник электроэнергии.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДАТЧИКА УГЛОВ АТАКИ ДУА-3

Датчик углов атаки предназначен для выдачи в автопилот электрических сигналов постоянного тока, снимаемых с потенциометра, пропорциональных углам атаки самолета.

Работоспособность потенциометра датчика проверяется путем перемещения флажера от упора до упора при включенном АЭС с надписью "АП" и нажатой кнопке

"АП включ.привед"., при этом должен быть импульс в канале тангажа автопилота.

ПРИМЕЧАНИЕ: При включении автопилота соблюдать установленный порядок включения.

Диапазон отключения углов флюгера составляет от -7° до $+33^{\circ}$.

Погрешность выдачи относительного сопротивления не более $\pm 1\%$ на углах от -7° до $+10^{\circ}$ включительно; $+1,5\%$ на углах свыше 10° и до 33° . В нулевом положении флюгера погрешность не превышает $\pm 0,5\%$. На фланце флюгера нанесены стрелка и надпись "Отсчет", показывающая направление изменения отсчета от нуля к наибольшему значению.

Для проверки погрешностей относительных сопротивлений предназначена контрольно-поверочная аппаратура КПА-9, состоящая из измерительного пульта КП-9 и приспособления ПДУА-3, необходимого для установки флюгера датчика углов атаки на проверяемые углы. При этом необходимо отстыковать разъем датчика от бортсети самолета, подсоединить его через переходник к клеммам установки КП-9, выполнить проверку погрешности датчика, отсоединить переходник, состыковать разъем датчика с бортсетью и проверить работоспособность потенциометра датчика ДУА-3.

Проверка вращения оси флюгера осуществляется путем медленного вращения флюгера от упора до упора, при этом должен ощущаться легкий и плавный ход флюгера.

Датчик ДУА-3 имеет обогрев флюгера, запитываемый напряжением 27в постоянного тока. для включения обогрева необходимо включить АЭС с надписью "ДУА, ПВД, часы". Во избежание перегрева датчика ДУА-3 введена блокировка обогрева по шасси. Данная блокировка обеспечивает включение обогрева ДУА-3 через концевой выключатель передней стойки шасси при убранном ее положении и включенном АЭС-20 "ДУА, ПВД, часы".

Подрегулировка средней точки угла атаки потенциометром "Средняя точка α " в блоке РКБ-155 производится до величины, необходимой для нормальной работы АП-155 на самолете (после замены ДУА-3). При проверке передаточного числа по углу атаки совместить риски на фюзеляже и подвижной части ДУА-3 и замерить напряжение в гнездах Г1-Г2 блока РКБ-155, которое должно быть равно 0. После замены датчика ДУА-3 и регулировки "Средней точки" в РКБ на подвижной части датчика нанести риску красной эмалью ХВ-16, являющуюся продолжением риски на фюзеляже.

УСТАНОВКА ФЛЮГЕРА ДУА - 3 В НУЛЕВОЕ ПОЛОЖЕНИЕ

1. На флюгер датчика установить отсчетное приспособление - угломер. Если самолет стоит на стоянке под каким - то углом, то флюгер вместе с угломером спус-

тить вниз до упора. Движок угломера установить в горизонтальное положение с помощью уровня и по шкале произвести отсчет. Полученный угол является стояночным, углом самолета.

2. Опустить движок от полученной отметки стояночного угла вниз на 70° . Флюгер вместе с угломером при помощи специального винта поднимать вверх до тех пор, пока уровень на движке угломера покажет горизонтальное положение; при этом положение флюгера соответствует нулевому положению.

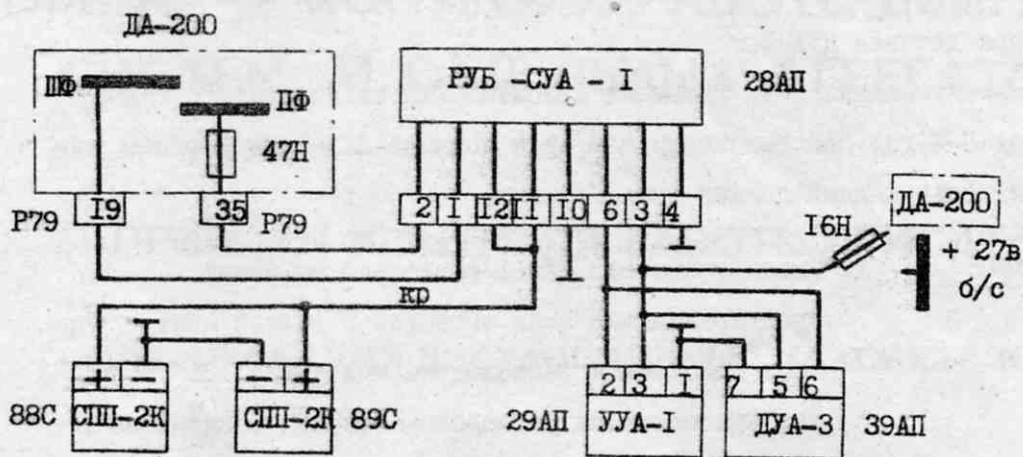
ЭКСПЛУАТАЦИЯ И ПРОВЕРКА РАБОТСПОСОБНОСТИ СИГНАЛИЗАТОРА СУА - I И УКАЗАТЕЛЯ УУА - I

ВНИМАНИЕ! Напряжение питания при проверке должно быть $28,5 \pm 1$ в по показанию кабинного вольтметра. Схема питания СУА-I, УУА-I и ДУА-3 приведена на фиг. 2.3.7.

После установки указателя УУА-I проверку его совместно с датчиком ДУА-3 проводят с помощью угломерного приспособления из комплекта ПДУА-3 и кронштейна стыковки 03-995I-30. Приспособление крепят на флюгер датчика ДУА-3 и последний с помощью установочного винта угольника кронштейна стыковки 03-995I-30 отклоняется на нижний упор, указатель при этом должен показать -7° . Движок с уровнем приспособления выставляют горизонтально. По шкале замеряют угол. Перемещая движок с уровнем в сторону "+" шкалы на угол 7° от первоначального и повернув приспособление с помощью установочного винта до положения, когда движок с уровнем опять займет горизонтальное положение, получают расчетное значение угла указателя 0° . Данное значение сравнивают с показанием указателя. Проверку указателя на углах $+10^{\circ}$, $+21^{\circ}$, $+25^{\circ}$ производят аналогично, при этом перемещают движок с уровнем в сторону "+" шкалы соответственно на углы 17° , 28° , 32° от первоначального положения ст.

ПРИМЕЧАНИЕ: Разность показаний угломера и указателя не должна превышать $\pm 4^{\circ}$.

При проверке указателя угла атаки УУА-I в момент плавного и медленного отклонения флюгарки датчика ДУА-3 на угол $+26^{\circ} \pm 2^{\circ}$ (определяется по показанию указателя УУА-I) должен сработать сигнализатор СУА-I. С увеличением темпа отклонения флюгарки датчика ДУА-3 сигнализатор срабатывает на меньших углах атаки (с упреждением). При максимально возможном темпе изменения флюгарки сигнализатор срабатывает при $\alpha = +22^{\circ}$.



Фиг. 2.3.7. Схема электропитания
СУА-1, УУА-1 и ДУА-3.

16Н - автомат АЗСІК-5 защиты "ДА-200" ; 47Н - предохранитель СШ-2А в цепи питания переменным током ДА-200 ; 39АП - датчик углов атаки ДУА-3 ; 28АП - релейно-усилительный блок РУБ-СУА-1; 88С, 89С - светосигнализаторы СШ-2К; 29АП - указатель углов атаки УУА-1.

тить вниз до упора. Движок угломера установить в горизонтальное положение с помощью уровня и по шкале произвести отсчет. Полученный угол является стояночным, углом самолета.

2. Опустить движок от полученной отметки стояночного угла вниз на 70° . Флюгер вместе с угломером при помощи специального винта поднимать вверх до тех пор, пока уровень на движке угломера покажет горизонтальное положение; при этом положение флюгера соответствует нулевому положению.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ И ПРОВЕРКА РАБОТСПОСОБНОСТИ СИГНАЛИЗАТОРА СУА - I И УКАЗАТЕЛЯ УУА - I

ВНИМАНИЕ!

Напряжение питания при проверке должно быть $28,5 \pm 1$ в по показанию кабинного вольтметра. Схема питания СУА-I, УУА-I и ДУА-3 приведена на фиг. 2.3.7.

После установки указателя УУА-I проверку его совместно с датчиком ДУА-3 проводят с помощью угломерного приспособления из комплекта ПДУА-3 и кронштейна стыковки 03-995I-30. Приспособление крепят на флюгер датчика ДУА-3 и последний с помощью установочного винта угольника кронштейна стыковки 03-995I-30 отклоняется на нижний упор, указатель при этом должен показать -7° . Движок с уровнем приспособления выставляют горизонтально. По шкале замеряют угол. Перемещая движок с уровнем в сторону "+" шкалы на угол 7° от первоначального и повернув приспособление с помощью установочного винта до положения, когда движок с уровнем опять займет горизонтальное положение, получают расчетное значение угла указателя 0° . Данное значение сравнивают с показанием указателя. Проверку указателя на углах $+10^{\circ}$, $+21^{\circ}$, $+25^{\circ}$ производят аналогично, при этом перемещают движок с уровнем в сторону "+" шкалы соответственно на углы 17° , 28° , 32° от первоначального положения ст.

ПРИМЕЧАНИЕ: Разность показаний угломера и указателя не должна превышать $\pm 4^{\circ}$.

При проверке указателя угла атаки УУА-I в момент плавного и медленного отклонения флюгарки датчика ДУА-3 на угол $+26^{\circ} \pm 2^{\circ}$ (определяется по показанию указателя УУА-I) должен сработать сигнализатор СУА-I. С увеличением темпа отклонения флюгарки датчика ДУА-3 сигнализатор срабатывает на меньших углах атаки (с упреждением). При максимально возможном темпе изменения флюгарки сигнализатор срабатывает при $\alpha = +22^{\circ}$.

ГЛАВА IV

ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ СИСТЕМ И ОТДЕЛЬНЫХ АГРЕГАТОВ

I. ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ДИСТАНЦИОННЫЙ ТАХОМЕТР ИТЭ-2

Электрический дистанционный тахометр ИТЭ-2 (фиг.2.4.1) предназначен для непрерывного дистанционного измерения числа оборотов в минуту валов компрессора двигателя, выраженных в процентах от их максимальных оборотов.

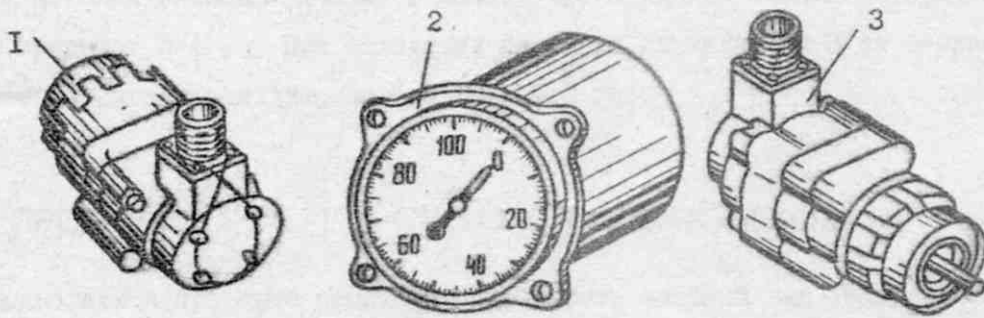
Комплект тахометра ИТЭ-2 состоит из измерителя ИТЭ-2К (установлен на приборной доске) и двух датчиков ДТЭ-1 (установлены на двигателе — один между шпангоутами № 22-23 внизу, на правой стороне двигателя, другой — между шпангоутами № 25-26 на левой стороне двигателя).

Двухстрелочный измеритель ИТЭ-2К показывает обороты каждого из роторов двигателя в пределах от 0 до 105%. Шкала имеет оцифровку от 0 до 100% через 20% с ценой деления 1%.

Погрешность комплекта тахометра на оборотах, соответствующих 10+60% и 100+105%, составляет $\pm 1,0\%$ на оборотах 60+100% — до $\pm 0,5\%$. Междофазовые напряжения датчика ДТЭ-1 должны находиться в пределах 10,5+12,5 в. после непрерывной работы измерителя в течение 1 мин.

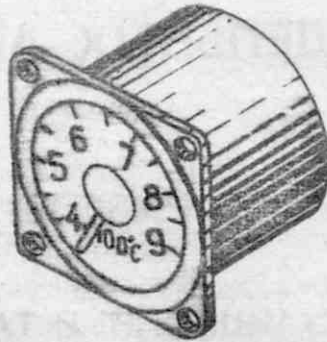
ПРИМЕЧАНИЕ. На двигателе могут иметь место колебания оборотов в пределах $\pm 0,5\%$ до оборотов, равных 88%, и +0,3% на оборотах выше 88%.

Допустимое отклонение стрелки указателя ИТЭ-2К может быть в пределах $\pm 0,5\%$ (или по дуге шкалы). Таким образом, суммарное отклонение стрелки указателя ИТЭ-2К

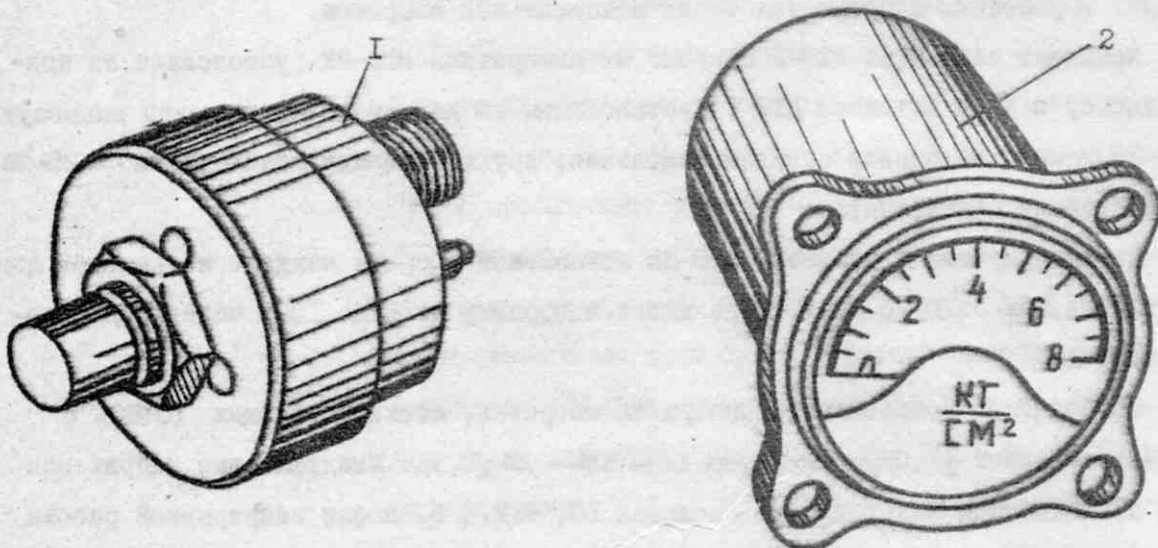


Фиг. 2.4.1. Комплект электрического дистанционного тахометра ИТЭ-2.

1, 3 - датчики ДТЭ-1; 2 - указатель ИТЭ-2К.



Фиг. 2.4.2. Измеритель ТВГ-1К.



Фиг. 2.4.3. Комплект дистанционного индуктивного манометра ДИМ-8ТК.

1 - датчик ИИТ-8; 2 - указатель УИ-1-8.

может быть в пределах $\pm 1,1\%$ до оборотов, равных 88% , и $\pm 0,9\%$ на оборотах выше 88% . Если отклонение стрелок указателя ИТЭ-2К при колебаниях оборотов превышает указанную норму без наличия продольной раскочки самолета, необходимо на стоянке проверить обороты двигателя с указателем ИТЭ-2К прибора БИЗ7-587. В процессе эксплуатации тахометра необходимо проверять точность показаний и следить за правильностью подсоединения соединительных проводов между датчиками и указателями.

ТЕРМОМЕТР ВЫХОДЯЩИХ ГАЗОВ ТВГ - 164 - 4С

Термометр выходящих газов ТВГ-164-4С (фиг.2.4.2) предназначен для измерения средней температуры выходящих газов за турбиной двигателя от 300° до 900° С.

Рабочий диапазон измерения от 450° до 750° С.

В комплект термометра, установленного на самолете, входят:

- измеритель ТВГ-1 (установлен на приборной доске);
- датчик (состоит из термодпар Т64-4С - 4 шт.). Термодпары установлены на удлинительной трубе в специально предусмотренных штуцерах (между шпангоутами № 30-31 по бортам внизу и вверху);
- соединительная колодка с проводами (установлена между шпангоутами № 31-31А на правой панели киля).

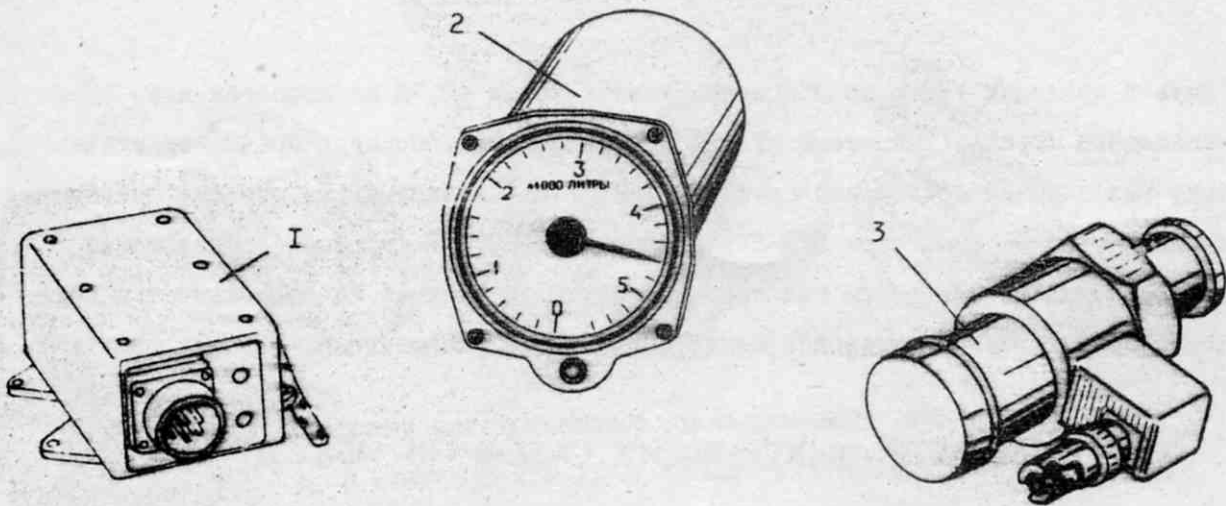
Измеритель и термодпары соответственно взаимозаменяемы в пределах одной группы градуировки. Соединительные провода взаимозаменяемы при сохранении величины сопротивления внешней цепи $2,5 \pm 0,1$ ом.

ДИСТАНЦИОННЫЙ ИНДУКТИВНЫЙ МАНОМЕТР ДИМ - 8ТК

Дистанционный индуктивный манометр ДИМ-8ТК служит для измерения давления масла в системе двигателя в диапазоне от 0 до 8 кг/см^2 с оцифровкой через 2 кг/см^2 и ценой деления $0,5 \text{ кг/см}^2$.

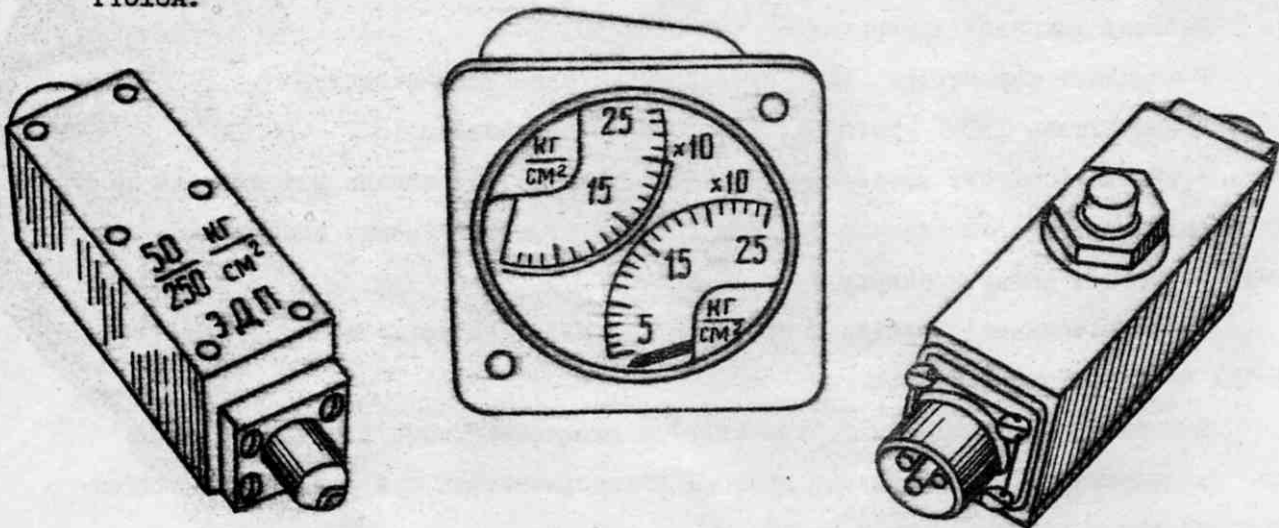
Комплект ДИМ-8ТК, установленный на самолете, состоит из индукционного датчика давления ИДТ-8, электрического указателя УИТ-8 и трансформатора ТР115/36 (фиг.2.4.3). Указатель установлен на приборной доске, датчик - на двигателе, внизу на правой стороне (шпангоуты 23-24), трансформатор ТР-115/36 - под полом кабины между шпангоутами № 7-8, левый борт.

Электропитание комплекта осуществляется переменным током напряжением 36в 400гц через трансформатор ТР115/36 от преобразователя ПО-750А. Включение ПО-750А производится одним из АЗС "РБУ", "МРП", "Радио", "АРК", "Пожар.оборуд." или АЗС "Управл.конусом и створк." (с последующей установкой выключателя "Конус-выкл." в положение "Конус").



Фиг. 2.4.4. Комплект расходомера РТС-16А.

1 - тиратронный прерыватель ПТ-56М; 2 - указатель РТС16А-5,6; 3 - датчик РТС16А.



Фиг. 2.4.5. Комплект электрического дистанционного манометра 2ЭДММ-250АК.



Фиг. 2.4.6. Вольтметр В-1.

ВНИМАНИЕ!

В целях предотвращения перегорания предохранителя электропитания системы УВд-2М, перед включением выключателя "Конус-выкл." необходимо включить АЗС "Радио".

При выходе из строя ПО-750А предусмотрено переключение электропитания ДИМ-8ТК с преобразователя ПО-750А на преобразователь ПО-1500-ВТ-3И при включении АЗС "Авар.перекл.преобр."

СУММИРУЮЩИЙ РАСХОДОМЕР РТС16А - 5,6

Суммирующий расходомер топлива РТС16А-5,6 предназначен для измерения количества топлива, израсходованного двигателем.

Комплект расходомера, установленного на самолете, состоит из датчика РТС16А, указателя РТС16А-5,6 и тиратронного прерывателя ПТ-56М (фиг.2.4.4). Шкала указателя разградуирована от 0 до 5600 лс с оцифровкой через 1000 лс и ценой деления 100 л. Для отсчета показаний на оцифрованных точках необходимо показания стрелки умножить на 1000. Прибор имеет кремальеру для установки вручную величины заправленного топлива во всех баках самолета.

Указатель установлен на приборной доске. Датчик РТС16А установлен между шпангоутами № 23-24 снизу, левый борт. Тиратронный прерыватель установлен между шпангоутами № 11-12 на правом борту.

Электропитание расходомера осуществляется переменным током напряжением П15в 400 гц от преобразователя ПО-750А. Включение преобразователя производится одним из АЗС "Радио", "РВУ", "МРП", "АРК", "Пожар.оборуд." или АЗС "Управл.конусом и створк." (с последующей установкой выключателя "Конус-выкл." в положение "Конус"). В случае выхода из строя преобразователя ПО-750А предусмотрено переключение электропитания расходомера с преобразователя ПО-750А на преобразователь ПО-1500-ВТ-3И с помощью АЗС "Авар.перекл.преобр."

В процессе эксплуатации комплект расходомера РТС16А-5,6 необходимо проверять на погрешность показаний.

2. ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ОТДЕЛЬНЫХ АГРЕГАТОВ И СИСТЕМ

СИГНАЛИЗАТОРЫ ДАВЛЕНИЯ СД - 3 И СДУ - 2 - 0,35

Сигнализаторы давления топлива служат для сигнализации падения давления топлива в магистрали. Сигнализатор давления включает сигнальную лампу при понижении избыточного давления в магистрали ниже $0,3 \text{ кг/см}^2$.

Для контроля работы насосов I, 2, 3 групп баков установлены три сигнализатора СД-3. Сигнализатор I-й группы установлен между шпангоутами № 15-15А внизу, (слева), сигнализатор 2-й расходной группы - между шпангоутами № 16-17 внизу (слева), сигнализатор 3-й группы - между шпангоутами № 20-21 слева (внизу).

Один сигнализатор давления СДУ-2-0,35 предназначен для контроля выработки подвесного бака и срабатывает при давлении $0,35 \text{ кг/см}^2$. Он установлен между шпангоутами № 22-23 (левый борт, внизу). Другой сигнализатор установлен за накладным баком в гроте у шпангоута № 20.

Электропитание сигнализаторов СД-3 2-й группы баков и СДУ-2-0,35 подвесного бака осуществляется от бортсети самолета постоянным током напряжением 27 в через АЗС "ЭДМ гидравл". Электропитание сигнализатора СД-3 I-й группы баков осуществляется от бортсети самолета постоянным током через АЗС "Насос I гр. баков" и СД-3 3-й группы баков - через АЗС с надписью "Насос 3 гр. баков".

СИГНАЛИЗАТОР ДАВЛЕНИЯ САДА - 0,25

Сигнализатор давления САДА-0,25 предназначен для управления срабатыванием высотного корректора приемистости основного топливного насоса НР-21Ф2 двигателя при изменении абсолютного давления, равного $0,25 \text{ кг/см}^2$.

Для обеспечения размыкания электроцепи в случае спекания контактов сигнализатора на самолете установлены два сигнализатора САДА-0,25 в левой нише шасси. Сигнализаторы включены в электроцепь последовательно.

Проверку сигнализатора производить тестером Ц-57 (Ц-56), поочередно замыкая I-ю и 3-ю, 3-ю и 4-ю клеммы контрольного штепсельного разъема 88Д, укрепленного на кронштейне верхнего сигнализатора САДА-0,25. Стрелка тестера должна показывать разрыв электроцепи. Если не будет разрыва, то САДА-0,25 заменить.

- ПРИМЕЧАНИЯ:
1. При вышеуказанной проверке изделие должно быть обесточено.
 2. После проверки сигнализаторов установить заглушку на ИР и законтрить ее.

Воздушное давление воспринимается одним сигнализатором через трубку, выведенную в канал воздухозаборника у шпангоута № 16, и другим - из ниши левого колеса. Электропитание постоянным током сигнализатора осуществляется через АЭС с надписью "Форс.-Макс."

У сигнализаторов давления необходимо проверять погрешность срабатывания и герметичность корпуса. Погрешность срабатывания для сигнализатора СД-3 не должна превышать $\pm 0,05 \text{ кг/см}^2$, для СДУ -2-0,25 - $\pm 0,018 \text{ кг/см}^2$, для САДА-0,25 - $\pm 0,06 \text{ кг/см}^2$.

Корпус сигнализатора считается герметичным, если при подаче в статическую и динамическую системы давления, равного 300 мм рт.ст., спад давления за 1 мин. не превышает 8 мм.рт.ст.

СИНАЛИЗАТОР ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ СЭ - 2217

Поплавковый сигнализатор горючего СЭ-2217 служит для указания остатка топлива в расходном баке.

При остатке топлива в расходном баке 450 л срабатывает сигнализатор и на табло Т-10У2 мигает красная лампа с надписью "Осталось 450л". Одновременно с этим выдается сигнал на лампу КСЦ-1 системы СОРЦ. Сигнализатор топлива установлен между шпангоутами № 23-24, левый борт, внизу. Мигание лампы "Осталось 450л" обеспечивается датчиком импульсов ДИ-1, который установлен в кабине за приборной доской. Электропитание сигнализатора постоянным током осуществляется через АЭС с надписью "Контроль ламп, СОРЦ".

В процессе эксплуатации проверяется погрешность срабатывания и герметичность корпуса.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ДИСТАНЦИОННЫЙ МАНОМЕТР 2ЭДММ - 250АК

Электрический дистанционный манометр 2ЭДММ-250АК предназначен для измерения давления гидросмеси в основной и бустерной гидросистемах самолета (фиг.2.4.5).

Указатель У2-250А установлен на приборной доске. Датчики ЗДП-50/250 установлены в районе шпангоута № 20 в нишах правой и левой стойки шасси. Указатель У2-250А имеет две шкалы, разградуированные в пределах от 50 до 250 кг/см^2 с ценой деления 10 кг/см^2 с оцифровкой на точках 50, 150 и 250. Для отсчета показаний на оцифрованных точках необходимо показания стрелок умножить на 10. Погрешность ком-

плекта не должна превышать на точках 50 и 250 ± 15 кг/см² и на точках 100, 150, 220 ± 10 кг/см².

Неплавность хода стрелок указателя не должна превышать 2 мм по дуге шкалы.

Приемная часть датчика герметична, если в течение 1 мин. наблюдается уменьшение давления на максимальном значении шкалы прибора (по образцовому манометру).

Электропитание манометра осуществляется от бортсети постоянного тока напряжением 27в через АЗС "ЭДМ гидравл." При включенном электропитании и отсутствии давления в гидросистеме стрелка указателя должна установиться против нулевой отметки шкалы.

После замены прибора необходимо сверить его показания с образцовым манометром и внести поправки. В эксплуатации проверяется герметичность приемной части датчика, основная погрешность комплекта и плавность хода стрелок указателя.

ВОЛЬТМЕТР В - I

Вольтметр В-I предназначен для указания величины напряжения постоянного тока в бортсети самолета (фиг.2.4.6).

Шкала прибора разградуирована от 0-30 в с оцифровкой через 10 в. Цена деления 1 в. Погрешность $\pm 0,6$ в. Для отсчета показаний вольтметра на оцифрованных точках необходимо показания стрелки умножить на 10. Вольтметр В-I показывает напряжение бортсети при включенном выключателе "Аккумулятор.аэрод." независимо от того какой источник постоянного тока работает на бортовую сеть. Вольтметр В-I установлен на среднем щитке приборной доски.

УКАЗАТЕЛЬ ПОЛОЖЕНИЯ ПЛЕЧА АРУ - 3Г

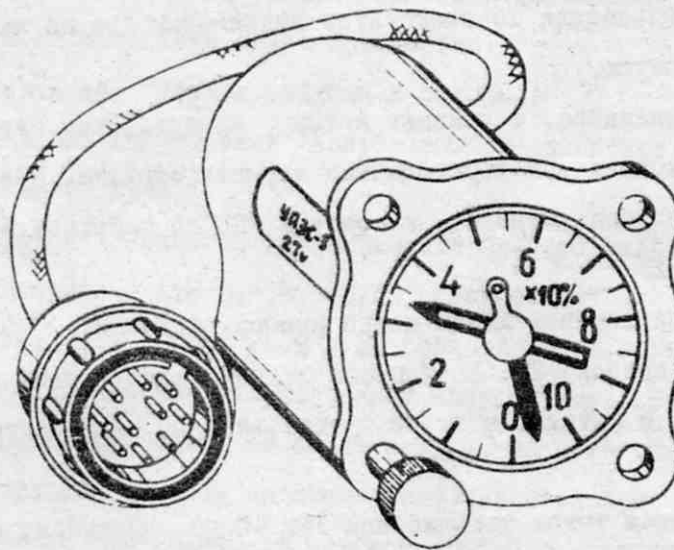
Указатель положения плеча (фиг.2.4.7) представляет собой электрический прибор - вольтметр постоянного тока, предназначенный для указания положения штока исполнительного механизма автоматики АРУ-3В в полете.

Шкалы прибора разградуированы в единицах скорости и высоты полета. Верхняя шкала имеет оцифровку в диапазоне от 500 до 1000 км/час на точках 500, 700, 900 и 1000, нижняя шкала имеет оцифровку в диапазоне от 10 до 5 км через 1 км. Для отсчета показаний на оцифрованных точках необходимо показания стрелки умножить по скорости на 100, по высоте на 1000. В полете показания указателя положения плеча могут несколько не совпадать с показаниями высотомера и указателя скорости вследствие колебаний напряжения и нестандартных атмосферных условий во время выполнения задания.

Для проверки работоспособности указателя необходимо:



Фиг. 2.4.7. Указатель положения плеча АРУ-3Г.



Фиг. 2.4.8. Указатель положения конуса УПЭС-3.

- включить выключатель "Аккумулятор. бортов. аэрод.";
- включить АЭС "Автом. управл. АРУ".

Стрелка указателя с нижнего упора должна переместиться в исходное положение - на малую скорость (большое плечо) независимо от того, в каком из положений будет стоять переключатель "АРУ автом. - Ручное". Указатель АРУ-ЗГ установлен на верхнем правом щитке приборной доски.

УКАЗАТЕЛЬ ПОЛОЖЕНИЯ КОНУСА УПЭС - 3

Указатель положения конуса УПЭС-3 (фиг. 2.4.8) предназначен для сигнализации положения конуса.

Шкала указателя разградуирована в процентах от 0 до 100% с ценой деления 5% и оцифровкой через 20%. Указатель имеет две стрелки (широкая и узкая). Для отсчета показаний на оцифрованных точках необходимо показания узкой стрелки умножить на 10. Показание 100% по шкале указателя соответствует выдвиганию конуса на 200 мм, а 0% - убранному положению конуса.

На приборе имеется кремальера, с помощью которой производится ручное управление конусом. При повороте кремальеры перемещается широкая стрелка. При изменении положения конуса перемещается узкая стрелка. Указатель УПЭС-3 работает в комплекте с датчиком ДК-3 и приводом П-1.

Указатель установлен на верхнем левом щитке приборной доски.

Погрешность комплекта прибора $\pm 2\%$. В процессе эксплуатации проверяется погрешность показаний указателя и датчика в сроки, установленные регламентом технического обслуживания.

Указатель УПЭС-3 питается током напряжением 36в 400гц. Включение питания производится АЭС "Управл. конусом и створки" с последующей установкой выключателя "Конус выкл." в положение "Конус" и выключателя "Конус автом. - Ручн." в положение "Конус автом." или в положение "Конус ручн."

Датчик обратной связи ДК-3 с приводом П-1 установлен на профиле шпангоута № 3. При замене датчика ДК-3 необходимо производить установку нуля указателя УПЭС-3. Установку нуля производить перед установкой комплекта на самолете в следующей последовательности:

- подсоединить комплект к бортовой электросхеме;
- подключить аэродромный источник электроэнергии;
- включить выключатель "Аккумулятор. бортов. аэрод.";
- включить АЭС "Управл. конусом и створк.";
- установить выключатель с надписью "Конус выкл." в положение "Конус";

- установить переключатель с надписью "Конус автом. - ручн." в положение "Конус автом";
- переместить конус воздухозаборника в убранное положение, которое соответствует 96% сопротивления потенциометра обратной связи;
- стрелку задатчика показывающего прибора установить на нуль и поворотом оси датчика ДК-3 подвести на нуль стрелку прибора. После этого ось датчика штифтуется. Стрелка системы индикации должна установиться на отметку "0" с погрешностью не более $\pm 2\%$.

Далее конус переместить в крайнее выпущенное положение, которое соответствует 8% сопротивления потенциометра системы обратной связи; кремальерой показывающего прибора стрелку его установить на нуль.

При этом стрелка задатчика и стрелка системы индикации должны установиться на отметку 10 с погрешностью $\pm 2\%$.

Для проверки точности работы указателя необходимо при подключенных источниках давления в гидросистеме и электроэнергии:

- включить АЭС "Управл. конусом и створк.;"
- установить выключатели "Конус-Выкл" в положение "Конус" и "Конус автом. ручн." в положение "Ручн.;"
- поворотом кремальеры показывающего прибора задатчик последовательно устанавливать на отметки шкалы 0,2,4,6,8,10 (соответствующие перемещению конуса воздухозаборника на 96; 78,4; 60,8; 25,6 и 8% сопротивления потенциометра обратной связи);
- поворотом датчика (перемещением конуса) стрелку прибора установить на нуль (отсчет точности производить по шкале конуса, на которой нанесены отметки);

погрешность системы индикации определяется путем передвижения конуса до совмещения стрелки показывающего прибора УПЭС-3 с отметками шкалы 0,2,4,6,8,10. Погрешность определяется по шкале прибора.

СИГНАЛИЗАТОР СЧМ-1,7 ЧИСЛА М

Сигнализатор СЧМ-1,7 числа М предназначен для замыкания и размыкания электрической цепи в системе управления противоположными створками при достижении числа М, равного 1,7.

Сигнализатор числа М безотказно работает в диапазоне высот от 10 до 20 км. Допустимая погрешность по высотам 10,12,14,16,18,20 км равна $\pm 0,08$ числа М. В эксплуатации необходимо проверять погрешность срабатывания, герметичность статической системы и герметичность динамической системы.

Динамическая система прибора герметична при давлении, равном 730 мм рт.ст. изоб.

Герметичность статической системы прибора такова, что при давлении в ней, соответствующем 6 км высоты, изменение давления за одну минуту не превышает 2 мм рт.ст.

Сигнализатор включается в электросеть постоянного тока через АЭС с надписью "Управл. конусом и створк."

Сигнализатор установлен в отсеке аккумуляторов на левом борту.

УКАЗАТЕЛЬ ВЫСОТЫ И ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЙ УВПД - 20

Указатель высоты и перепада давлений УВПД-20 (фиг. 2.4.9) служит для одновременного измерения высоты и перепада давлений в кабине относительно воздушной среды.

Шкала "Высота" - подвижная, разградуирована от 0 до 20 км оцифровкой через 3 км, цена деления 1 км. Отсчет высоты осуществляется относительно неподвижного индекса. Шкала перепада давлений - неподвижная, разградуирована от -0,04 до +0,6. Цена одного деления 0,02 кг/см² на участке шкалы от 0 до +0,6 и 0,01 кг/см² на участке от 0 до 0,04 кг/см². Допустимая погрешность показателя, высоты на высотах от 0 - 15000 м равна ± 500 м. Неплавность хода шкалы "Высот" и стрелки указателя перепада давления не превышает 1,5 мм по дуге шкалы.

Корпус прибора герметичен, если смещение шкалы высот за 1 мин. не превышает 500 м при разрежении в системе, равном 20000 м. Статическая система прибора герметична, если при разрежении, соответствующем +0,6 кг/см² по шкале перепада давлений в течение 1 мин. не наблюдается смещения стрелки.

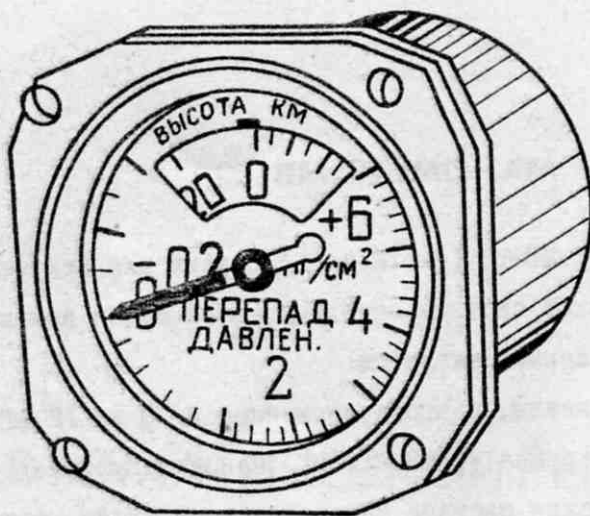
Прибор установлен в кабине на нижнем щитке приборной доски.

Во время эксплуатации УВПД-20 необходимо проверять погрешность показаний прибора, герметичность корпуса и статической системы, неплавность хода шкалы и стрелки в сроки, установленные регламентом технического обслуживания.

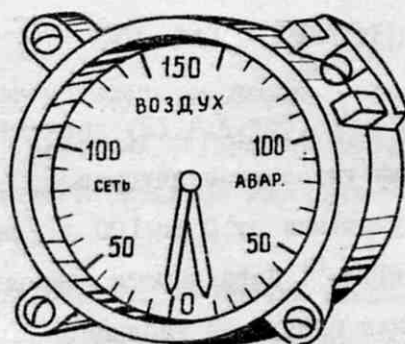
МАНОМЕТР ВОЗДУХА 2М - 150К

Сдвоенный манометр воздуха 2М-150К (фиг. 2.4.10) служит для показания давления воздуха в основной и аварийной воздушных системах самолета.

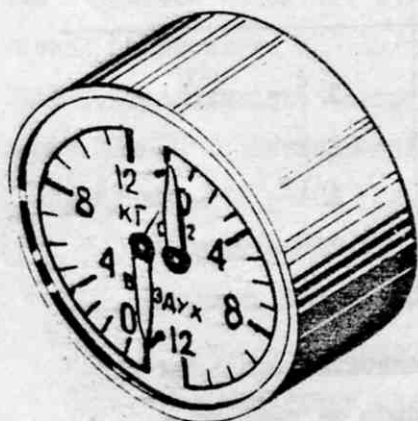
Шкала манометра разградуирована от 0 до 150 кг/см² с оцифровкой через 50 кг/см² и ценой деления 10 кг/см². Погрешность на оцифрованных точках равна ± 5 кг/см². Динамическая система прибора герметична, если при давлении 150 кг/см² не наблюдается смещения стрелки в течение 1 часа. Неплавность хода стрелки не должна превышать четверти деления шкалы. В процессе эксплуатации манометра проверяется погрешность, герметичность динамической системы и плавность хода стрелок в сроки, установленные регламентом. Манометр установлен на горизонтальной части правого пульта.



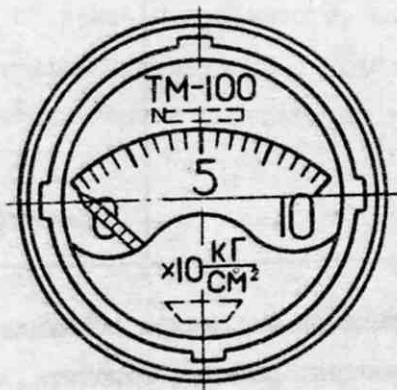
Фиг. 2.4.9. Указатель высоты и перепада давлений УВПД-20.



Фиг. 2.4.10. Манометр воздуха 2М-150К.



Фиг. 2.4.11. Манометр МВ-12.



Фиг. 2.4.12. Манометр ТМ-100.

МАНОМЕТР МВ - 12

Воздушный манометр МВ-12 (фиг.2.4.11) служит для показания управляющего давления воздуха в тормозной системе основных колес шасси при нажатии на рычаг торможения на ручке управления самолетом.

Прибор имеет две шкалы, разградуированные от 0 до 12 кг/см², с ценой деления 1 кг/см². Погрешность равна $\pm 0,48$ кг/см². Манометр установлен на нижнем щитке приборной доски. Динамическая система манометра герметична, если при давлении 40 кг/см² стрелки в течение 2 мин. не изменят своего положения.

При эксплуатации необходимо проверять герметичность динамической системы и погрешность показаний.

МАНОМЕТР ТМ - 100

Теплостойкий манометр ТМ-100 (фиг.2.4.12) предназначен для контроля зарядки азотной полости цилиндрических гидроаккумуляторов.

Шкала манометра разградуирована от 0 до 100 кг/см² с оцифровкой 0-5-10 (x10 кг/см²) с ценой деления 5 кг/см². Погрешности показаний манометра не превышают величин, указанных в ниже следующей таблице:

Проверяемые отметки кг/см ²	Допустимые погрешности в % от предела измерения	
	+ 25 ± 10° С	± 60° С
40,60,80	± 4	± 5
20	± 5	± 6
0	± 10	± 12
100	± 6	± 8

При эксплуатации манометра необходимо проверять погрешности показаний при 100-часовых регламентных работах самолета, а также при установке на самолет.

Манометр установлен у шпангоута № 33.

ГЛАВА V

СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОЙ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЕТА САРПП - 12Г

I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

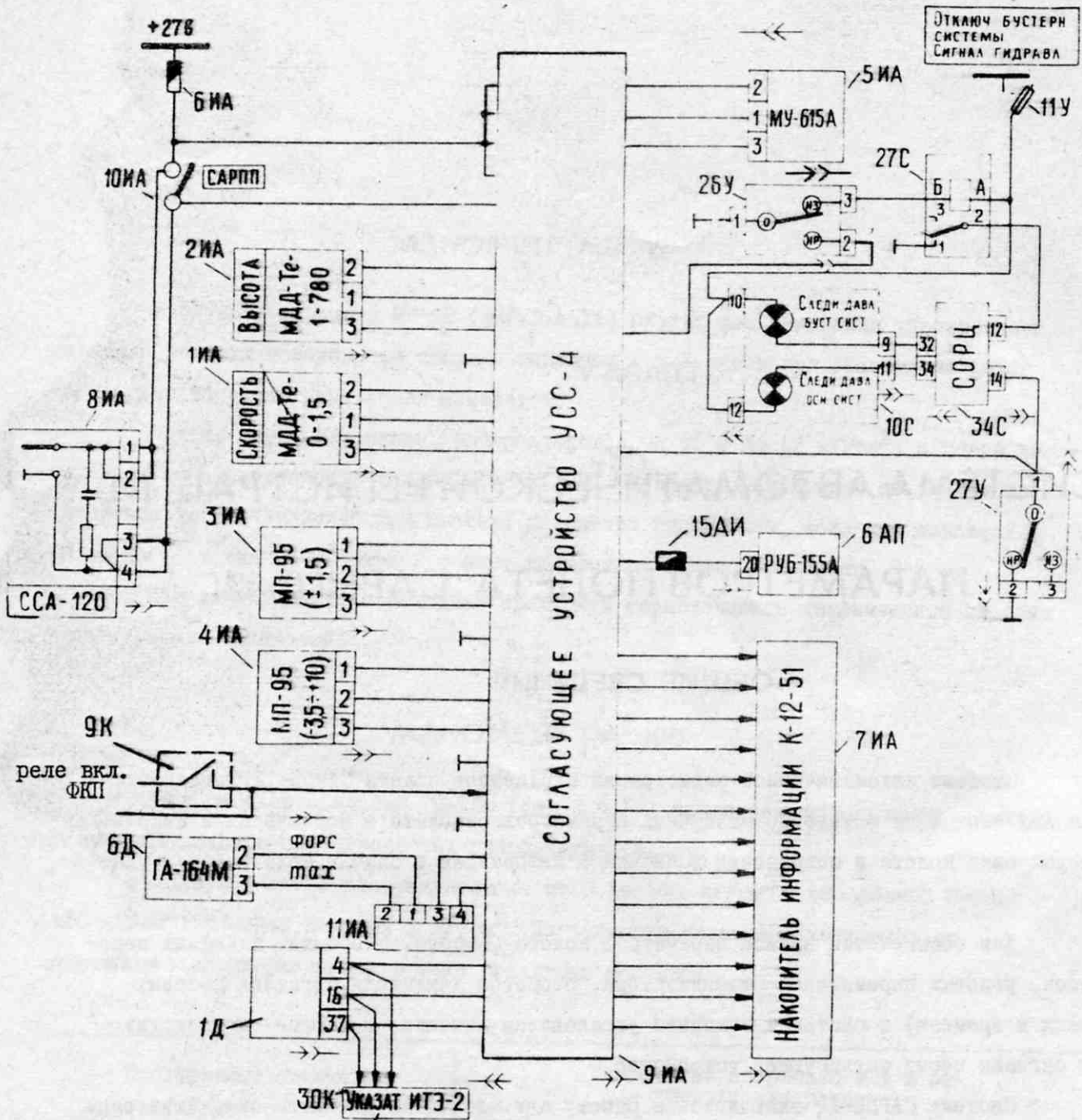
Система автоматической регистрации параметров полета САРПП-12Г предназначена для записи на фотоленте различных параметров самолета в нормальных и аварийных условиях полета и сохранения записанной информации в случае механических ударов.

Для обеспечения записи параметров полета (высоты, скорости, линейных перегрузок, угловых перемещений стабилизатора, оборотов двигателя, сигналов разовых команд и времени) в системах самолета установлены датчики, выдающие соответствующие сигналы через согласующее устройство.

Система САРПП-12 включается в работу автоматически датчиком-сигнализатором приборной скорости ССА-120 при достижении самолетом скорости 120 км/час и остается в рабочем положении в течение всего полета. Выключается автоматически при снижении скорости до 120 км/час. При проверке на земле и при взлете, если датчик ССА не срабатывает, систему можно включить и выключить вручную с помощью выключателя "САРПП". Электропитание системы осуществляется от бортсети постоянного тока напряжением $27\text{в} \pm 10\%$ (фиг.2.5.1).

Система регистрирует следующие параметры:

- высоту полета (барометрическую) $250 \div 25000 \text{ м}$
- приборную скорость полета $120 \div 1600 \text{ км/час}$
- вертикальные линейные перегрузки $3,5 \div 10g$
- горизонтально-линейные перегрузки $\pm 1,5g$
- угловые перемещения стабилизатора $\pm 30^\circ$
- обороты двигателя $10 \div 110 \%$



Фиг. 2.5.1. Схема электропитания и электрической взаимосвязи системы САРПИ-12Т.

1ИА—малогабаритный датчик давления МДЦ-Те-0-1,5; 2ИА—малогабаритный датчик давления МДЦ-Те-0-780; 3ИА—датчик вертикальных перегрузок МП-95; 4ИА—датчик горизонтальных перегрузок МП-95; 5ИА—датчик угловых перемещений стабилизатора МУ-615; 6ИА—инерционный предохранитель ИИ-10 цепи питания САРПИ-12Т по 27в; 7ИА—накопитель информации К-12-51; 8ИА—сигнализатор приборной скорости ССА-120; 9ИА—согласующее устройство УСС-4; 10ИА—выключатель ВГ-15К-2С электропитания при неавтоматическом включении "САРПИ"; 11ИА—коробка предохранителей; 15АИ—предохранитель СП-1; 6АП—релейно-усилительный блок РУБ-155А II серии; 8АП—автомат защиты сети АЗС-5 в цепи питания автопилота; 6Д—кран ГА-164М раскрытия створок реактивного сопла двигателя; 19Д—автомат защиты сети АЗС-5, цепи управления створками "форс.-макс."; 62Д—предохранитель ИИ-5 в цепи управления створками; 11У—автомат защиты сети АЗС-15 сигнализации давления в основной и бустерной гидросистемах "Отключ.бустерн.системы сигнал.гидравл."; 26У—реле ГА-135Т/32 давления в бустерной системе; 27У—реле ГА-135Т/32 давления в основной системе; 10С—табло Т-10У2(красное); 27С—реле ТКЕ2ПДТ сигнализации давления в бустерной системе; 34С—сигнализатор опасных режимов централизованный, СОРЦ-1; 30К—указатель тахометра ИТЭ-2; 9К—реле включения ФКП.

Система регистрирует следующие разовые команды:

- "Следи давление основной системы" команда № 1
- "Следи давление бустерной системы" команда № 2
- "Спец.команда" команда № 3
- "Максимал" команда № 4
- "Форсаж" команда № 5
- "Вкл.АП-155" (накладывается на канал "Н") команда № 6

Регистрация производится на фотоленте типа изопанхром, шириной 35 мм.

- Максимальный запас фотоленты 12 м
- Скорость протяжки фотоленты 1 и 2,5 мм/сек
- Отметка времени с интервалами 10 и 4 сек
- Основная погрешность регистрации $\pm 5\%$ диапазона измерения соответствующего параметра

Система САРПП-12Г установлена на самолете в следующей комплектации:

- Светолучевой накопитель информации К12-51Г1
- Согласующее устройство УСС-4-1
- Потенциометрический датчик угловых перемещений . . . МУ-615А
- Датчик вертикальных перегрузок $-3,5+10g$ МП-95
- Датчик горизонтальных перегрузок $\pm 1,5g$ МП-95
- Малогобаритный датчик давления (датчик скорости) . . . МДД-Те-0-1,5
- Малогобаритный датчик давления (датчик высоты) . . . МДД-Те-780
- Датчик-сигнализатор приборной скорости ССА-120
- Выключатель с трафаретом "САРПП" ВГ-15К
- Коробка предохранителей
- Датчик тахометра ДТЭ-1

2. НАЗНАЧЕНИЕ И РАЗМЕЩЕНИЕ АГРЕГАТОВ

СИСТЕМЫ НА САМОЛЕТЕ

Накопитель информации К12-51 предназначен для записи световым лучом на фотоленту параметров, преобразованных в электрические сигналы постоянного тока. В случае механического удара накопитель информации сохраняет записанную информацию. В накопителе информации имеются две кнопки "Включ. питания" и "Нулев. линии". Кнопки предназначены для обеспечения записи нулевых линий вибраторов, проверки качества базовой линии, проверки работы лентопротяжного механизма и ламп осветителя.

Накопитель установлен в контейнере, который размещен в киле между шпангоутами № 33-33А.

СОГЛАСУЮЩЕЕ УСТРОЙСТВО УСС - 4

Согласующее устройство УСС-4 предназначено для питания стабилизированным напряжением цепей накопителя и для преобразования измеряемых величин в постоянный ток.

Согласующее устройство выдает стабилизированное напряжение для питания измерительных цепей, двигателя лентопротяжного механизма, лампы отметки времени накопителя, центрального осветителя, узла световой сигнализации.

Согласующее устройство установлено в передней части киле между шпангоутами № 31-32, рядом с коробкой предохранителей (ПИА).

ДАТЧИК ПЕРЕГРУЗОК МП - 95

Датчик перегрузок предназначен для измерения линейных перегрузок и преобразования их в электрические величины.

Диапазон измерения перегрузок

для вертикальных $3,5 \div 10g$

для горизонтальных $\pm 1,5g$

Погрешность измерения не более 2% от полного диапазона. Датчики питаются стабилизированным напряжением 6 в.

Датчики установлены так, чтобы направление измерения перегрузки совпадало с осью чувствительности датчика. Направление стрелок на шильдике указывает направление действия перегрузок.

Датчики размещены на общем кронштейне между шп. № 27 и 28, вверху.

ПОТЕНЦИОМЕТРИЧЕСКИЙ ДАТЧИК

УГЛА ПЕРЕМЕЩЕНИЯ МУ - 615А

Потенциометрический датчик угла перемещения МУ-615А предназначен для преобразования углов перемещения стабилизатора в электрические величины.

Рабочие углы перемещения движка потенциометра составляют $\pm 30^{\circ} \pm 20'$. Погрешность измерения углов в нормальных условиях не более 2% от рабочего диапазона измерений. Датчик установлен так, что среднее положение движка потенциометра соответствует среднему положению стабилизатора. При среднем положении стабилизатора закрашенная точка на втулке датчика и стрелка должны совпадать, что указывает на среднее положение движка датчика.

Датчик установлен в зоне шпангоутов № 33-34 на угольнике грота слева.

СИГНАЛИЗАТОР СКОРОСТИ ССА - 120

Сигнализатор скорости предназначен для автоматического включения системы в работу при достижении самолетом приборной скорости, равной 120 км/час с погрешностью ± 60 км/час.

Герметичность корпуса прибора такова, что при давлении, соответствующем высоте 6 км, изменение давления за 1 мин не превышает 10 мм рт.ст. Динамическая система прибора герметична при давлении, равном 951,2 мм рт.ст.изб. при температуре ртути 20° С. Спада давления в течение 1 мин не происходит.

Сигнализатор ССА установлен в закабинном отсеке между шпангоутами № II-13 справа, сверху.

МАЛОГАБАРИТНЫЕ ТЕМПЕРАТУРОСТОЙКИЕ

ДАТЧИКИ ДАВЛЕНИЯ МДД - Те

Малогобаритные датчики давления предназначены для выдачи электрического сигнала, пропорционального измеряемому давлению.

Датчик МДД-Те-0±1,5 манометрического типа измеряет давление в пределах от 0 до 1,5 кг/см². Герметичность корпуса датчика такова, что при создании давления, равного 10 мм рт.ст. в камере статического давления и 1 кг/см² в камере динамического давления, падение давления за 1 мин не превышает 3 мм рт.ст. Динамическая система датчика герметична при перегрузочном давлении, равном 2,2 кг/см² в течение 5 мин.

Датчик МДД-Те-1 ± 780 anerоидного типа измеряет давление от 1 до 780 мм рт.ст. Герметичность корпуса датчика такова, что при создании давления, равного 10 мм рт.ст., падение давления за 1 мин не превышает 3 мм рт.ст.

Допустимая погрешность датчиков МДД-Те не превышает $\pm 2,5\%$ выходного относительного сопротивления.

Датчики установлены в закабинном отсеке между шп. № II и I3 справа, вверху. Датчик МДД-Те-1 ± 780 подсоединен к статике С₃, а датчик МДД-Те-0±1,5 к статике С₃ и динамической системе.

3. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ СИСТЕМЫ

ПОДГОТОВКА К РАБОТЕ

Проверить состояние предохранителей в коробке ПИА.

Перед установкой накопителя информации на самолет необходимо произвести:

- установку необходимой скорости протяжки фотоленты;
- зарядку кассеты накопителя информации фотолентой;
- проверку качества записи базовой линии, нулевых линий вибраторов, отметки времени и сигналов разовых команд.

Для установки скорости протяжки ленты необходимо открыть защелки кожуха накопителя информации, в направлении, указанном стрелкой, и, вставив толкатель в открывшееся отверстие (без гравировки), дослать его вдоль оси до упора. Затем, вставив толкатель в отверстие на другой стороне прибора (гравировка мм/сек), дослать его до первой риски с цифрой "1", что соответствует первой скорости, равной 1 мм/сек. Для включения второй скорости, равной 2,5 мм/сек, необходимо толкатель дослать вдоль оси до риски с цифрой "2". Вынув толкатель, закрыть обе защелки, выставив их в фиксируемое положение.

З а р я д к а к а с с е т ы ф о т о п л е н к о й

1. Нажать на кнопки на боковых стенках кожуха кассеты и снять кожух.
2. Отвернуть крышку кассеты, открыть замки, крепящие катушки на осях, и вынуть катушки.
3. В полной темноте намотать пленку на сматывающую катушку. Для этого свободный конец фотопленки заострить на конус, примерно до угла 60° , и вставить в щель катушки так, чтобы поверхность без эмульсии была направлена к центру катушки. Необходимое количество фотопленки плотно намотать эмульсией внутрь. Не допускается намотка фотопленки в количестве, выходящем за контуры катушки.
4. Свободный конец фотопленки заострить, заправить и намотать в 2-3 оборота на наматывающую катушку эмульсией внутрь.
5. Надеть катушки на оси, пропустив пленку в щель бронекассеты, закрыть замки на фланцах катушек и завернуть крышку в глухое отверстие бронекассеты.
6. Закрыть кассету кожухом и пристегнуть к накопителю.

ПРИМЕЧАНИЕ: Во всех случаях, когда заряженная кассета не пристегнута к накопителю, ее необходимо хранить в мешке, прикладываемом в комплект системы.

Проверка наличия фотопленки в кассете
Проверка наличия фотопленки в кассете осуществляется по индикатору запаса фотопленки, находящемуся на кожухе кассеты накопителя. При недостаточном запасе фотопленки кассета заменяется на полностью заряженную.

Проверка качества записи базовой линии, нулевых линий вибраторов, отметки времени, сигналов разовых команд и сигнализации движения фотопленки. Для проверки записи базовой линии необходимо присоединить к накопителю кассету, включить питание и в течение 20 ± 40 сек произвести пропись линий обесточенных вибраторов нажатием на кнопки КН1 и КН2, находящиеся в накопителе. Одновременно произвести проверку нормальной работы лампы-осветителя и лентопротяжного механизма по миганию сигнальной лампы. Проявить фотопленку и оценить качество записи и правильность расположения линий записи обесточенных вибраторов от базовой линии. Отметка базы должна представлять четкую линию на расстоянии 6-7 мм от края фотопленки, причем толщина базовой линии не должна превышать 0,5 мм. Толщина линий обесточенных вибраторов не более 1 мм. Отметка времени должна прописываться на фотопленке в виде поперечных линий толщиной не более 1,5 мм.

Яркость лампы осветителя регулируется поворотом реостата, расположенного на накопителе, а лампы отметки времени движком резистора, находящегося в согласующем устройстве.

Для поочередной и одновременной записи 5-и разовых команд подать питание напряжением 27в на штыри 9 и 10, 11 и 12, 13 и 14, 15 и 16, 17 и 18 разъема ШЗ согласующего устройства.

Толщина линий записи разовых команд не должна превышать 0,8 мм. Расстояния линий разовых команд от базовой линии даны в паспорте накопителя. Регулировка яркости сигналов разовых команд производится поворотом движков резисторов, находящихся в согласующем устройстве.

Для записи разовой команды 6 подать питание напряжением 27в на штыри 19 и 20 разъема ШЗ согласующего устройства, к штырям 23, 24, 25 подключить датчик МДД-Те-1+780 (высота). Команда 6 "Вкл. автопилота" записывается на фотопленку прерывисто, путем наложения на запись высоты. Величина смещения амплитуды записи высоты во время поступления команды 6 не должна превышать 3 мм.

Для расшифровки записи рекомендуется использовать читательский аппарат "Микрофот" типа 5ПО-1 с 10 - кратным увеличением изображения.

При расшифровке полетных данных отсчет ординат производится от базовой линии.

Включе н ие и выключе н ие с и с т е м ы

При проверках и в случае несрабатывания сигнализатора скорости ССА, т.е. автоматического включения, система включается с помощью выключателя ВГ-15К с надписью "САРПП", установленного на правом пульте. В полете система включается в работу автоматически при достижении самолетом приборной скорости, равной 120 км/час. Выключается система при уменьшении скорости ниже 120 км/час.

ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ

ВНИМАНИЕ !

При температуре воздуха ниже нуля произвести прогрев системы САРПП-12Г. Прогрев производится включением на 15-20 мин. выключателя "Аккумулятор.аэродромный".

Создать давление до 215_{-12} кг/см² в бустерной гидросистеме. Подачу давления контролировать визуально по кабинному манометру 2ЭДММ-250АК, для этого включить выключатель "Аккумулятор.бортовой.аэродромный" и АЗС "Отключение.бустерной.системы.сигнал.гидравлический" и "ЭДМ гидравлический". Включить выключатель "САРПП", по лабораторной панели на накопителе информации проверить наличие "зайчиков" от шести вибраторов базовой линии. По световым вспышкам проверить работу отметчика времени на I-й скорости, вспышки должны появляться с периодом 10 сек.

I. Проверка автоматического включения системы и записи скорости и высоты.

Для проверки автоматического включения системы необходимо:

- подсоединить аэродромный источник электроэнергии к самолету;
- подсоединить источник давления и разрежения к приемнику ПВД;
- включить выключатель "Аккумулятор.бортовой.аэродромный";
- создать давление в динамической камере, соответствующее скорости 120 км/час,

при этом системе должна включиться в работу. Контролировать работоспособность по лампе сигнализации, установленной на блоке К12-51 (для подхода и осмотра установлен специальный лучок).

Для проверки записи скорости и высоты необходимо:

- плавно увеличить давление в динамической системе до скорости, соответствующей 1000 км/час, и уменьшить его до 300 км/час;
- плавно создать разрежение в статической системе (СЗ), соответствующее скорости 700 км/час, и плавно уменьшить высоту по прибору до "0";
- сбросить давление в динамической системе до "0";
- выключить выключатель "Аккумулятор.бортовой.аэродромный";
- отключить аэродромный источник электроэнергии.

ПРИМЕЧАНИЕ: Проверку автоматического включения системы и записи скорости и высоты производить одновременно с проверкой герметичности системы ПВД.

2. Запись вертикальной перегрузки.

Включить выключатель "САРПП". В течение 20-30 сек. слегка постучать по датчику вертикальной перегрузки МП-95 ($-3,5 \div +10$ ед.) резиновым молоточком (72-7804-75). Выключить "САРПП". Запись сигнала горизонтальной перегрузки производится аналогично записи вертикальной перегрузки. Выключить выключатели "САРПП" и "Аккумулятор. бортов. аэродромн."

3. Проверка балансировки мостовой схемы датчика МУ-615А.

Для этого установить стабилизатор по реперным точкам на ноль. Включить выключатель "САРПП". По шкале экрана лабораторной панели определить расстояние светового сигнала датчика угла МУ-615А до базы, которое должно лежать в интервале $13 \pm 1,5$ мм. Определить ширину записи при крайних положениях стабилизатора, ширина должна быть в пределах $23 \div 25$ мм. Отклонение "зайчика" на лабораторной панели должно происходить симметрично отклонению стабилизатора по всему его ходу. Выключить тумблер "САРПП".

4. Для проверки измерительного канала с тахометрическим датчиком оборотов снимаются 3 \div 5 контрольных точек по указателю тахометра (при предполетных гонках двигателя). При снятии контрольных точек система САРПП-12Г включается на 10 \div 15 сек. нажатием на КН1 в накопителе. Контрольные точки, расшифрованные до полета, при сравнении с тарировочными графиками позволяют судить об отсутствии затираний и других неисправностей.

5. Проверка записи разовых команд: "Следи дав. бустер сист.", "Следи дав. осн. сист.", "Включение автопилота", "Включение максимала и включение форсажа" производится при опробовании двигателя (техником самолета).

Проверку записи разовых команд: "Следи дав. буст. сист.", "Следи дав. осн. сист.", "Включение автопилота" можно производить при неработающем двигателе, для чего необходимо:

- подсоединить аэродромный источник электроэнергии;
- подсоединить наземный гидронасос к гидросистеме самолета;
- включить выключатели "Аккумулятор. бортов. аэродромн." и "САРПП";
- убедиться, что выключатель "Бустер элерона - "Выкл." находится в положении "Выкл." (верхнее положение);

- включить гидронасос и создать давление в бустерной гидросистеме 215_{-12} кг/см²;

- включить АЗС "ДА-200, сигнал гидрод. КСИ, АП, ЦД", "Гидрод. КСИ, АП, ЦД, сигнал "АГД" и "АП";

- нажать кнопку "АП включ.привед." на ручке управления самолетом, при этом загорится сигнальная лампа "Приведение АП";
- включить гидронасос;
- плавно перемещая ручку управления вправо и влево, сравнить давление в бустерной системе не ниже 60 кг/см^2 и убедиться в погасании сигнальной лампы "Приведение АП" и загорании лампы "Следи дав.буст.сист." (при включенном АЗМ "Отключ. бустерн.системы, сигнал гидравл.");
- включить гидронасос и создать давление в бустерной гидросистеме не менее 100 кг/см^2 и при нажатой кнопке включения режима "Приведение", убедиться в загорании сигнальной лампы "Приведение АП";
- выключить насос;
- выключить автопилот, нажав на кнопку "АП выключ." на ручке управления самолетом;
- сравнить давление в бустерной гидросистеме и отсоединить от нее наземный гидронасос;
- выключить АЗС "АП" "Гирод.КСИ, АП, ЦД, сигнал АГД" и "ДА-200", сигнал "Гирод КСИ, АП, ЦД";
- выключить выключатели "Аккум.бортов.аэрод." и "САРПП";
- подсоединить наземный гидронасос к основной гидросистеме и выполнить работы в последовательности, изложенной выше. При этом будет гаснуть и загораться лампа сигнализации "Следи дав.основн.сист.";
- отсоединить наземный гидронасос.

Для проверки записи разовой команды "Спец.команда" необходимо:

- включить выключатели "Аккум.бортов.аэрод." и "САРПП";
- включить АЗС "Кнопка стрельбы" и "ФКП", кнопки "ГШ" или "РС, СС, Б";
- выключить АЗС "Кнопка стрельбы" и "ФКП" и выключатели "Аккум.бортов.аэрод." и "САРПП";
- отсоединить аэродромный источник электроэнергии.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ !

Проверка регистрации разовой команды "Спец.команда" выполняется специалистами по вооружению при отсутствии на самолете подвесок и при незаряженном оружии.

6.. После проведения проверок автоматического включения системы, записи параметров и разовых команд, необходимо снять фотопленку, отправить на обработку и убедиться в правильности регистрации параметров и разовых команд.

7. Запись нулевых линий вибраторов.

Для прописки нулевых линий вибраторов необходимо:

- подсоединить аэродромный источник электроэнергии к бортсети самолета;
- включить выключатель "Аккумулятор.аэродромный";
- нажать на кнопку "Вкл.пит." на блоке накопителя информации и держать

20+30 сек;

- не отпуская кнопки "Вкл.пит.", нажать на кнопку "Нулевые линии" и держать 20+30 сек.;

- во время записи нулевых линий проверить нормальную работу лентопротяжного механизма и лампы осветителя, расположенной на задней стенке накопителя, которая выдает световые сигналы;

- выключить выключатель "Аккумулятор.аэродромный";
- отсоединить аэродромный источник электроэнергии.

ПРИМЕЧАНИЕ: Перед записью нулевых линий необходимо прогреть накопитель информации.

ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ

КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ВЫСОТНОЕ СПЕЦСНАРЯЖЕНИЕ ЛЕТЧИКА

ГЛАВА I

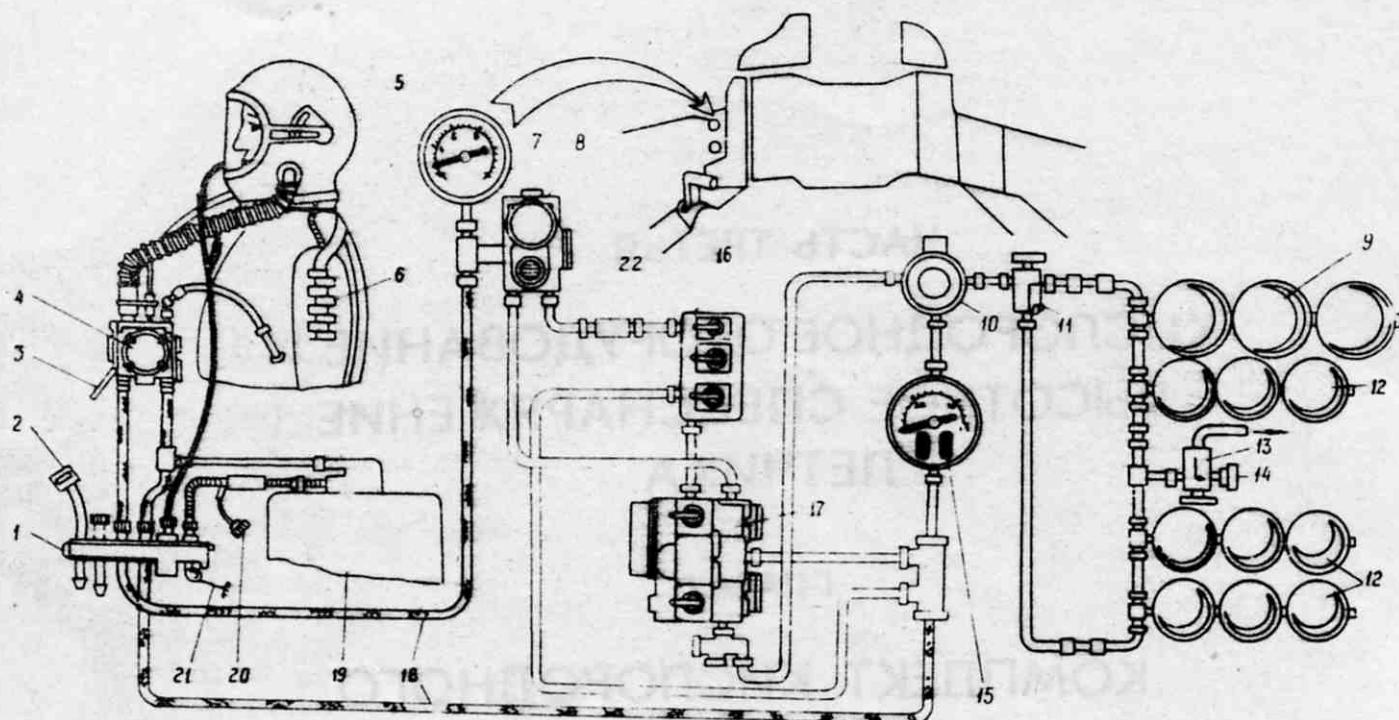
КОМПЛЕКТ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ККО - 5

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Для создания летчику необходимых жизненных условий и сохранения его работоспособности как при высотных полетах, так и при катапультировании, на самолет установлен комплект кислородного оборудования ККО-5 (фиг. 3.1.1; 3.1.2). Комплект ККО-5 обеспечивает избыточное давление кислорода в системе дыхания и в камерах натяжного устройства высотного-компенсирующего костюма, которое регулируется автоматически в зависимости от высоты полета самолета.

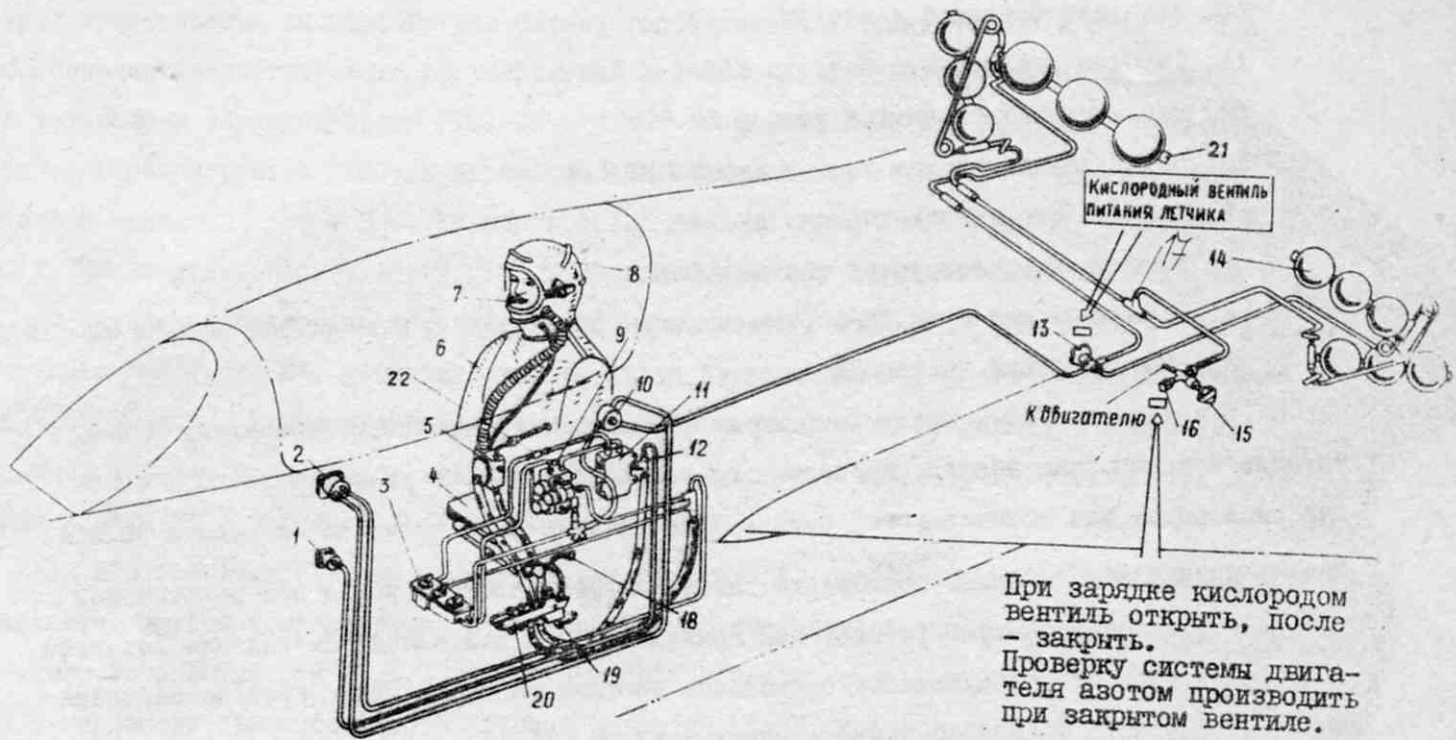
Система кислородного оборудования ККО-5 установлена на самолете в следующей комплектации:

- Кислородный прибор КП-52М.
- Регулятор подачи кислорода РПК-52.
- Дистанционное управление ДУ-7.
- Вентиляционное устройство шлема ВУШ-6.
- Комплект кислородных шлангов КШ-52.
- Кислородный редуктор КР-26А.
- Указатель кислорода ИК-52.
- Манометр избыточного давления М-2000К.



Фиг. 3.1.1. Принципиальная схема комплекта кислородного оборудования ККО-5.

1 - объединенный разъем коммуникаций ОРК-11А; 2 - шланг системы ШПУ; 3 - ручка аварийного раскрытия быстродействующего разъема КП-52М; 4 - кислородный прибор КП-52М; 5 - гермошлем; 6 - высотнo-компенсирующий костюм ВКК-6; 7 - манометр; 8 - вентиляционное устройство шлема ВУШ-6; 9 - кислородный баллон (4 литра); 10 - кислородный редуктор КР-26А; 11 - кислородный вентиль КВ-2МС; 12 - шаровые кислородные баллоны; 13 - кислородный вентиль КВ-2МС объединенной зарядки; 14 - зарядный штуцер; 15 - индикатор кислорода ИК-52; 16 - дистанционное управление ДУ-7; 17 - регулятор подачи кислорода РПК-52; 18 - кислородные шланги КШ-52; 19 - парашютный кислородный прибор КП-27М; 20 - ручка аварийного включения в работу парашютного кислородного прибора КП-27М; 21 - трос аварийного раскрытия разъема ОРК-11А; 22 - штуцер с дозой магистрали ВУШ.



Фиг. 3.1.2. Монтажная схема комплекта кислородного оборудования ККО-5.

- 1 - манометр избыточного давления М-2000К; 2 - индикатор кислорода ИК-52; 3 - дистанционное управление ДУ-7; 4 - парашютный кислородный прибор КП-27М; 5 - кислородный прибор КП-52М; 6 - высотно-компенсирующий костюм ВКК-6; 7 - микрофон; 8 - герметический шлем ПШ-6; 9 - регулятор подачи кислорода РПК-52; 10 - кислородный редуктор КР-26А; 11 - вентиляционное устройство шлема ВУШ-6; 12 - тройник ВУШ-6; 13 - кислородный вентиль КВ-2МС кислородного питания летчика; 14 - кислородные баллоны; 15 - кислородный вентиль КВ-2МС объединенной зарядки кислородом систем кислородного питания летчика и кислородной подпитки двигателя; 16 - зарядный штуцер; 17 - тройник; 18 - ручка аварийного включения в работу парашютного кислородного прибора КП-27М; 19 - трос аварийного раскрытия разъема коммуникаций ОРК-11А; 20 - объединенный разъем коммуникаций ОРК-11А; 21 - 4 - литровый кислородный баллон; 22 - штуцер с дюзой магистрали ВУШ.

9. Кислородный вентиль КВ-2МС.
10. Комплект бортовой арматуры.
11. Шаровые кислородные баллоны КБШ-2 и КБШ-4.
12. Церамзитный кислородный прибор КП-27М.
13. Объединенный разъем коммуникаций ОРК-11А.

В комплект снаряжения летчика входит:

1. Высотно-компенсирующий костюм ВКК-6.
2. Герметический шлем ГШ-6 (или защитный шлем ЗШ-3 с кислородной маской КМ-32М).
3. Вентилирующий костюм ВК-3.

В комплекте ККО-5 предусмотрено вентиляционное устройство гермошлема ВУШ-6, которое обеспечивает вентиляцию подшлемного пространства от углекислого газа и обдув кислородом или газозвоздушной смесью лица летчика в зависимости от высоты полета.

ПРИМЕЧАНИЕ: Кроме применения спасательного жилета и лодки при полетах над морем (с системой принудительной вентиляции снаряжения летчика) допускается применение костюма ВМСК-2М. Шланг костюма подсоединяется к муфте вентиляции из ОРК-11А.

Эксплуатация костюма ВМСК-2М производится согласно инструкции данного костюма.

Дистанционное управление ДУ-7 имеет три конструктивно одинаковых крана: кран дополнительной подачи, кран аварийной подачи и кран вентиляции шлема. Все краны пневматические. Дистанционное управление имеет три ручки управления кранами:

- ручку крана вентиляции для включения и выключения вентиляционного устройства ВУШ-6, имеющую два положения: "Вкл.", при котором кислород подается в ВУШ-6, и "Выкл.", при котором подача кислорода в ВУШ-6 прекращается. При полетах в гермошлеме ручка вентиляции устанавливается в положение "Вкл.". Для обеспечения нормальной работы вентиляции шлема перед прибором ВУШ-6 установлен штуцер с дюзой (пропускная способность 7,5-8,5 л/мин) при расходном давлении 9 кг/см².

- ручку крана аварийной подачи, имеющую два положения "Авар.вкл." и "Выкл. авар."

- ручку крана дополнительной подачи, имеющую два положения "100%O₂" и "Смесь".

ВНИМАНИЕ!

При полетах в гермошлеме любой модификации ручку вентиляции ДУ-7 обязательно установить в положение "Вкл."

Ручку выключается летчиком перед самым вылетом. После посадки самолета необходимо ручку установить в положение "Выкл."

При полетах с кислородной маской КМ-32М ручка крана вентиляции должна быть установлена в положение "Выкл."

Для устранения запотевания при плюсовых и обмерзания при минусовых температурах предусмотрен электрообогрев стекла гермошлема - автоматический и ручной. Для обеспечения автоматического регулирования температуры стекла гермошлема на самолете установлен терморегулятор РТСС-2М и выключатель, имеющий два положения "Автом.-Ручн.". Терморегулятор РТСС-2М автоматически поддерживает температуру стекла гермошлема в пределах $+32^{\circ} \pm 5^{\circ}\text{C}$. Терморегулятор РТСС-2М установлен в кабине у шпангоута № II, выключатель "Автом.-Ручн." - на вертикальной панели левого пульта.

Ручная регулировка нагрева стекла гермошлема производится реостатом РГ-10 с надписью "Обогрев ГШ", установленным на левом пульте. Шкала реостата разградуирована от -20° до $+20^{\circ}$. Ручка реостата устанавливается летчиком по трафарету в положение, соответствующее температуре воздуха в кабине. Для быстрого прогрета стекла установлена кнопка 5К с надписью "Быстр.обогр.ГШ".

Для снижения влияния положительных перегрузок, возникающих при эволюциях самолета, внутрь компенсирующего костюма ВКК-6 вмонтированы камеры противоперегрузочного устройства (фиг.3.1.3). Воздух в противоперегрузочное устройство поступает от компрессора двигателя через автомат давления АД-6Е, установленный в кабине. Автомат давления АД-6Е автоматически регулирует давление воздуха в камерах противоперегрузочного устройства в зависимости от величины перегрузок. Автомат АД-6Е имеет две ступени давления:

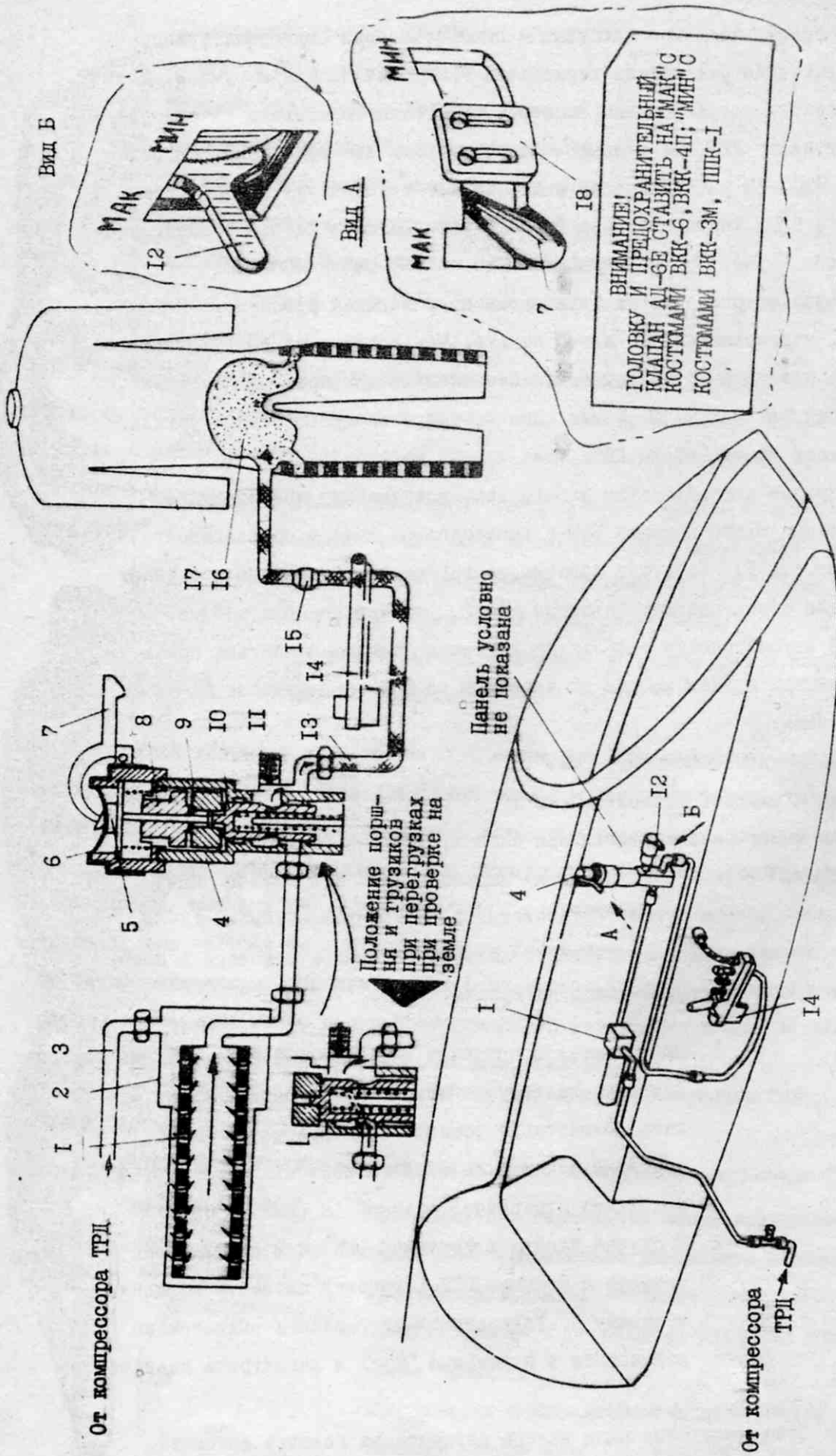
- первую ступень - низкое давление "Мин";
- вторую ступень - высокое давление "Мак".

Автомат давления имеет предохранительный клапан, который также имеет два положения крышки: "Мин" и "Мак". Переключение на высокое "Мин" или низкое "Мин" давление осуществляется поворотом ручки, установленной на головке автомата АД-6Е, и изменением положения крышки предохранительного клапана переводом рукоятки в положение "Мак" или "Мин", в направлении надписи на пульте.

ВНИМАНИЕ !

1. При полетах в костюмах ВКК-4П и ВКК-6 головку автомата давления и крышку предохранительного клапана обязательно установить в положение "Мак". Движение ручки включения головки автомата в этом положении ограничено планкой I8 (фиг.3.1.3).
2. В случае полета в костюмах ВКК-3М и противоперегрузочном костюме ППК-1 головку автомата давления и крышку предохранительного клапана обязательно установить в положение "Мин" и законтрить планкой.

С целью предохранения попадания пыли внутрь автомата на головку автомата одет резиновый предохранительный колпачок с надписью "Мак" и "Мин" и стрелками, указывающими направление переключения головки автомата.

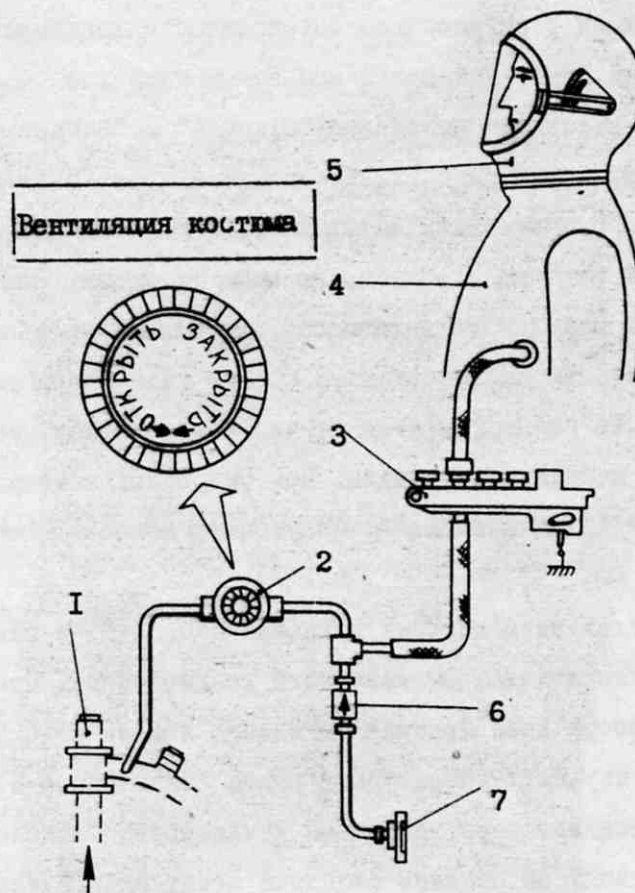


Фиг. 3.1.3. Система ПШУ.

1 - бумажный фильтр; 2 - корпус фильтра; 3 - трубопровод подвода воздуха от компрессора двигателя к фильтру; 4 - автомат давления АД-6Е; 5 - кнопка проверки работы автомата; 6 - резиновый колпачок; 7 - ручка проверки работы автомата и перевода головки автомата в положение "МИН" или "МАК"; 8, 9 - грузики, работающие от сил инерции; 10 - поршень; 11 - предохранительный клапан; 12 - рукоятка перевода предохранительного клапана в положение "МИН" или "МАК"; 13 - армированный шланг; 14 - объединенный разъем коммуникаций ОРК-11А; 15 - муфта легкоразъемного соединения ПШУ; 16 - камера ПШУ; 17 - камера ВК; 18 - планка.

2. СИСТЕМА ВЕНТИЛЯЦИИ КОСТЮМА

Для защиты летчика от температурных воздействий внешней среды при колебании температур как в полете, так и при нахождении в кабине самолета во время дежурства самолет оборудован системой вентиляции одежды летчика (фиг. 3.1.4.).



Фиг. 3.1.4. Принципиальная схема бортовой вентиляционной системы костюма ВК-3.

- 1 - кран питания кабины; 2 - кран включения вентиляции костюма;
- 3 - объединенный разъем коммуникаций; 4 - вентилирующий костюм;
- 5 - гермошлем; 6 - обратный клапан; 7 - бортовой штуцер с заглушкой.

Система вентиляции состоит из вентилирующего костюма ВК-3, крана включения вентиляции, штуцера на объединенном разьеме, трубопроводов, обратного клапана, штуцера для подключения наземного кондиционера.

Система вентиляции одежды выполнена с нагнетанием в костюм воздуха, взятого из системы кондиционирования кабины. Вентиляция одежды обеспечивается только после запуска двигателя.

Включение вентиляции и регулировка интенсивности вентиляции производится краном вентиляции костюма ВК-3, установленным на вертикальной части левого пульта кабины. Кран вентиляции имеет два положения: "Открыть" и "Закреть". Кроме того, кран имеет плавную регулировку интенсивности вентиляции и может быть установлен в любое промежуточное положение. При вращении маховика крана против хода часовой стрелки включается вентилирующая система и подача, по мере вращення, растет. При вращении маховика по ходу часовой стрелки интенсивность вентиляции уменьшается и в конце вращення вентиляция полностью выключается. В жаркую (или морозную) погоду кран вентиляции одежды должен быть полностью открыт, что обеспечивает максимальную быстроту создания для летчика нормальных условий. При умеренной температуре кран вентиляции устанавливается летчиком в любое промежуточное положение по субъективным ощущениям.

При длительном нахождении летчика в кабине самолета на земле обеспечена возможность вентиляции одежды летчика от наземного кондиционера. При вентиляции костюма от наземного кондиционера кран вентиляции одежды должен быть установлен в положение "Закреть". В этом случае температурный режим подаваемого воздуха регулируется маховиком наземного кондиционера. Наземный кондиционер присоединяется к бортовому штуцеру, установленному на обшивке фюзеляжа между шпангоутами КЮ и II на место снятой заглушки с надписью "Наземная вентиляция костюма" с помощью быстрого разъемного штуцера.

ПРИМЕЧАНИЕ: Для снятия заглушки (системы вентиляции) необходимо нажать на кнопку до утопления фиксатора на фланце заглушки, повернуть заглушку специальным ключом против хода часовой стрелки до выхода хвостовика из замка, вынуть заглушку и плавно опустить за тросик на борт самолета.

Подсоединить шланг наземного кондиционера и произвести вентиляцию одежды летчика. Перед вылетом шланг наземного кондиционера отсоединить и установить заглушку специальным ключом. Перед установкой заглушки уложить ее тросик в гнездо, установить хвостовик в замок бортового штуцера и повернуть заглушку по ходу часовой

стрелки до щелчка фиксатора. Фиксатор в этом случае зайдет в гнездо фланца и законтрит заглушку от самопроизвольного открытия.

Соединение коммуникаций бортового оборудования и снаряжения летчика производить объединенным разъемом коммуникации ОРК-11А (см. фиг. 3.2.5), установленным на левом борту рамки кресла. Для повышения надежности работы троса разъема ОРК-11А зацепление троса за кольцо замка разъема (и за скобу на левом борту кабины) произведено серьгой с валиком. Валик законтрен проволокой.

Паражютный кислородный прибор КП-27М предназначен для питания летчика кислородом при катапультировании и при отказе в работе кислородного прибора КП-52М. Кислородный прибор КП-27М вкладывается в рамку кресла так, чтобы механизм включения (трос, присоединенный к разъему ОРК-11А) был направлен в сторону объединенного разъема.

Запас кислорода на самолете находится в четырех шаровых баллонах с давлением 135-150 кг/см².

3. РАЗМЕЩЕНИЕ АГРЕГАТОВ НА САМОЛЕТЕ

Агрегаты кислородного оборудования размещены на самолете в следующих местах:

1. Регулятор подачи кислорода РПК-52, дистанционное управление ДУ-7, вентиляционное устройство шлема ВУШ-6, указатель кислорода ИК-52, манометр избыточного давления М-2000К, кислородный редуктор КР-26А, фильтр АД-5 и автомат давления АД-6Е установлены в кабине, на левом пульте.

2. Кислородный прибор КП-52М в полете крепится к подвесной системе парашюта летчика, на земле - на левом пульте кабины.

3. Кислородный прибор КП-27М вкладывается в рамку кресла.

4. Объединенный разъем коммуникаций ОРК-11А крепится к левому борту рамки кресла.

5. Кислородные баллоны расположены у корневых нервюр левой и правой консолей крыла (два двухлитровых баллона у левой консоли крыла, один четырехлитровый и один двухлитровый у правой консоли крыла).

6. Вентиль объединенной зарядки кислородом с зарядным штуцером установлен в нише шасси левого крыла на нервюре № 2.

7. Кислородный вентиль КВ-2МС питания летчика и вентиль КВ-2МС подпитки двигателя расположены в нише левого крыла на нервюре № 1.

4. МЕРЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ РАБОТЕ С КИСЛОРОДНЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ

1. Для предупреждения выхода из строя кислородного оборудования в процессе эксплуатации ЗАПРЕЩАЕТСЯ:

- попадание масла и жиров на трубопроводы и агрегаты кислородного оборудования, так как соединение кислорода с маслом и жирами взрывоопасно;
- открывать вентиль кислородной подпитки двигателя в случаях законсервированного двигателя, после длительного хранения самолета без предварительного опробования двигателя, после расконсервации двигателя без предварительного опробования;
- подтягивать накидные гайки соединений трубопроводов при открытых вентилях, когда кислородные системы заряжены;
- стравливать кислород из системы через редуктор.

2. Применяемый инструмент перед работой должен быть промыт в чистом бензине и насухо вытерт.

3. При длительном хранении самолета не допускается понижение давления кислорода в системах ниже 5 кг/см^2 .

4. При снятии кислородного баллона с самолета предварительно полностью стравить кислород из системы и только после этого снять баллон с самолета вместе со штуцером-тройником.

5. Руки и спецодежда, производящих работы с кислородным оборудованием, должны быть чистыми.

6. на самолете установлен объединенный разъем коммуникаций ОРК-11А, в нижней колодке которого смонтированы обратные клапаны. При раскрытии разъема они закрываются и изолирует коммуникации от атмосферы.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ!

1. Для предотвращения выхода из строя манометров М-2000К и ВУШ-6 запрещается включение кранов дополнительной и аварийной подачи кислорода и включение ВУШ-6 при раскрытом разъеме ОРК-11А.
2. При подсоединении байонетного замка трубки подпора клапана выдоха к прибору КП-52М не допускать перекручивания трубки подпора. После подсоединения проверь, нет ли приборов, перекручиваний и петель на трубке.

ГЛАВА II

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

При подготовке к полетам и при эксплуатации кислородного оборудования необходимо соблюдать следующие требования:

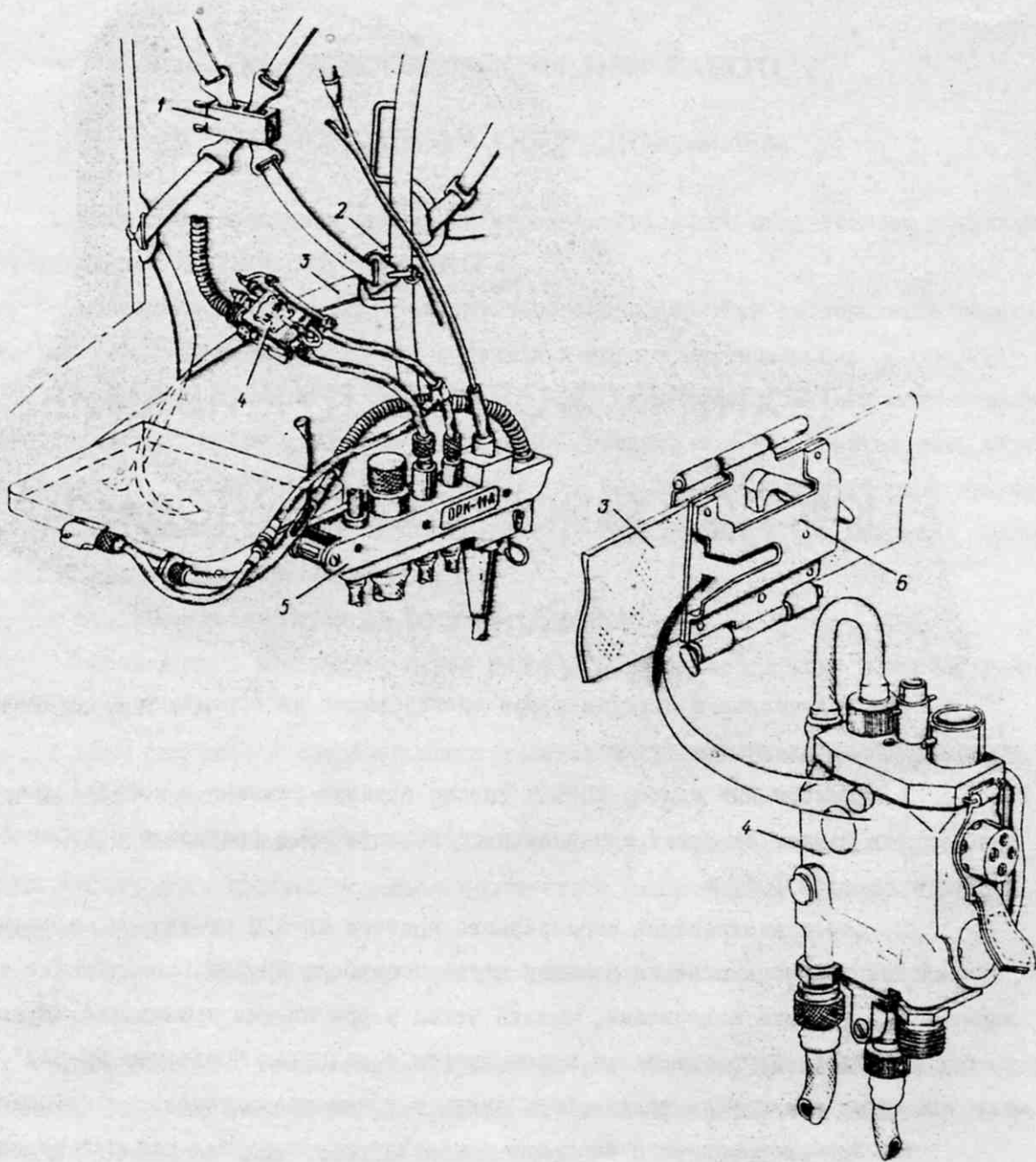
1. Кислородный прибор КП-52М (после посадки летчика в кабину) должен быть прибортован замком на левой лямке ножного обхвата ниже полупетли подвесной системы парашюта (фиг. 3.2.1).

2. Для предохранения кислородного прибора КП-52М от ударов, а шланги от деформаций, необходимо после полетов штуцеры прибора КП-52М, соединяющие его с гермошлемом, заглушить заглушками, надеть чехол и при помощи крючка на чехле подвесить прибор за откидной кронштейн на левом пульте с надписью "подвеска КП-52М". Перед полетом чехол и заглушки должны быть сняты и установлены только после полета.

3. При необходимости быстрого покидания самолета без катапультирования (при посадке на воду и на землю при пожаре) на кислородном приборе КП-52М имеется быстродействующий аварийный разъем (разъемная планка фиг. 3.2.2). Раскрытие разъема КП-52М происходит при выдергивании шпильки из соединений разъемной планки с корпусом прибора, при этом коммуникации сваряжения летчика отсоединяются от бортового оборудования.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ!

1. Запрещается отсоединять гермошлем и костюм в нормальных условиях при помощи быстродействующего аварийного разъема, т.к. это может привести к образованию негерметичности костюмной линии.



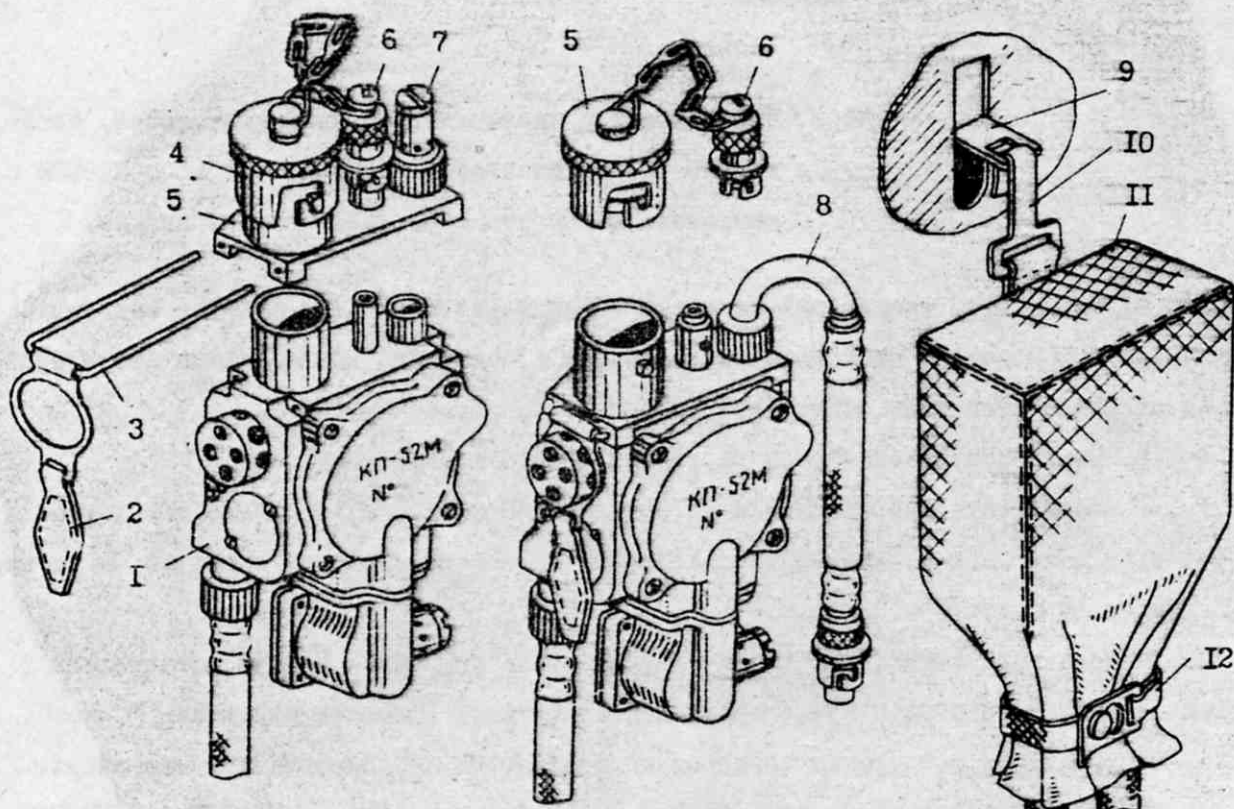
Фиг. 3.2.1. Крепление кислородного прибора
КИ-52М на подвесной панели.

- 1 — соединительный замок; 2 — полупетля ножного обхвата;
3 — лямка ножного обхвата; 4 — кислородный прибор КИ-52М;
5 — объединенный разъем ОРК-11А; 6 — замок крепления кислородного оборудования.

2. При полетах с кислородной маской (без ВКК-6) необходимо вместо шланга, соединяющего прибор КП-52М с костюмом, накрутить предохранительный клапан.
4. При снятом кресле нижнюю часть объединенного разъема ОРК-11А заглушить заглушкой и при помощи крючка (прикрепленного к заглушке) подвесить на левом пульте за откидной кронштейн подвески кислородного прибора КП-52М.
5. Перед проверкой кабины на герметичность необходимо:
 - отсоединить прибор КП-52М от объединенного разъема и других коммуникаций и убрать его из кабины, предварительно надев на штуцеры прибора заглушки, а на корпус прибора чехол;
 - убедиться в том, что на ДУ-7 ручка крана аварийной подачи установлена в положение "Выкл.авар.", а ручка крана дополнительной подачи - в положение "Смесь";
 - убедиться в том, что кислородный вентиль КВ-2МС питания летчика закрыт.После окончания проверки кабины на герметичность установить прибор КП-52М в кабину и проверить комплект кислородного оборудования в объеме раздела "Предварительная подготовка регламента".
6. Во всех случаях перед открытием вентиля КВ-2МС необходимо снимать заглушку с прибора КП-52М.
7. Кислородный вентиль КВ-2МС имеет откидную рукоятку, пользоваться которой разрешается только для начала открывания вентиля. Запрещается пользоваться откидной рукояткой при закрывании вентиля во избежание выхода его из строя.
8. При полетах без компенсирующего костюма на штуцер прибора КП-52М устанавливать предохранительный клапан вместо шланга наполнения костюма.
9. В случае необходимости замены бортовых кислородных шлангов КП-52 или рукавов системы вентиляции одежды и системы ИПУ необходимо осторожно разрезать обжимные кольца на штуцерах объединенного разъема ОРК-11А, предохраняя разъем от повреждений, и снять шланги или рукава с разъема.

Заделку новых шлангов (рукавов) на штуцеры объединенного разъема производить следующим образом:

1. Отступив от конца штуцера на 1-2 мм, обмазать резиновым клеем (тонким слоем) наружную поверхность штуцера разъема на длине 10-15 мм и надеть шланг. При этом, конец штуцера должен находиться от начала армированной части шланга на 2-4 мм.
2. Герметично закрепить конец шланга на штуцере при помощи шпагата (виток к витку) или мягкой стальной проволоки, концы шпагата задевать.
3. Обмотать конец шланга (сверху шпагата или проволоки) изоляционной лентой.



Фиг. 3.2.2. Быстродействующий разъем и подвеска кислородного прибора КП-52М.

I - корпус прибора; 2 - держка шпильки; 3 - двухрожковая шпилька; 4 - разъемная планка; 5 - заглушка магистрали вдоха; 6 - заглушка магистрали компенсации клапана выдоха; 7 - предохранительный клапан; 8 - шланг магистрали костюма; 9 - откидной кронштейн подвески КП-52М; 10 - крючок чехла КП-52М; 11 - чехол; 12 - тесемка чехла.

2. ПРОВЕРКА ГЕРМЕТИЧНОСТИ КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ

Проверку герметичности кислородной системы производить в следующем порядке:

I. Проверить герметичность системы высокого давления от вентиля КВ-2МС до прибора РК-52, для чего открыть вентиль КВ-2МС и после заполнения системы кислородом вентиль закрыть. Предварительно убедиться, что на ДУ-7 ручка крана вентиляции установлена в положение "Выкл.", ручка крана аварийной подачи - в положение "Выкл. авар." и ручка крана дополнительной подачи - в положение "Смесь". За время выдержки от 2 до 5 мин. падения давления в системе от вентиля до прибора РК-52 (по индикатору ИК-52) допускается не более 10 кг/см^2 (не более одного давления). Если же за это время уменьшение показаний указателя ИК-52 будет более 10 кг/см^2 , то система негерметична.

ПРИМЕЧАНИЕ: Такое падение давления (не более 10 кг/см^2) происходит вслед-

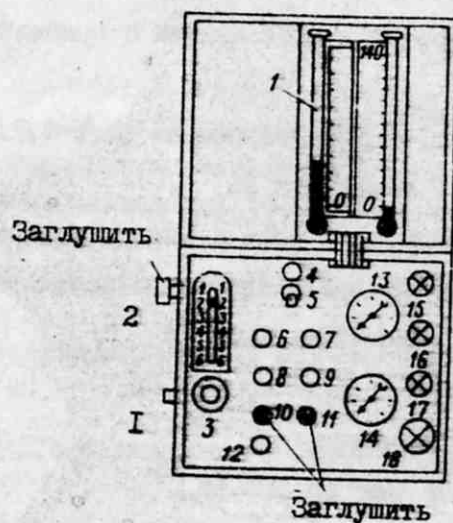
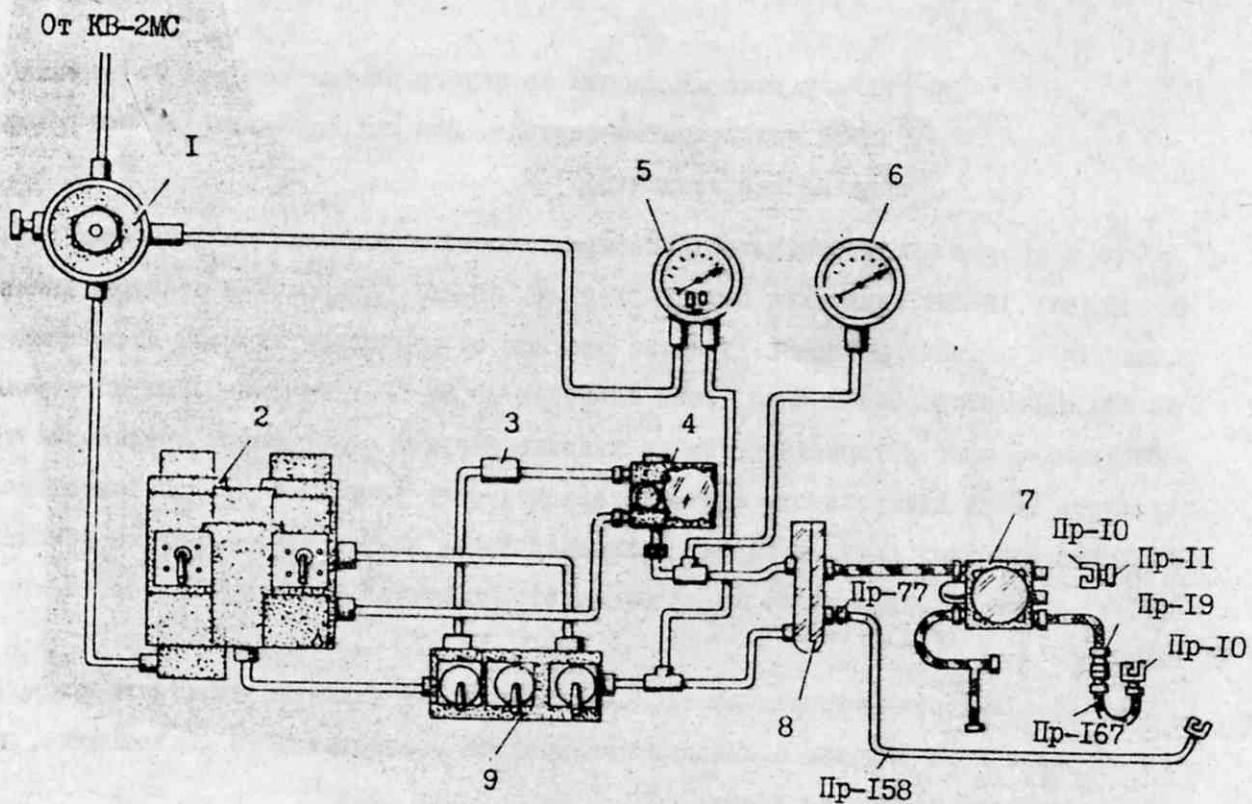
ствии утечки кислорода из малого объема участка от вентиля до РПК-52 при закрытом вентиле. При открытом вентиле эта утечка практически незаметна.

2. Проверить герметичность системы высокого давления от зарядного штуцера до вентиля КВ-2МС, для чего открыть вентиль КВ-2МС (в крыле) и отметить изменение давления в системе по ИК-52. Участок системы от зарядного штуцера до вентиля КВ-2МС считается герметичным, если давление по ИК-52 в течение часа не изменилось. Обнаружение мест негерметичности производится путем обмазывания соединений трубопроводов пеной нейтрального мыла. Негерметичность устраняется дополнительной затяжкой накладных гаек. В случае негерметичности какого-либо агрегата комплекта ККО-5 его необходимо заменить. После этого повторить проверку на герметичность вновь.

3. Проверить герметичность полости высокого давления комплекта от РПК-52 до объединенного разъема с помощью кислородной установки КУ-8 по методике, указанной в описании установки КУ-8.

4. Проверить герметичность полости высокого давления комплекта от регулятора РПК-52 до прибора КП-52М. Проверку производить с помощью кислородной установки КУ-8 в следующем порядке:

- произвести соединение, как указано на фиг. 3.2.3;
- установить дюзу № 2 и шкалу № 2;
- ручку крана дополнительной подачи на дистанционном управлении ДУ-7 поставить в положение "Смесь", ручку крана аварийной подачи - в положение "Выкл.авар." и ручку крана вентиляции - в положение "Выкл.";
- соединить при помощи приспособлений Пр-77 и Пр-158 штуцер объединенного разъема со штуцером "3" установки;
- открыть кислородный вентиль КВ-2МС;
- перевести ручку крана аварийной подачи на ДУ-7 в положение "Авар.вкл." и зафиксировать показание реометра I;
- перевести ручку крана аварийной подачи в положение "Выкл.Авар." и отсоединить приспособления Пр-77 и Пр-158;
- герметично присоединить шланг высокого давления прибора КП-52М к штуцеру объединенного разъема;
- заглушить выходной штуцер прибора КП-52М приспособлениями Пр-10 и Пр-11, затем при помощи приспособлений Пр-19, Пр-167 и Пр-10 присоединить шланг костюмной линии к штуцеру "3" установки;
- поставить ручку крана аварийной подачи в положение "Авар.Вкл." и зафиксировать показание реометра I;



Фиг. 3.2.3. Схема проверки герметичности полости высокого давления комплекта ККО-5.

- 1 - редуктор КР-26А; 2 - регулятор подачи кислорода РК-52; 3 - доза; 4 - вентиляционное устройство шлема ВУШ-6; 5 - указатель кислорода ИК-52; 6 - манометр избыточного давления М-2000К; 7 - кислородный прибор КП-52М; 8 - объединенный разъем коммутаций; 9 - дистанционное управление.

- перевести ручку крана аварийной подачи в положение "Выкл.Авар." и отсоединить все приспособления;

- закрыть вентиль KB-2МС.

Результат проверки считается положительным, если разность показаний реометра I и в первом и во втором случаях не превышает 5 л/мин.

5. Проверить герметичность полости низкого давления комплекта при наличии избыточного давления по манометру М-2000К.

Проверку производить с помощью кислородной установки КУ-8 по методике, изложенной в описании установки КУ-8.

3. ПРОВЕРКА РАБОТЫ КОМПЛЕКТА КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Проверка работы комплекта кислородного оборудования производится летчиком (одетым в полное высотное снаряжение) при предполетной подготовке и техническим составом при предварительной подготовке при избыточном давлении и без избыточного давления.

ПРОВЕРКА РАБОТЫ КОМПЛЕКТА ТЕХНИЧЕСКИМ СОСТАВОМ

При избыточном давлении

Проверка при избыточном давлении производится с помощью приспособлений установки КУ-6 или КУ-8 в следующем порядке:

1. Открыть кислородный вентиль.

2. Нажать на кнопку ручного включения непрерывной подачи и убедиться в наличии большой подачи кислорода в течение 4-8 сек., после чего кнопку отпустить.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ!

Включить большую подачу кислорода с присоединенным к прибору КП-52М гермошлемом (или маской) запрещается.

3. Подсоединить к штуцеру вдоха прибора КП-52М маску с приспособлениями Пр-23, Пр-27, Пр-9 (из установки КУ-6) или Пр-156 (из установки КУ-8), к штуцеру клапана выдоха прибора - шланг клапана выдоха маски, а к шлангу, идущему к компенсирующему костюму, - манометр 4/2, использовав Пр-19 из КУ-6 или Пр-19 и Пр-160 из КУ-8 (вентиль Пр-160 должен быть завернут до отказа, фиг.3.2.4).

4. Перевести ручку крана аварийной подачи на ДУ-7 в положение "Авар.вкл."

5. Закрывая пальцем отверстие в регуляторе избыточного давления, создать последовательно по манометру М-2000К давление 1000 и 1800 мм.вод.ст.и зафиксировать показания манометра 4/2.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ!

Создавать давление в приборе более 1800 мм вод.ст. запрещается во избежание повреждения манометра М-2000К.

6. Открыть отверстие регулятора избыточного давления; перевести ручку крана аварийной подачи на ДУ-7 в положение "Выкл.Авар."; отсоединить от прибора все приспособления.

Результат проверки считается положительным, если продолжительность действия большой подачи кислорода находится в пределах 4-8 сек., а давление, фиксируемое по манометру 4/2, находится в пределах:

Давление в приборе в мм.вод.ст.	0	1000	1800
Давление в костюме в кг/см ²	максимум 0,45	1,4	2,2
	минимум 0	0,8	1,4

Без избыточного давления

Проверку без избыточного давления производить в следующем порядке:

1. Присоединить к прибору КП-52М маску КМ-32.
2. Перевести ручку крана дополнительной подачи на ДУ-7 в положение "100% O₂".
3. Произвести 2-3 глубоких вдоха и выдоха.

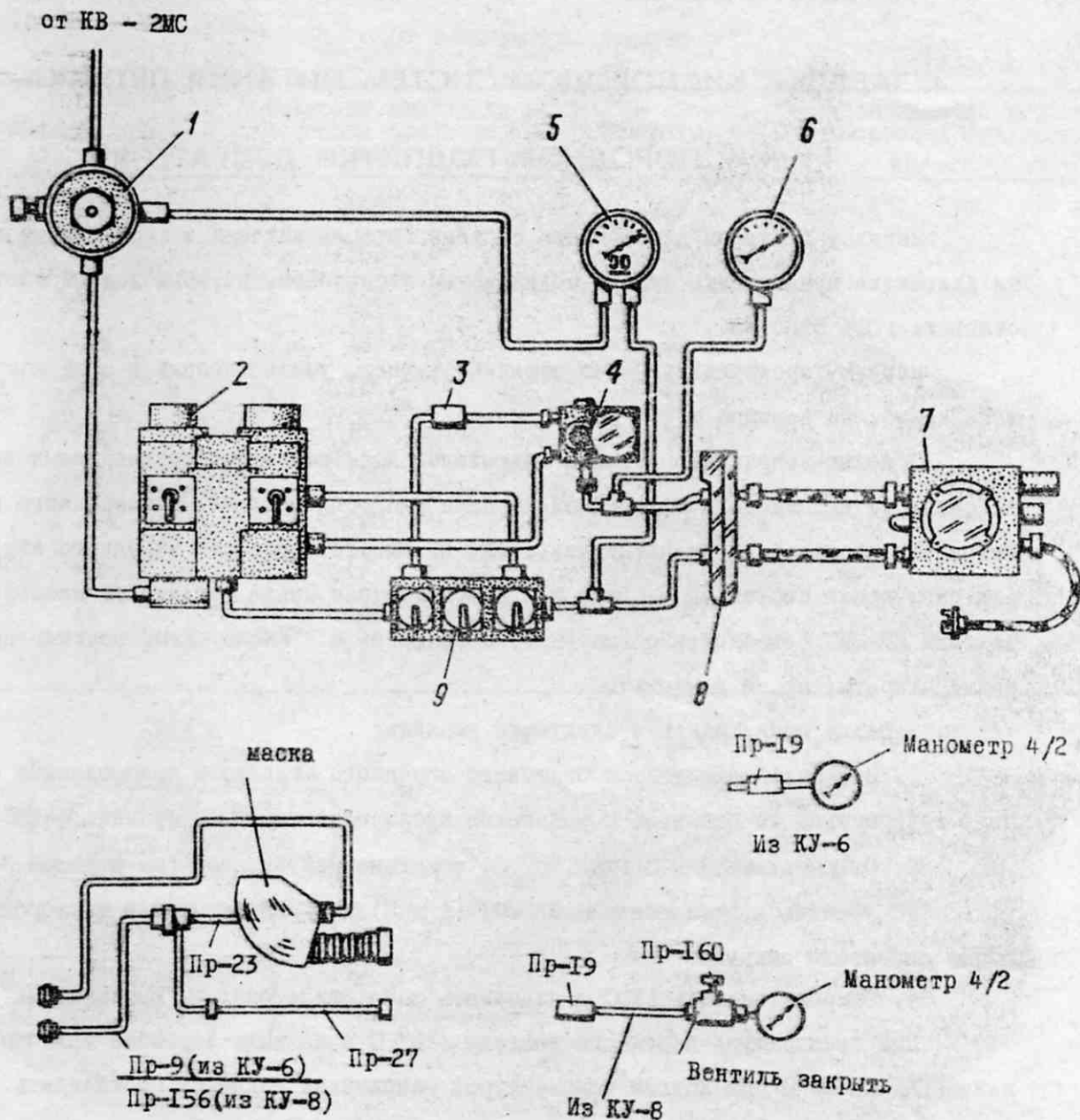
Если флажки указателя кислорода на ИК-52 при вдохе сходятся, а при выдохе расходятся, то комплект работает исправно. Снова перевести ручку крана дополнительной подачи в положение "Смесь".

Проверить работу вентиляционного устройства ВУШ-6, для чего снять маску с лица, перевести ручку крана вентиляции на ДУ-7 в положение "Вкл.". Если через маску будет поступать кислород непрерывным потоком, то ВУШ-6 работает исправно.

По окончании проверки ручку крана вентиляции на ДУ-7 перевести в положение "Выкл." и закрыть кислородный вентиль.

По окончании проверочных работ необходимо заглушить штуцеры прибора КП-52М, соединяющие его с гермошлемом (маской) заглушками, надеть чехол и при помощи крючка на челле подвесить прибор за откидной кронштейн на левом пульте кабины.

ПРИМЕЧАНИЕ: Проверку работ комплекта летным составом при избыточном давлении и без избыточного давления производить в соответствии с требованиями инструкции летчику.



Фиг.3.2.4. Схема проверки работы комплекта кислородного оборудования ККО-5 при избыточном давлении.

1 - редуктор КР-26А; 2 - регулятор подачи кислорода РПК-52; 3 - дюза; 4 - вентиляционное устройство шлема ВУШ-6; 5 - кислородный указатель ИК-52; 6 - манометр избыточного давления М-2000К; 7 - кислородный прибор КП - 52М; 8 - объединенный разъем коммуникаций; 9 - дистанционное управление ДУ-7.

4 ЗАРЯДКА КИСЛОРОДОМ СИСТЕМ ПИТАНИЯ ЛЕТЧИКА И КИСЛОРОДНОЙ ПОДПИТКИ ДВИГАТЕЛЯ

Зарядку баллонов кислородной системы питания летчика и кислородной подпитки двигателя производить только медицинским кислородом, который должен соответствовать ГОСТ 5583-58.

Зарядку производить через зарядный штуцер, установленный в нише шасси левого крыла, на нервюре № 2.

С целью сокращения времени подготовки кислородного оборудования к полету на самолете выполнена объединенная зарядка кислородом систем кислородного питания летчика и кислородной подпитки двигателя от одного бортового зарядного штуцера. Для разделения систем на нервюре № 2 левой консоли крыла установлен кислородный вентиль КВ-2МС (объединенной зарядки) с трафаретом "Кислородный вентиль при зарядке открыть, после-закреть".

Зарядку производить в следующем порядке:

1. Отвернуть заглушку с бортового зарядного штуцера и присоединить к штуцеру трубопровод от баллонов аэродромной кислородно-зарядной станции (АКЭС).
 2. Открыть вентиль 3 (фиг.3.2.5) объединенной зарядки (на нервюре № 2).
 3. Убедиться, что вентили КВ-2МС (1 и 2) питания летчика и кислородной подпитки двигателя закрыты.
 4. Открыть вентиль АКЭС и наполнить самолетные баллоны кислородом.
- При температуре наружного воздуха $+20^{\circ}\text{C}$ наполнять бортовые баллоны до давления 150 кг/см^2 . При других температурах наполнение баллонов производить в соответствии с таблицей I.
5. После наполнения баллонов закрыть вентиль на АКЭС и отсоединить трубопровод от бортового зарядного штуцера.
 6. Закрыть вентиль объединенной зарядки (на нервюре № 2).
 7. Проверить давление в системе кислородной подпитки двигателя по манометру высокого давления МК-12М и системе питания летчика по указателю ИК-52, открыв вентиль КВ-2МС (на нервюре № 1).
 8. Навернуть заглушку на бортовой зарядный штуцер.

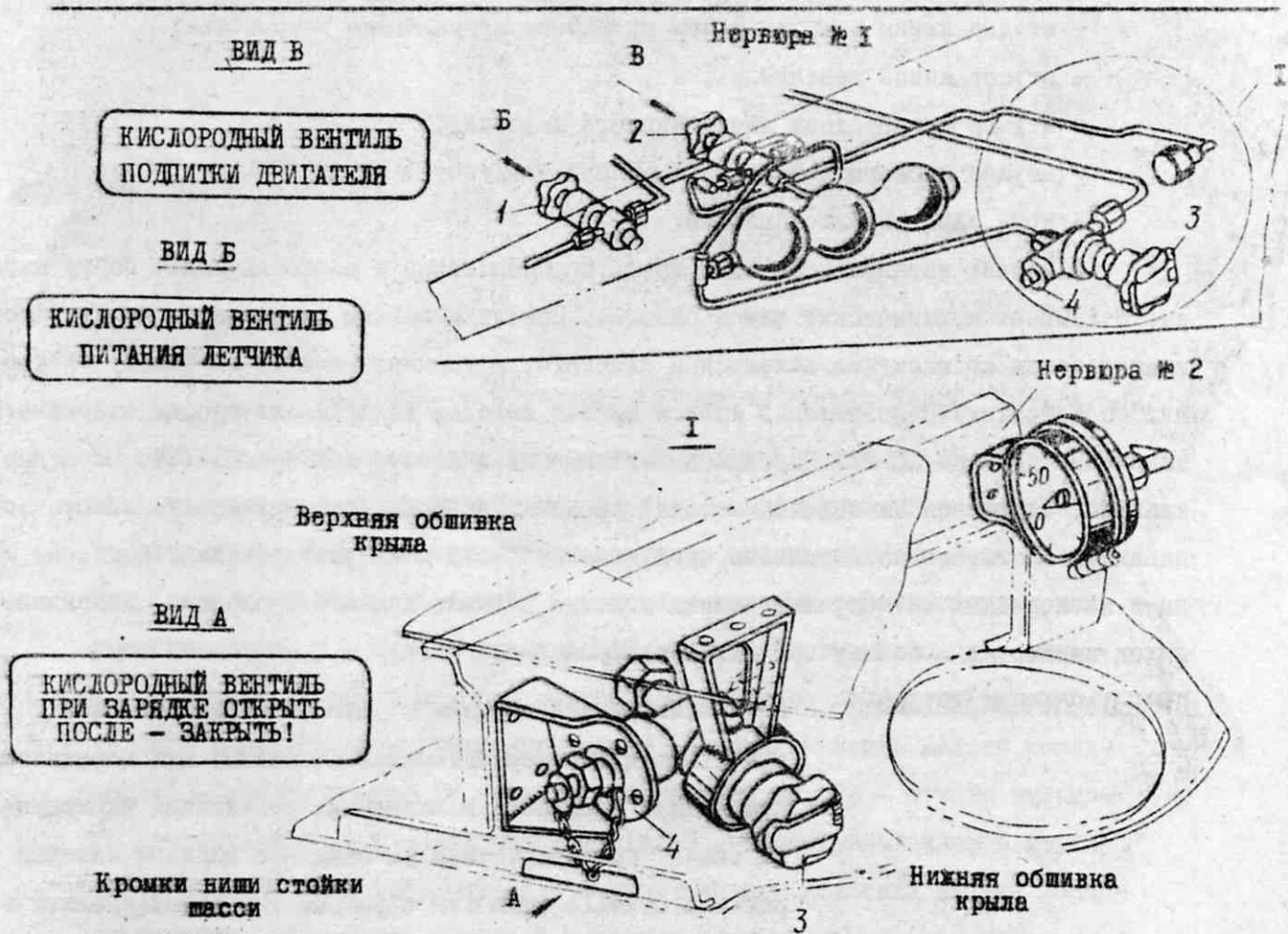
ВНИМАНИЕ!

Перед вылетом кислородный вентиль объединенной зарядки должен быть обязательно закрыт, а вентиль кислородного питания летчика и вентиль кислородной подпитки двигателя - открыт.

Давление кислорода в бортовых баллонах в зависимости
от температуры воздуха

Таблица I

Температура °C	Давление кислорода в бортовых баллонах кг/см ²	Температуру °C	Давление кислорода в бортовых баллонах кг/см ²
+50	165	- 5	138
+45	162	-10	136
+40	160	-15	134
+35	157	-20	131
+30	155	-25	128
+25	152	-30	126
+20	150	-35	124
+15	148	-40	121
+10	145	-45	118
+5	143	-50	116
0	140		



Фиг. 3.2.5. Размещение кислородных вентилях в нише левого шасси.

I - кислородный вентиль питания летчика; 2 - кислородный вентиль подпитки двигателя; 3 - вентиль объединенной зарядки; 4 - зарядный штуцер.

5. ОБЪЕДИНЕННЫЙ РАЗЪЕМ КОММУНИКАЦИЙ ОРК - IIA

Объединенный разъем обеспечивает одновременное автоматическое разъединение всех коммуникаций, идущих от бортовых приборов и агрегатов к снаряжению летчика, а также автоматическое переключение питания летчика кислородом от бортовых баллонов на парашютный прибор КП-27М при катапультировании.

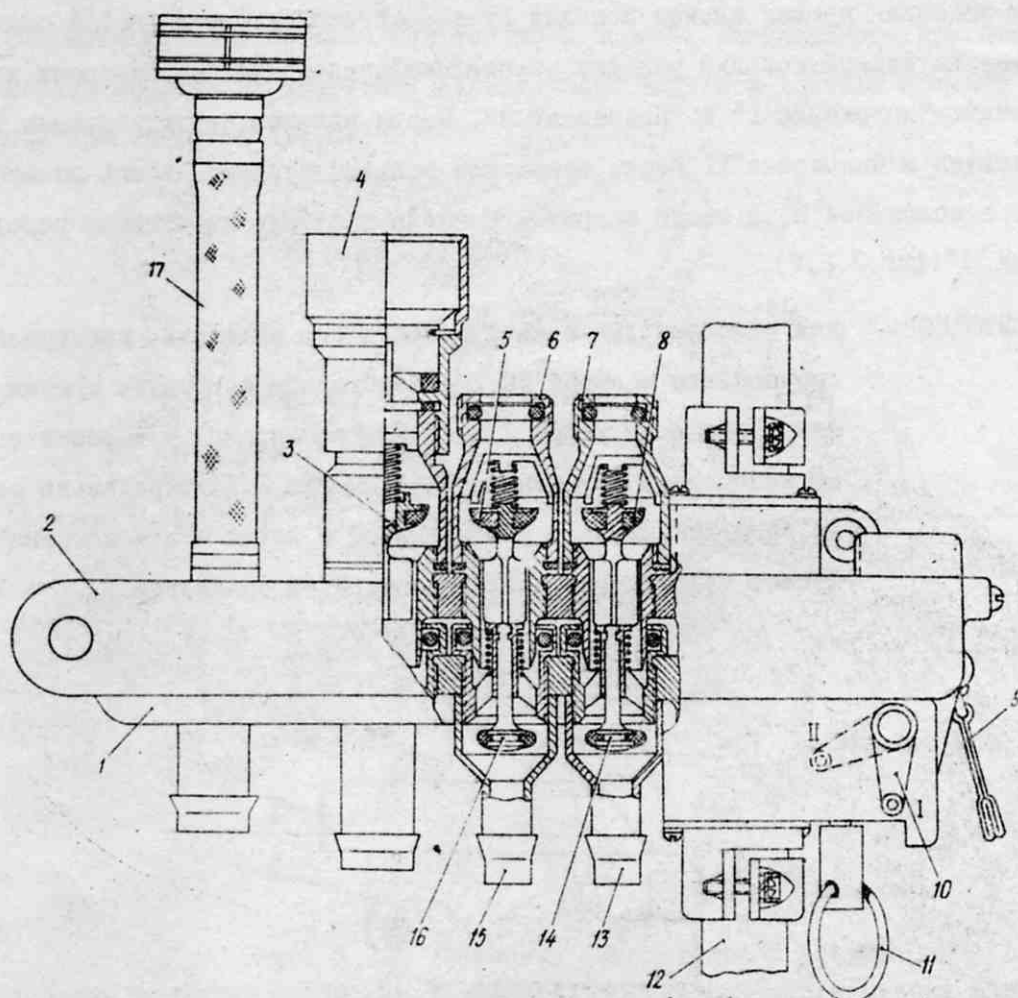
Объединенный разъем ОРК-IIA состоит из двух колодок: верхней и нижней, соединенных между собой механическим замком. Верхняя колодка крепится на левом борту рамки кресла.

Верхняя и нижняя колодки разъема имеют каждая (фиг.3.2.6), слева направо:

- штуцер линии питания камер противоперегрузочного устройства;
- штуцер линии вентиляции;
- штуцер кислородной линии низкого давления;
- штуцер кислородной линии высокого давления;
- жгут электрорадиопроводки.

В момент катапультирования трос, прикрепленный к скобе на левом борту кабины, открывает механический замок разъема. При этом разъем распадается на две части: нижняя часть со штангами остается в самолете, а верхняя (вместе с рамкой) - "уходит" с летчиком. Одновременно рычажок нижней колодки выдергивает тросик аварийного включения прибора КП-27М. Происходит включение в работу прибора КП-27М. Обратные клапаны, имеющиеся на верхней колодке разъема, обеспечивают сохранение избыточного давления в системе кислородного оборудования после катапультирования. Обратные клапаны в кислородных магистралях нижней колодки разъема при его раскрытии закрывают выход кислорода в кабину при катапультировании.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! При эксплуатации изделий с установленным разъемом ОРК-IIA запрещается включение аварийной или дополнительной подачи кислорода и включение вентиляции гермошлема на земле при отсутствии на самолете верхней колодки разъема ОРК-IIA (так как обратные клапаны закрывают в нижней колодке разъема выход кислорода в атмосферу, что может привести к выходу из строя манометра М-2000К и вентиляционного устройства шлема ВУШ-6).

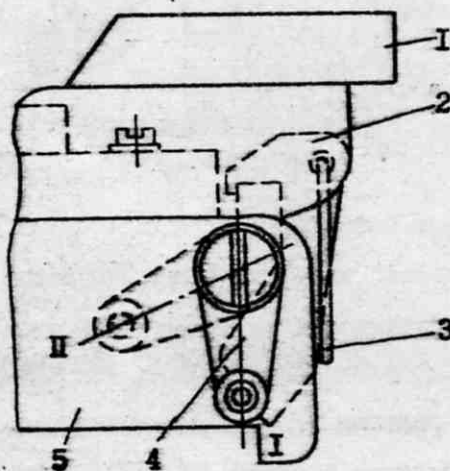


Фиг. 3.2.6. Объединенный разъем коммуникаций ОРК-ІІА.

I - нижняя колодка разъема; 2 - верхняя колодка разъема; 3 - обратный клапан системы вентиляции костюма ВК-3; 4 - муфта в штуцере вентиляции костюма ВК-3; 5 - обратный клапан в штуцере магистрали низкого давления (верхняя колодка разъема); 6 - штуцер кислородной магистрали низкого давления; 7 - штуцер кислородной магистрали высокого давления; 8 - обратный клапан в штуцере магистрали высокого давления (верхняя колодка разъема); 9 - ляжка крючка; 10 - предохранитель нижней колодки; II - кольцо замка; 12 - электрорадиопроводка; 13 - штуцер высокого давления нижней колодки разъема; 14, 16 - обратные клапаны в штуцерах нижней колодки разъема; 15 - штуцер низкого давления нижней колодки разъема; 17 - шланг с муфтой легкоразъемного соединения с противоперегрузочным устройством.

Для фиксации крючка нижней колодки от случайного открытия (после соединения разъема) на нижней колодке разъема установлен предохранитель, который имеет два положения: "Положение I" и "Положение II". Перед полетом предохранитель должен быть установлен в положение "I". Перед закрытием разъема предохранитель должен быть установлен в положение "II", а после закрытия предохранитель необходимо перевести в положение "I" (Фиг. 3.2.7).

ПРИМЕЧАНИЕ: Для отсоединения нижней колодки без включения кислородного парашютного прибора КП-27М необходимо повернуть крючок нижней колодки до упора (за кольцо из тесьмы) и вывести его из зацепления с ушком прибора КП-27М, предварительно переведя предохранитель в положение "II", а затем - в положение "I". Крючок будет зафиксирован в открытом положении.



Фиг. 3.2.7. Предохранитель нижней колодки.

I - верхняя колодка; 2 - крючок нижней колодки; 3 - кольцо; 4 - предохранитель; 5 - нижняя колодка.

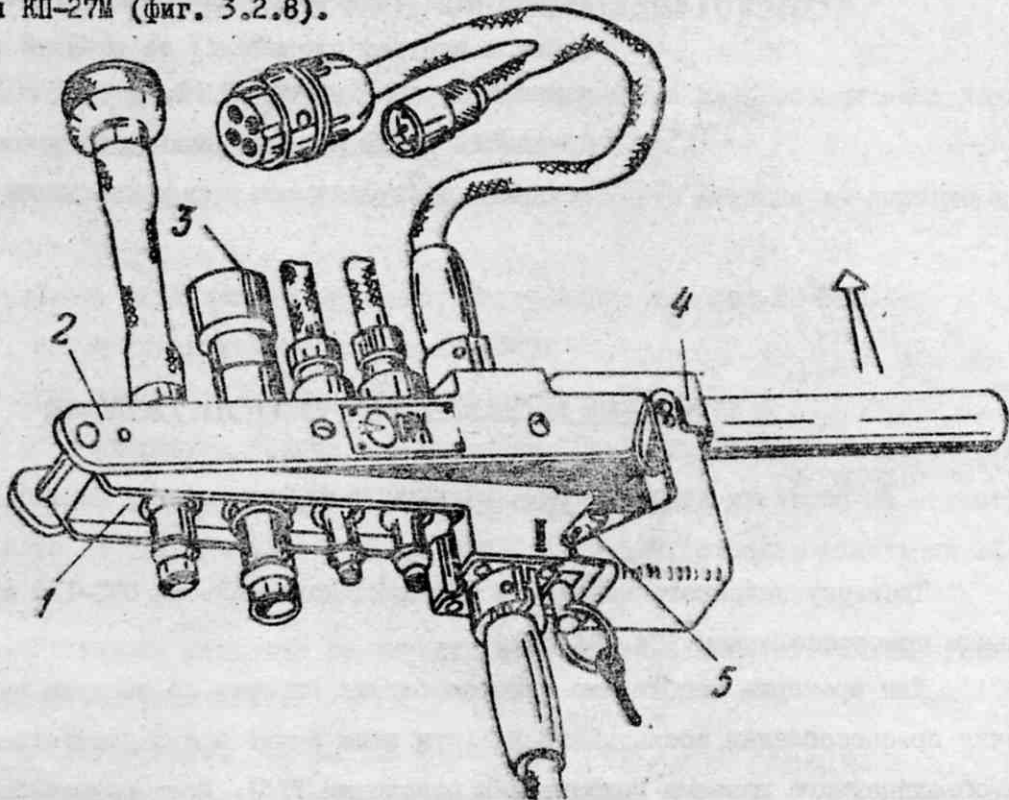
В процессе эксплуатации необходимо:

1. Внутренние полости коммуникаций разъема, а также наружные поверхности присоединительных штуцеров предохранять от попадания киров и масел.

2. После каждого разъединения объединенного разъема необходимо производить проверку герметичности полости высокого давления комплекта от РПК-52 до объединен-

ного разъема ОРК-11А и от РНК-52 до прибора КП-52М на кислородной установке КУ-8.

3. Закрытие разъема производить только с помощью специального приспособления поджатием нижней колодки до получения характерного щелчка и захвате ручком ушка разъединителя КП-27М (фиг. 3.2.8).



Фиг. 3.2.8. Закрытие объединенного разъема ОРК-11А.

1-нижняя колодка разъема; 2-верхняя колодка разъема; 3-муфта соединения с вентилирующим костюмом ВК-3; 4-приспособления для закрытия разъема; 5-предохранитель.

ПРОВЕРКА РАБОТЫ ОБЪЕДИНЕННОГО РАЗЪЕМА

Проверку работы объединенного разъема производить при снятии кресла для выполнения регламентных работ с установленным в рамке прибором КП-27М.

1. Убедиться, что объединенный разъем закрыт, трос автоматического включения присоединен к кольцу нижней колодки разъема, а предохранитель автоматического включения находится в положении "1".

2. Проверить, что кислородный вентиль питания летчика закрыт.

3. В процессе снятия кресла с самолета убедиться:

а) в отсоединении нижней колодки разъема (до полного раскрытия разъема бортовые шланги, связанные с нижней колодкой, должны иметь запас слабину);

б) в выдергивании чеки троса автоматического включения прибора КП-27М из отверстия в шпильке.

После проведения указанной работы парашютный кислородный прибор КП-27М необходимо зарядить и привести в полную готовность.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ!

При подсоединении троса автоматического включения к пускателью заряженного прибора КП-27М (путем вставки чеки троса в шпильку пускателя) не забывай законтрить чеку льняной суровой ниткой № 14,5/8 (ОСТ 30101-40), для чего привязать нитку к тросу непосредственно у соединительной втулки и пропустить ее через отверстие в винте.

6. ПРОВЕРКА ЗАКРЫТОГО ПОЛОЖЕНИЯ ОБЪЕДИНЕННОГО РАЗЪЕМА

Проверку закрытого положения объединенного разъема ОРК-IIА производить специальным приспособлением 9С4.094.000.

Для проверки необходимо приспособление завести за выступы нижней колодки и ручку приспособления потянуть вверх (при этом рычаг предохранителя на нижней колодке объединенного разъема находится в положении "I"). Если разъем был раскрыт, то при подтягивании нижней колодки должен быть характерный щелчок. При закрытом положении разъема щелчка не должно быть.

После проведения указанной проверки снять приспособление с разъема и убедиться, что ляпка крючка захвата ушка разъединителя парашютного кислородного прибора КП-27М не попала между колодок (фиг. 3.2.8).

7. РАСЧЕТ ЗАПАСА КИСЛОРОДА

Средний расход кислорода на одного человека принят равным 10 л/мин (приведенных к +20°C и давлению 760 мм рт.ст.).

Время продолжительности полета с использованием кислорода определяется по формуле:

$$T = \frac{(6+4) \times (150-30)}{10} = \frac{10 \times 120}{10} = 120 \text{ мин.}$$

где: 6 - емкость трех кислородных баллонов (в литрах); 4 - емкость одного кислородного баллона (в литрах); 150 - давление в баллонах (кг/см²); 30 - неучитываемый запас кислорода (кг/см²); 10 - средняя норма расхода кислорода на одного человека (л/мин).

Более точное время продолжительности полета с использованием кислорода определяется в процессе эксплуатации.

8. ПОРЯДОК СТРАВЛИВАНИЯ КИСЛОРОДА ИЗ БОРТОВЫХ КИСЛОРОДНЫХ БАЛЛОНОВ

В случае необходимости стравливание кислорода из бортовых кислородных баллонов производить в следующем порядке:

1. Закрыть кислородный вентиль КВ-2МС питания летчика на нервюре № I в нише шасси левого крыла.

2. Снять заглушки со штуцеров кислородного прибора КП-52М.

3. Перевести рукоятки кранов на ДУ-7;

- кран дополнительной подачи - в положение "100% O₂";

- кран аварийной подачи - в положение "Авар. выкл." (выключено).

Наблюдая по указателю кислорода ИК-52, стравить кислород из магистрали от кислородного вентиля до кислородного прибора КП-52М (стрелка указателя ИК-52 встает на "0").

4. Поставить заглушки на штуцеры прибора КП-52М и установить рукоятки кранов на дистанционном управлении ДУ-7:

- дополнительной подачи - в положение "Смесь";

- аварийной подачи - в положение "Авар. выкл."

5. Отсоединить накидную гайку трубопровода штуцера отвода кислорода от КВ-2МС на нервюре № I левого крыла.

6. На место отсоединенного трубопровода подсоединить специальную трубку из комплекта наземного оборудования.

7. Отвести конец трубки в безопасное место и, медленно открывая кислородный вентиль, стравить кислород в атмосферу.

8. После полного стравливания кислорода из бортовых кислородных баллонов отсоединить специальную трубу от штуцера кислородного вентиля КВ-2МС.

9. Произвести монтаж трубопровода к штуцеру кислородного вентиля КВ-2МС, восстановив его контровку.

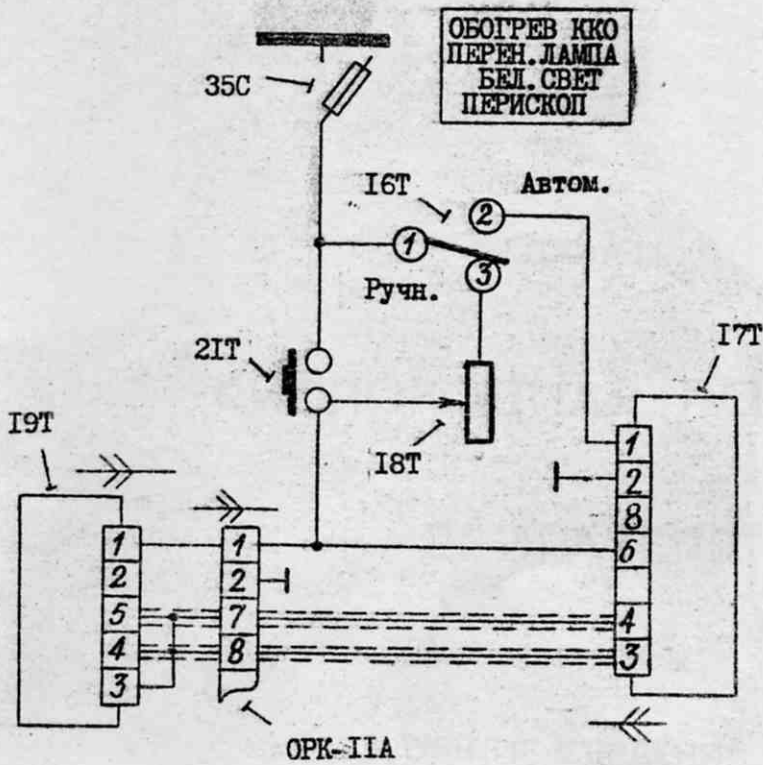
ВНИМАНИЕ!

Стравливать кислород из бортовых кислородных баллонов через кислородный редуктор КР-26АМ^И держать магистраль без давления кислорода в системе более 30 мин ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

9. ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ СХЕМЫ ОБОГРЕВА СТЕКЛА ГЕРМОШЛЕМА

Проверку работоспособности схемы обогрева стекла гермошлема (фиг. 2.3.9) производить с помощью пульта проверки ППРТСС-2М в следующем порядке.

- I. Подсоединить аэродромный источник питания.
2. Подсоединить пульт проверки ППРТСС-2М к пятиклеммному разъему обогрева стекла гермошлема (на жгутах электрорадиопроводки, идущем от ОРК-IIIА).
3. Включить на правом пульте выключатель "Аккумулятор. бортов. аэрод." и АЭС "Обогрев ККО перен. лампа бел. свет".
4. Установить на левом пульте переключатель "Автом.-Ручн" обогрева стекла гермошлема в положение "Автом".
В этом положении лампа сигнализации на пульте ППРТСС-2М не должна гореть.
5. Нажать на пульте ППРТСС-2М кнопку - лампа должна загореться. Отпустить кнопку - лампа погаснет.
6. Установить на левом пульте переключатель "Автом.-Ручн." обогрева стекла гермошлема в положение "Ручн." В этом положении лампа сигнализации на пульте ППРТСС-2М не должна гореть (при установке реостата в выключенном положении).
7. Установить рукоятку реостата в среднее положение - лампа сигнализации на пульте ППРТСС-2М должна загореться.
8. Перевести рукоятку реостата обогрева ГШ в крайнее правое положение - накал контрольной лампы увеличится.
9. Перевести рукоятку реостата ГШ в крайнее левое положение - накал контрольной лампы уменьшится (или погаснет). Нажать на левом пульте кнопку "Быстр. обогрев ГШ" - лампа сигнализации загорится, отпустить кнопку - лампа погаснет.
10. Установить переключатель "Автом.-ручн." в положение "Автом."
11. Выключить выключатель и АЭС, включенные на время проверки.
12. Отсоединить пульт проверки от разъема и соединить разъем гермошлема.
13. Отсоединить аэродромный источник питания.



Фиг. 3.2.9. Электросхема обогрева стекла гермошлема.

35С - АЗС с надписью "Обогрев ККО, перен. лампа, бел. свет, перископ";
I6T - переключатель обогрева стекла гермошлема с надписью "Автом.-
Ручн."; I7T - терморегулятор РТСС-2М; I8T - реостат РТ-10 обогрева
стекла ГШ; 2IT - кнопка 205К "Быстр.обогр. ГШ"; I9T - элемент обо-
грева гермошлема.

[The text in this section is extremely faint and illegible. It appears to be a series of paragraphs or a list of items, possibly describing a project or a set of instructions. The content is too light to transcribe accurately.]



ГЛАВА III

КИСЛОРОДНАЯ ПОДПИТКА

ДВИГАТЕЛЯ

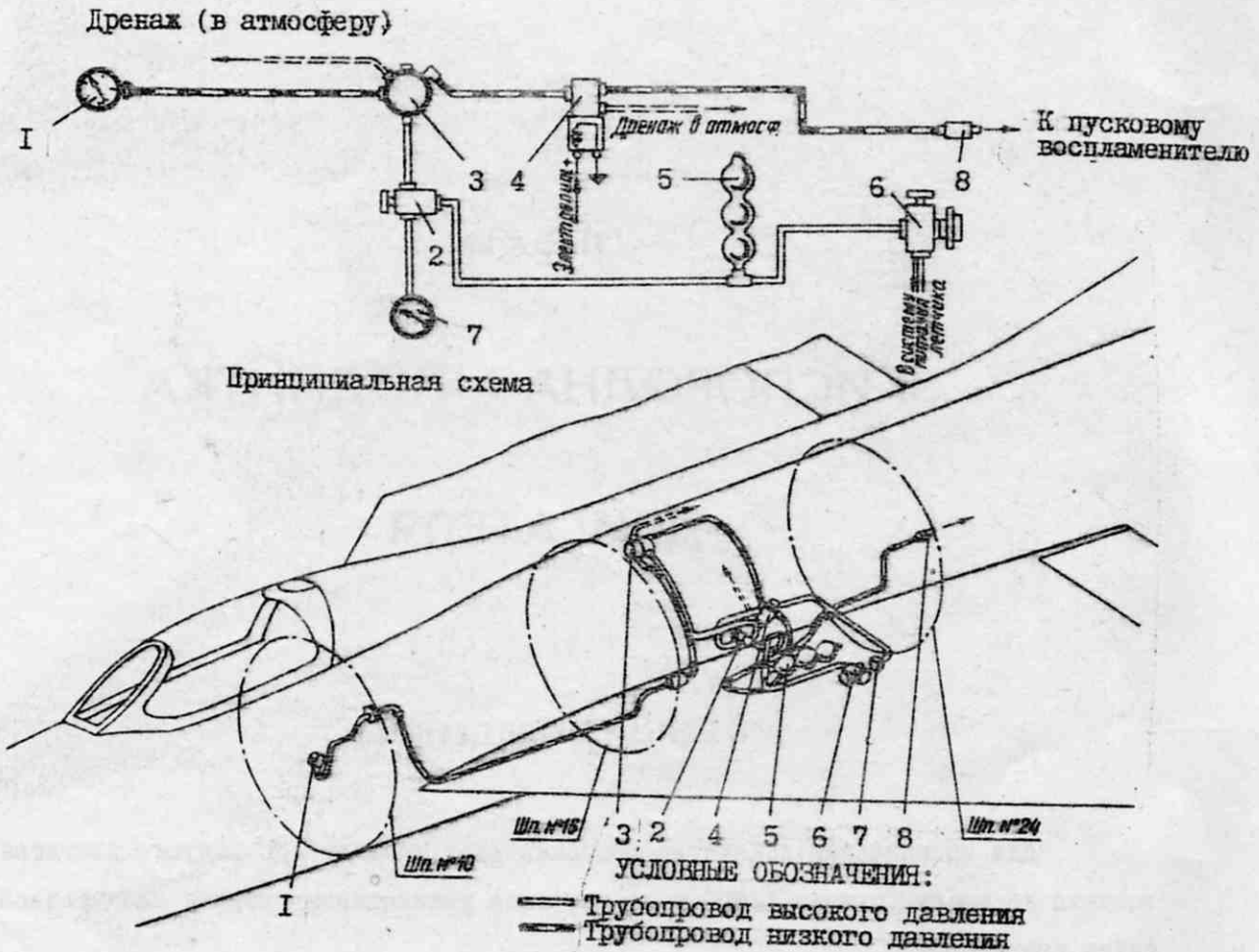
I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Для обеспечения надежного воспламенения топлива при запуске двигателя в воздухе до высоты полета 12000 м на самолете установлена система кислородной подпитки двигателя.

Система кислородной подпитки двигателя включает в себя следующие агрегаты (фиг.3.3.1):

- кислородный баллон емкостью 2 л с давлением до 150 кг/см^2 (установлен в нише левого крыла);
- манометр высокого давления МК-12М (установлен в нише левого крыла);
- кислородный редуктор 2130А, понижающий давление кислорода при расходе до $9-10,5 \text{ кг/см}^2$, без расхода до 16 кг/см^2 (установлен в нише левого колеса);
- вентиль КВ-2МС объединенной зарядки кислородом с зарядным штуцером (установлены в нише левого крыла);
- манометр низкого давления ММ-40С (установлен в кабине на левом пульте);
- вентиль кислородной подпитки КВ-2МС (установлен в нише левого крыла);
- электропневмоклапан 694400, служащий для подачи кислорода к пусковым воспламенителям (установлен в нише левого колеса);

Система кислородной подпитки двигателя является самостоятельной системой и не связана с системой кислородного питания летчика. Подсоединение этой системы к двигателю осуществлено через обратный клапан, установленный на двигателе. Систе-



Фиг. 3.3.1. Система кислородной подпитки двигателя.

I - манометр низкого давления ММ-40С; 2 - кислородный вентиль КВ-2МС; 3 - кислородный редуктор 2130А; 4 - электропневмоклапан 694400; 5 - кислородный баллон на 2 л; 6 - вентиль КВ-2МС с зарядным штуцером; 7 - манометр высокого давления МК-12М; 8 - обратный клапан.

ма вступает в работу автоматически при запуске двигателя в воздухе. При наземном запуске двигателя эта система в работу не вступает.

Система кислородной подпитки двигателя рассчитана на 4-5 запусков, продолжительность одного запуска не более 30 секунд.

ПРИМЕЧАНИЕ: 1. Запрещается открывать вентиль КВ-2МС системы кислородной подпитки двигателя в следующих случаях:

- при законсервированном двигателе;
- после длительной стоянки двигателя без предварительного горячего его опробования;
- после расконсервирования двигателя без предварительного его опробования.

2. Запрещается оставлять открытыми трубопровод и штуцер обратного клапана при замене двигателя.

2. ПРОДУВКА И ПРОВЕРКА КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ ПОДПИТКИ ДВИГАТЕЛЯ

Проверку системы кислородной подпитки двигателя производить в следующей последовательности:

1. Убедиться в том, что переключатель "Запуск в воздухе" выключен.
2. Открыть вентиль КВ-2МС подпитки двигателя и по манометру ММ-40С убедиться, что в системе низкого давления установилось давление 9-16 кг/см². Вентиль закрыть.
3. Включить выключатель "Аккумулятор. бортов. аэрод." и АЗС "Агрегат запуска".
4. Установить на коробке консервации выключатель с трафаретом "Кислородная подпитка" из положения "Работа" в положение "Проверка" на время 10-15 сек. и по истечении указанного времени выключатель установить в положение "Работа" и законтрить.
5. Убедиться в падении давления кислорода в магистрали низкого давления по манометру ММ-40С.
6. Выключить выключатель "Аккумулятор. бортов. аэрод." и АЗС "Агрегат запуска".

3. ПРОВЕРКА ГЕРМЕТИЧНОСТИ СИСТЕМЫ КИСЛОРОДНОЙ ПОДПИТКИ ДВИГАТЕЛЯ

Проверку системы на герметичность до электропневмоклапана "694400" производить в следующем порядке:

1. Закрыть вентиль КВ-2МС и зарядить баллон кислородом до давления 135-150 кг/см². Если стрелка манометра МК-12М в течение 15 мин. будет оставаться неподвижной, то система высокого давления герметична.

2. Проверить по манометру ММ-40С герметичность кислородной системы низкого давления. Для этого открыть вентиль КВ-2МС и закрыть его, как только давление на манометре достигнет 9-16 кг/см², через 3-5 мин. проверить показания манометра. Если расхождения в показаниях нет, то система герметична.

Если система негерметична, то определить место негерметичности системы при помощи мыльной пены. Негерметичность системы устанавливается заменой резиновых прокладок и подтягиванием накидных гаек.

В процессе эксплуатации необходимо:

1. Перед снятием двигателя с самолета отсоединить от тройника на шпангоуте № 22 трубопровод кислородной подпитки двигателя и заглушить трубопровод и тройник.

2. При монтаже нового двигателя на самолете или его расконсервировании производить обязательную внешнюю промывку от масла всех кислородных трубок и обратного клапана системы кислородной подпитки двигателя этиловым спиртом с последующей продувкой нейтральным газом (азотом).

После установки двигателя на самолет (не подсоединяя трубопровод кислородной подпитки) произвести внутреннюю расконсервацию двигателя, после чего продуть трубопроводы кислородной подпитки на двигателе газообразным техническим азотом.

Для продувки подключить к отсоединенному трубопроводу аэродромный бйлон и под давлением 7-9 атмосфер в течение 3 минут.

После замены редуктора системы кислородной подпитки двигателя проверить давление в кислородной системе, которое должно соответствовать требованиям инструкции по эксплуатации двигателя.

О Г Л А В Л Е Н И Е

	Стр.
ВВЕДЕНИЕ	3
ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ.....	4
МЕРЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ РАБОТЕ С АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКОЙ.....	5
ЧАСТЬ ПЕРВАЯ	
ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ	
Глава I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ.....	9
Глава II. ЭКСПЛУАТАЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ.....	19
I. Источники постоянного тока	19
Генератор-стартер ГСР-СТ-12000ВТ	19
Дифференциально-минимальное реле ДМР-400Т	20
Регулятор напряжения РУГ-82	20
Трансформатор стабилизации ТС-9М	21
Конденсатор МБГТ-160-4	21
Проверка исправности совместной работы генератора- стартера ГСР-СТ-12000ВТ и регулятора напряжения РУГ-82	21
Аккумуляторные батареи 15СПС-45Б	22
Интегрирующий счетчик ампер-часов ИСА-К	26
Подключение к бортовой сети самолета аэродромного источника электроэнергии и проверка цепей блокировки по мощным потребителям	28
II. Источники переменного тока	30
Генератор переменного тока СГО-8	30
Преобразователи ПО-1500ВТ-3И и ПО-750А	32
Преобразователи ПТ-500Ц и ПТ-125Ц	33
Проверка работоспособности источников переменного тока	33

	Стр.
III. Светотехническое оборудование	34
Аэронавигационные огни и внешняя сигнализация	
шасси	36
Посадочно-рулевые фары МПРФ-1А	38
Система центральной сигнализации опасных режимов	
СОРЦ-1	41
Сигнальные табло	41
Проверка исправности светотехнического оборудования	42
Смотровой прибор ТС-27АМШ	43
IV. Электродвигатели и электромеханизмы	44
Электродвигатели МП-700 и МП-500	44
Проверка электроцепей топливной системы	44
Электромеханизмы МП-100МА и МП-100МТ	45
Электромеханизм МП-150Д	50
Электромеханизм УПС-1М	50
Электродвигатель Д-880Т	51
Гидроэлектрокраны и электроклапаны	53
Щиток управления закрылками ШЗ-ЗМК	53
Распределение электроэнергии на самолете	53
Глава III. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЭЛЕКТРОСЕТИ	57
Общие сведения	57
Электроразъемы	58
Аппаратура защиты	59
Коммутационная аппаратура	59

ЧАСТЬ ВТОРАЯ

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Глава I. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ	63
Глава II. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ	73
I. Система полного и статического давления	73
Проверка герметичности системы питания анероидно-	
Мембранных приборов	75
2. Комбинированный указатель скорости КУСИ-2500К	76
3. Указатель М-2,5 числа М	78
4. Высотомер ВДИ-30К двухстрелочный	79
Определение суммарной погрешности высотомера	81

	Стр.
5. Дистанционный авиагоризонт АГД-1	85
Проверка авиагоризонта	88
6. Комбинированный прибор ДА-200	92
7. Курсовая система КСИ	94
Общие сведения	94
Гироагрегат ГА-2М	96
Механизм согласования МС-1	96
Индукционный датчик ИД-2М	96
Коррекционный механизм КМ-3	97
Пульт управления ПУ-3	98
Указатель курса летчика УКЛ-2К	98
Усилитель У-12	98
Усилитель У-18	100
Блок-реле БР-4	100
Кнопка согласования БК	100
Блок диодов БД-1	100
Контрольный разъем	101
8. Техническое обслуживание системы КСИ	101
Включение и выключение курсовой системы и проверка общей работоспособности	101
Проверка работоспособности системы КСИ с помощью установки УЩ-КСИ-М	102
Проверка исправности электроцепей КСИ	106
Проверка работоспособности рамы крена ГА-2М	106
Проверка работоспособности рамы тангажа ГА-2М и блока БР-4	106
Проверка работоспособности следящих систем КСИ в режиме ГПК	107
Проверка запуска гиromотора ГМ гироагрегата ГА-2М.....	107
Проверка ухода гироскопа в режиме ГПК	108
Проверка скорости согласования следящей системы	108
Проверка комплекта КСИ в режиме МК (в основном ре- жиме работы)	108
Проверка работоспособности индуктивного датчика ИД-2М	109
Устранение магнитной девиации.....	110
9. Авиационно-бортовые часы АЧС-ТМК	112
Эксплуатация и техническое обслуживание часов	113
10. Указатель перегрузок АМ-10К	115

	Стр.
II. Приборы, установленные в средствах спасения летчика	II5
Катапультиный парашютный автомат КПА-4	II5
Парашютные комбинированные полуавтоматы ППК-III, ППК-У-Т277 (ППК-2II), ППК-У-405А (ППК-2II-405)	II6
Эксплуатация и техническое обслуживание парашютных автоматов и полуавтоматов	II6
Внешний осмотр и взвод прибора КПА-4	II6
Проверка надежности подсоединения катапультиного парашютного автомата в системе ПВД и контролки стопора узла кронштейна со штуцерами	II7
Внешний осмотр, взвод и настройка приборов ППК-III, ППК-У-Т277 (ППК-2II) и ППК-У-405А (ППК-2II-405)	II8
 Глава III. АВТОПИЛОТ АП-155	 I27
I. Общие сведения	I27
Связь автопилота с органами управления самолета	I30
2. Размещение блоков автопилота на самолете	I34
3. Техническое обслуживание автопилота	I35
Меры предосторожности	I35
Управление автопилотом	I35
Включение и выключение автопилота	I36
Проверка работоспособности автопилота АП-155 с помощью установки предполетной проверки автопилота УППА-2	I37
Проверка блокировки включения автопилота по давлению в гидросистемах	I43
Эксплуатация датчика углов атаки ДУА-3	I44
Установка флажера ДУА-3 в нулевое положение	I45
Эксплуатация и проверка работоспособности сигна- лизатора СУА-1 и указателя УУА-1	I46
Проверка УУА-1 и СУА-1 перед полетом	I48
 Глава IV. ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ, СИСТЕМ И ОТДЕЛЬНЫХ АГРЕГАТОВ	 I49
I. Приборы контроля работы двигателя	I49
Электрический дистанционный тахометр ИТЭ-2	I49

	Стр.
Термометр выходящих газов ТВГ-164-4С	151
Дистанционный индуктивный манометр ДИМ-8ТК	151
Суммирующий расходомер РТС16А-5,6	153
2. Приборы контроля работы отдельных агрегатов и систем	154
Сигнализаторы давления СД-3 и СДУ-2-0,35	154
Сигнализатор давления САДА-0,25	154
Сигнализатор электрический СЭ-22Г7	155
Электрический дистанционный манометр ЭЭДММ-250АК	155
Вольтметр В-1	156
Указатель положения шлеца АРУ-3Г	156
Указатель положения конуса УПЭС-3	158
Сигнализатор СЧМ-1,7 числа М	159
Указатель высоты и перепада давлений УВЦД-20	160
Манометр воздуха 2М-150К	160
Манометр МВ-12	162
Манометр ТМ-100	162
 Глава У. СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОЙ РЕГИСТРАЦИИ ПАРАМЕТРОВ САРШ-12Г	 163
1. Общие сведения	163
2. Назначение и размещение агрегатов системы на самолете,	165
Согласующее устройство УСС-4	166
Датчик перегрузок МП-95	166
Потенциометрический датчик угла перемещения МУ-615А	166
Сигнализатор скорости ССА-120	167
Малогобаритные температуростойкие датчики давления МДЦ-ТЕ	167
3. Техническое обслуживание системы	168
Подготовка к работе	168
Проверка работоспособности	170

ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ

КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ И ВЫСОТНОЕ СПЕЦСНАРЯЖЕНИЕ

ЛЕТЧИКА

Глава I. КОМПЛЕКТ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ККО-5	175
1. Общие сведения	175
2. Система вентиляции костюма	181
3. Размещение агрегатов на самолете	183
4. Меры безопасности при работе с кислородным оборудованием .	184

Глава II. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ	185
I. Общие сведения	185
2. Проверка герметичности кислородной системы	188
3. Проверка работы комплекта кислородного оборудования	191
Проверка работы комплекта техническим составом	191
4. Зарядка кислородом систем питания летчика и кислородной подпитки двигателя	194
5. Объединенный разъем коммуникаций ОРК-ПГА	196
Проверка работы объединенного разъема	199
6. Проверка закрытого положения объединенного разъема	200
7. Расчет запаса кислорода	200
8. Порядок стравливания кислорода из бортовых кислородных баллонов	201
9. Проверка работоспособности схемы обогрева стекла гермошлема	202
Глава III. КИСЛОРОДНАЯ ПОДПИТКА ДВИГАТЕЛЯ.....	205
I. Общие сведения	205
2. Продувка и проверка кислородной системы подпитки двигателя	207
3. Проверка герметичности системы кислородной подпитки двигателя	207