

И. В. РАДЧЕНКО, В. П. КРАМЧАНИНОВ
и В. П. ДУБРинский



САМОЛЕТ АН-2

РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ АЭРОФЛОТА
МОСКВА 1964

ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ГРАЖДАНСКОГО ВОЗДУШНОГО ФЛОТА
ПРИ СОВЕТЕ МИНИСТРОВ СССР



И. В. РАДЧЕНКО, В. П. КРАМЧАНИНОВ
и В. П. ДУБРинский

САМОЛЕТ Ан-2

(Учебное пособие)

Издание второе

РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ АЭРОФЛОТА

МОСКВА 1964

ПРЕДИСЛОВИЕ

Второе издание учебного пособия по самолету Ан-2 составлено с учетом изменений, которые внедрены на самолетах Ан-2 по 172-ю серию включительно.

В каждой главе книги, в отличие от первого издания, введены изменения и дополнения в соответствии с бюллетенями завода-изготовителя и действующими приказами и указаниями по ГУГВФ.

Значительно сокращен текст в главах: «Конструкция планера», «Управление самолетом», «Силовая установка» и в главе «Хранение самолета и уход за ним».

Из главы V «Силовая установка» исключены помещенные ранее: инструкция по разжижению масла бензином, инструкция по регулированию максимальных и минимальных оборотов регулятора Р-7Е на двигателе АШ-62ИР, описание конструкции и схемы работы воздушных винтов В-509-Д9А и В-514-Д8, а также исключено «Противообледенительное устройство винта и стекол фюзеляжа».

Из главы VI «Специальное оборудование самолета» исключен параграф 35 «Кислородное оборудование».

В главе III «Взлетно-посадочные устройства» агрегаты воздушной системы (редукционный клапан ПУ-6 и дифференциал Д-1) заменены новыми, более надежными в работе агрегатами, редукционным клапаном ПУ-7 и дифференциалом ПУ-8/1.

Глава V «Силовая установка» дополнена общими сведениями по воздушному винту АВ-7Н-161 с металлическими лопастями, который будет устанавливаться на самолетах Ан-2 транспортного и сельскохозяйственного вариантов.

В главу VI «Специальное оборудование самолета» включены:

а) по электрооборудованию:

- централизованная сеть переменного однофазного тока;
- централизованная сеть 3-фазного переменного тока;
- система противопожарного оборудования ССП-2А;

- б) по радиооборудованию:
 - радиоприемник УС-9ДМ с дистанционным управлением;
 - маркерный приемник МРП-56;
 - самолетное переговорное устройство СПУ-6;
- в) по приборному оборудованию:
 - компас ГИК-1.

Глава VII «Сельскохозяйственная аппаратура с пневмоуправлением» переработана и дополнена сельскохозяйственной аппаратурой выпуска 1959—62 гг.

Все вышеуказанные конструктивные изменения, введенные на самолете Ан-2 по состоянию на 1963 г., осуществлены на основе 15-летнего опыта его эксплуатации и направлены на обеспечение его надежности и увеличения амортизационного и межремонтного сроков службы.

В настоящее время самолет Ан-2 нашел свое широкое применение не только в Советском Союзе, но и далеко за его пределами. Воздушного труженика можно встретить в песках Каракумов, в суровых условиях Арктики и Антарктики, в Африке и в Республике Куба.

Конструкторы и дальше продолжают работать над его усовершенствованием и модернизацией.

При подготовке второго издания учебного пособия «Самолет Ан-2» авторы руководствовались соответствующими документами и материалами завода-изготовителя, а также учли опыт эксплуатации самолета на воздушных линиях ГВФ и в сельском хозяйстве.

Предисловие и главы I, II, III, IV, V, VII и VIII настоящего учебного пособия составил И. В. Радченко.

Параграфы 30, 31 и 32 главы VI составил В. П. Крамчанинов и параграф 33 главы VI составил В. П. Дубринский.

Авторы.

Глава I. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

§ 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1. Тип самолета, его назначение и особенности конструкции

Самолет Ан-2 (рис. 1), конструкции О. К. Антонова, бипланного типа, с двигателем АШ-62ИР и воздушным винтом В-509-Д9А применяется на местных воздушных линиях в качестве пассажирского самолета и для перевозки грузов. При незначительных переоборудованиях он может быть применен в следующих вариантах:

- 1) сельскохозяйственный — для борьбы с вредителями сельского хозяйства, аэросева и подкормки посевов;
- 2) санитарный — для использования в санитарной авиации;
- 3) гидровариант — для эксплуатации на речных трассах и в Заполярье на поплавках;



Рис. 1. Общий вид самолета на колесном шасси с аппаратурой опылителя.

- 4) для геологических разведок;
- 5) для тушения лесных пожаров.

На самолете Ан-2 в сухопутном варианте (на колесном или лыжном шасси) разрешается перевозить до 12 пассажиров и в водном варианте (на поплавковом шасси) — до 9 пассажиров.

В грузовом варианте, в зависимости от дальности полета, на самолете могут перевозиться различного вида грузы весом до 1200 кг. Максимальная фюзеляжная загрузка — 1500 кг. В зимний период года, при достаточной толщине снежного покрова, самолет Ан-2 эксплуатируется на лыжном шасси (рис. 2), совершая полеты при температуре наружного воздуха до минус 45°C.

Лыжное шасси самолета Ан-2 состоит из двух основных лыж с тормозным устройством, одной хвостовой лыжи и системы их подвески.

Установка самолета Ан-2 на поплавковом шасси (рис. 3) дает возможность применять его на местных воздушных линиях, в речных, озерных и прибрежных морских районах в качестве грузопассажирского самолета, разведчика льдов, рыбы, морского зверя и т. п. Самолет, установленный на поплавок, имеет обозначение Ан-2В (водный) вариант или гидросамолет.

Схема шасси двухпоплавковая. Поплавки по своей конструкции одинаковы и взаимозаменяемы.

Самолет Ан-2 металлической конструкции с полотняной обшивкой крыльев и хвостового оперения.

Фюзеляж типа полумонокок цельнометаллической конструкции. Кабина пилотов с двумя сиденьями, закрыта просторным остекленным фонарем, с хорошим обзором вперед, вверх и вниз.

Позади кабины пилотов расположена кабина для грузов, в которой установлено 12 откидывающихся сидений.

Кабина для грузов размером 4,1×1,6×1,8 м, общим объемом 12 м³, позволяет перевозить грузы больших габаритов.

Для погрузки грузов на левом борту фюзеляжа установлена дверь размером 1,53×1,46 м, в которую вмонтирована дверь для пассажиров размером 1,42×0,81 м.

Пол кабины для грузов рассчитан на сосредоточенную нагрузку 1000 кг/м².

Обе кабины оборудованы приточной и вытяжной вентиляцией, а также системой отопления теплым воздухом.

Крылья самолета металлической конструкции с постоянным профилем по размаху, обтянуты полотняной обшивкой.

На каждой консоли верхнего крыла установлены:

- 1) щелевые элероны с осевой аэродинамической компенсацией и весовой балансировкой;
- 2) щелевые закрылки с осевой аэродинамической компенсацией;
- 3) по всему размаху крыла — автоматические предкрылки.

Элероны отклоняются дифференциально. Управление элеронами связано с управлением закрылками, т. е. заблокировано механизмами зависания.

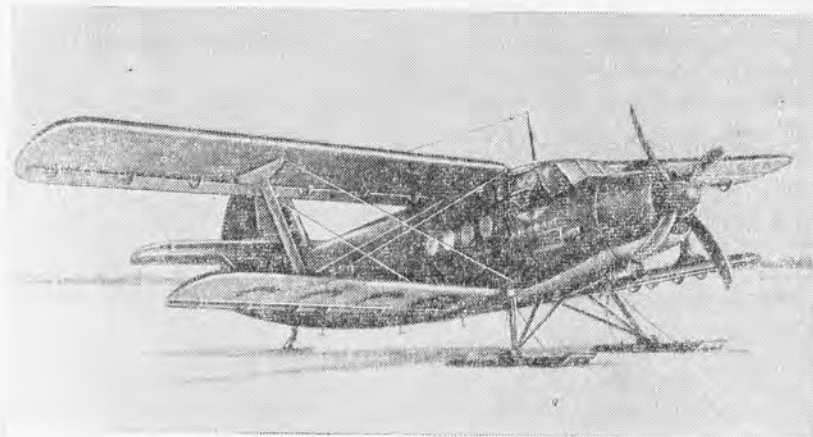


Рис. 2. Общий вид самолета на лыжном шасси.

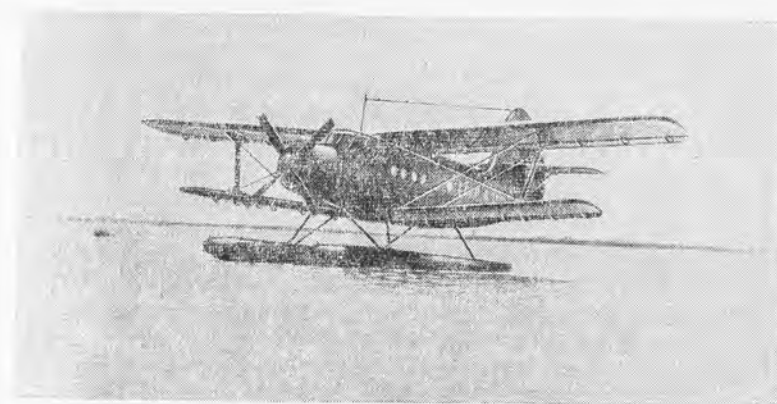


Рис. 3. Общий вид самолета на поплавковом шасси.

При наличии такой блокировки во время отклонения закрылков вниз на 40° элероны также отклоняются вниз (зависают) на 16° и работают как закрылки. На левом элероне установлен триммер.

На каждой консоли нижнего крыла, по всему размаху, установлены по два щелевых закрылка (корневой и консольный) с осевой аэродинамической компенсацией.

Управление закрылками электродистанционное и осуществляется от двух электромеханизмов УЗ-1АМ, расположенных внутри фюзеляжа. Мощная механизация крыльев позволяет эксплуатировать самолет Ан-2 на аэродромах небольших размеров и обеспечивает устойчивое планирование на больших углах атаки.

Хвостовое оперение, аналогично крыльям, состоит из металлического каркаса и полотняной обшивки.

Стабилизатор имеет прямоугольную форму в плане с закругленными концами и симметричный профиль у корня и конца.

Руль высоты и руль направления имеют осевую аэродинамическую компенсацию и весовую балансировку. На руле направления и левой половине руля высоты установлены триммеры с электродистанционным управлением при помощи электромеханизмов УТ-6.

Шасси неубирающиеся, пирамидального типа. Каждое полушасси состоит из амортизационной стойки, переднего и заднего подкосов, полуоси и колеса полубаллонного типа с двухсторонним пневматическим тормозом.

Управление тормозами осуществляется от общей воздушной системы при помощи гашетки, установленной на левом штурвале.

Установка хвостового колеса смонтирована в хвостовой части фюзеляжа на 23 шпангоуте и состоит из сварной фермы, амортизационной стойки и ориентирующегося колеса полубаллонного типа, смонтированного на вилке с цилиндром, имеющим центрирующее устройство для установки колеса в линию полета после взлета самолета.

Управление самолетом двойное. Проводка управления смешанная: тросовая и жесткая.

На самолете установлен 9-цилиндровый двигатель воздушного охлаждения типа АИШ-62ИР с четырехлопастным автоматическим воздушным винтом типа В-509-Д9А и опытным трехлопастным воздушным винтом АВ-7Н-161 с металлическими лопастями.

Для питания двигателя топливом и маслом на самолете имеются системы.

Система питания двигателя топливом состоит из шести баков, расположенных в верхнем крыле, трубопроводов, агрегатов и арматуры, общей емкостью 1200 л.

Масляная система двигателя состоит из одного бака емкостью

125 л, расположенного на шпангоуте № 1 фюзеляжа, радиатора, трубопроводов и арматуры. Масло охлаждается в масляно-воздушном радиаторе, установленном в нижней части капота двигателя на специальной рамке.

Управление двигателем и бензокранами — механическое. Управление юбками капота и створками маслорадиатора — электродистанционное и осуществляется от электромеханизмов УР-7. Втулка воздушного винта и двигатель закрыты соответственно обтекателем и капотом.

Электросеть самолета питается от генератора ГСН-3000 с приводом от двигателя. При уменьшении оборотов двигателя, а также при стоянке на земле электрическая цепь питается от бортового аккумулятора 12А-30. Электросеть самолета выполнена по однопроводной схеме. Самолет полностью металлизирован.

С самолета серии 52—01 на передней левой стороне фонаря устанавливается два стекла с электрообогревом; правое стекло с тепловым обогревом. Самолет оборудован радиоаппаратурой для ориентировки и связи с наземными станциями, а также приборами для слепого полета и посадки.

По своим летным характеристикам самолет Ан-2 обладает высокими качествами. Он имеет большой запас путевой и продольной устойчивости на всем диапазоне центровок от 17,2 до 33% средней аэродинамической хорды (САХ).

Диапазон крейсерских скоростей самолета в горизонтальном полете по прибору составляет 147—210 км в час.

На виражах с креном до 45° самолет устойчив. Автоматические предкрылки обеспечивают полеты на больших углах атаки. При потере скорости на больших углах атаки предкрылки открываются и самолет переходит на режим парашютирования.

Отличительной особенностью самолета Ан-2, по сравнению с другими типами самолетов, является сочетание сравнительно большой дальности полета и грузоподъемности с хорошими взлетно-посадочными данными, обеспечивающими эксплуатацию его на полевых аэродромах и посадочных площадках ограниченных размеров, на которых эксплуатируются самолеты Як-12, что особенно важно при выполнении авиационно-химических работ в сельском хозяйстве.

При снятии с самолета сельскохозяйственной аппаратуры он используется как транспортный.

Стоимость тонна-километра на самолете Ан-2 ниже, чем на самолете Ли-2, особенно при полетах на расстояние до 1000 км.

2. Основные конструктивные изменения самолета по сериям

Основные конструктивные изменения, произведенные на самолетах Ан-2 с 1-й по 173-ю серию, приведены в табл. 1.

№№ серий	Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям			
	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	2	3	4	5

На самолетах с серией 34-01

По 36-ю серию включительно

1. Введены штампованные из двух половин более жесткие подкосы стабилизатора.
2. Установлен дополнительный (пятый) зажим нижней части грузовой двери.
3. Для обеспечения подхода к узлу крепления фермы центроплана на шпангоуте № 5 введен лючок в нижней части зализа центроплана.

1. Произведено усиление шестерни, шпонки и полуоси штурвала. Шестерни изготовлены из поковок. Увеличен наружный диаметр ступицы и шестерен.
2. На фильтр-отстойник ФТ-9900 установлена трубка для слива конденсата за обшивку фюзеляжа.

1. На самолетах с серией 34-13 установлен облегченный маслябак более технологичной конструкции. Введен трубопровод суфлирования двигателя через маслябак.

1. Вместо командной станции типа РСИ установлена командная станция РСИУ.

На самолетах с серией 35-01

4. В кабине летчиков над приборной доской установлены два вентилятора, обеспечивающие регулирование направления струи воздуха, раздельное для каждого летчика.

2. Изменена конструкция редуктора ручного запуска. Валы ручного запуска выполнены разъемными на шлицевых шарнирах.
3. Введена вентиляция кабины пилотов с заборником холодного воздуха, установленным на левом борту фюзеляжа.

2. Кнопка арретирования компаса ДИК заменена переключателем 2ПП-45 и лампой СЛП-51, установленными на основной панели приборной доски.

Продолжение

№№ серий	Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям			
	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	2	3	4	5

5. На фонаре кабины летчиков установлены откидные козырьки-световые фильтры типа козырьков автомашины «Победа».
6. Изменено сечение и увеличена толщина поперечного профиля на шпангоуте № 25 между узлами крепления подкосов стабилизатора.
7. Для облегчения подъема на фюзеляж установлена дополнительная (четвертая) подножка.
8. Установлены усиленные предкрылки.

левом борту фюзеляжа.
4. На самолетах с серией 35-08 устанавливается капот двигателя, отделенный от шпангоута № 1 фюзеляжа посредством резиновых амортизаторов.
5. На самолетах с серией 35-11 устанавливаются усиленные моторные рамы.

3. С самолета серии 36-01 введено ограждение блоков высокой частоты связной радиостанции.

С 37-й по 40-ю серию

1. Элементы управления самолетом и радиопаратура на участке между шпангоутами № 6 и 8 в верхней части фюзеляжа закрыты люком, состоящим из двух откидных половин.

1. Введена новая конструкция шасси, отличающаяся от предыдущей следующим:
а) увеличены сечения трубы, ушка и вилки заднего подкоса;

1. Выхлопная труба отведена от борта фюзеляжа на 30 мм, усилены кронштейны ее крепления к фюзеляжу и крепление амортизированной резиновыми втулками.

1. Установлены дополнительно готовые изделия:
а) рулевая фара ФР-100;
б) стреловые огни ПССО-45.

№№ серий	Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям			
	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	2	3	4	5
	2. В фюзеляже установлены узлы и ленты для крепления шести стандартных санитарных носилок. 3. Нижний узел крепления руля поворота сделан легкоразъемным, путем введения в соединение промежуточной серги. 4. Введен продув подпольного пространства кабины пилотов при помощи заборника с трубой, установленного на левом борту фюзеляжа. 5. Между шпангоутами № 22 и 23 устанавливается инструментальный ящик. 6. Усилено крепление кронштейнов подвески предкрылков к крылу. 7. В левом нижнем крыле между нервюрами № 16 и 17 введен лючок для подхода к рулевой фаре ФР-100.	б) передние подкосы имеют переменный сечение по увеличению к гребенке. Гребенка значительно развита в ширину; в) усилены полуоси и приварной тормозной фланец заменен съёмным на шлицах; г) колеса установлены без угла к направлению пути; д) при установке новой конструкции шасси башмак крепления передних подкосов к фюзеляжу предыдущих серий должен быть заменен соответственно усиленным башмаком.	2. Улучшена система отопления самолета и обогрева фонаря. 3. Для облегчения доступа к передней части двигателя обтекатель картера двигателя выполнен легкоразъемным на замках типа ДЗУС.	Вместо бортовых огней БС-42 установлены огни БАН-45. Гирополукомпас ГПК-46 заменен электрическим гирополукомпасом ГПК-48.

№№ серий	Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям			
	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	2	3	4	5
С 41-й по 53-ю серию	8. Введены усиленные узлы крепления подкосов шасси к фюзеляжу и усилена ферма центроплана. 1. С самолета серии 44-01 усилена жесткость хвостового колеса, расположенная в нижней части фюзеляжа у шпангоута № 23. 2. С самолета серии 53-01 объединены в одну деталь узел крепления подкоса стабилизатора и скоба для швартовки самолета, установленные на шпангоуте № 25.	1. С самолета серии 45-01 для упрощения замены резиновых прокладок, уплотняющих заливную трубку, в шток амортизационных стоек шасси пакет из прокладок и фасонных колец выполнен съёмным. 2. С самолета серии 49-01 произведено усиление оси штурвала ручного управления самолетом.	1. С самолета серии 50-01 корневые бензобаки изготавливаются усиленными из материала АМцАПл1,2 вместо АМцАПл1. 2. С самолета серии 53-01 для предотвращения течи трех- и четырехходовых кранов введены краны клапанного типа 625000. 3. С самолета серии 53-01 дренаж бензиновых баков вместо залива за верхнего крыла выводится в радиомачту.	1. С самолета серии 52-01 на передней левой стороне фонаря установлены два стекла с электрообогревом ТСБП-47, в связи с чем установлены автомат обогрева стекол АОС-81 и контакторы К-25А, а также изменена установка стеклоочистителя АС-2; с самолета серии 52-01 тепловой обогрев подводится только к стеклам второго пилота. 2. В связи с увеличением количества потребителей с самолета серии 52-01 взамен генератора ГСК-1500 устанавливается ГСН-3000, а также изменено сечение проводов с 21 на 25 мм².

№№ серий	Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям			
	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	2	3	4	5
С 51-й по 65-ю серию	1. На самолетах с серией 55-1 устанавливаются новые усиленные крепления элеронов. 2. Для расширения диапазона центровок с самолета серии 60-01 увеличен размах стабилизатора с 6600 до 7200 мм и изменен угол установки стабилизатора по отношению к оси самолета. Стабилизатор и руль высоты комплектно взаимозаменяемы. 3. С самолета серии 65-01 для устранения вибраций лент расчалок би-планной коробки устанавливаются вибротасители.	1. Для увеличения полетного веса самолета с серии 64-01 произведено усиление зоны установки башмака крепления задних подкосов шасси. 2. С самолета серии 60-01 введена трубка слива отстоя из автомата давления АД-50. 3. С самолета серии 60-01 задняя трубка амортизационной стойки шасси делается усиленного сечения $D \times d = 12 \times 9$ мм вместо 12×10 мм.	1. С самолета серии 55-01 усилена ось качалки управления нормальным газом. 2. С самолета серии 59-01 усилены кронштейны крепления сетки пылефильтра. 3. С самолета серии 60-01 усилено крепление выхлопной трубы к фюзеляжу.	3. С самолета серии 52-07 устанавливаются новые бензиномоты типа СБЭС-1447, которые имеют 6 датчиков. 1. С самолета серии 54-01 проведены следующие изменения: а) взамен компаса КИ-11 устанавливается компас КИ-12; б) взамен высотомера ВД-12 устанавливается высотомер ВД-10. 2. С самолета серии 57-19 изменена схема включения аккумулятора и введена сигнальная лампочка, сигнализирующая включение аэродвигательного источника. 3. С самолета серии 58-01 термометр головок цилиндров ТЦТ-9 заменен термометром ТЦТ-13. 4. На самолетах с серией 60-01 устанавливается в системе разжигания масла бензином электро-

№№ серий	Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям			
	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	2	3	4	5
С 66-й по 74-ю серию	С самолета серии 67-01 для удобства стыковки фермы центроплана к фюзеляжу введены ступенчатые болты. Болты взаимозаменяемые.	С самолета серии 62-01 введено усиление вилчатого болта тяг управления триммером руля высоты и руля направления.	С самолета серии 70-01: 1. Измерение давления масла в двигателе АШ-62ИР производится от штуцера, расположенного на задней крышке картера двигателя. 2. Улучшен монтаж (изгиб) бензопровода между шпангоутом № 6 и 7, исключая отстой влаги при стоянке самолета.	Магнитный клапан ЭКР-3 вместо крана разжигания КРМ-1. 1. С самолета серии 74-11 устанавливается маркерный радиоприемник МРП-56П вместо МРП-48П.
С 75-й по 105-ю серию	1. На самолетах с серией 80-01 с целью устранения трещин усилен шпангоут № 1: в месте установки преобразователя ПАГ-1Ф и сетевого фильтра СФ-3000 введены профили. 2. С самолета серии 83-01 с целью ликвидации трещин, возникающих на хвостовой обшив-	1. На самолетах с серией 76-01 с целью улучшения эксплуатационных качеств введены расширенные обтекатели амортизационных стоек шасси с лючками для просмотра осадок стойки. 2. На самолетах с серией 83-08 в системе тормозов колес дюрнитовый шланг, расположенный в	1. На самолетах с серией 82-01 для предотвращения колебания стрелки указателя давления бензина в цепи замера давления бензина введен демпфер М 154003, установленный на штуцер датчика ЭМИ-3к. 2. На самолетах с серией 90-01 датчик бензи-	1. На самолетах с серией 79-06 в цепи питания перемным током изделий ДИК-46 и АРК-5 мотор-альтернатор МА-250М заменен на преобразователь ПО-250. Установка ПО-250 и МА-250М взаимозаменяема, схема подключения их различная.

Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям

№№ серий	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	ке верхнего крыла в район нервюр № 2—5, введены профили и накладки; толщина обшивки в связи с этим изменена с 0,8 на 0,6 мм. 3. На самолетах в сельскохозяйственном варианте с серии 92-01 во избежание коррозии самотов введено покрытие нижних обшивок фюзеляжа химстойкими эмалями. 4. На самолетах с серий 100-01 с целью устранения хлопунов введены усиление нижней обшивки фюзеляжа между шпангоутами № 8 и 9 путем установки диафрагмы. 5. На самолетах с серий 102-01 для предотвращения полотняной обшивки от протирания об острые кромки изменен материал ленты для нижнего пояса заднего лонжерона с перкали на АСТ-100.	переднем подкосе шасси, заменен рукавом оплеточной конструкции. 3. На самолетах с серий 85-01 изменена конструкция тросов управления самолетом и двигателям: заплетка тросов на коуш, требующая ручной работы, заменена машинной заделкой концов тросов путем их обжатия в наконечники. 4. На самолетах с серий 100-10 для повышения скорости заторможения и расторможения колес шасси редукционный клапан ПУ-6 заменен редукционным клапаном ПУ-7. 5. На самолетах с серий 101-01 для улучшения условий работы и смазки в ушки полусоси запрессованы бронзовые втулки. Болт сочленения полусоси шасси с передним подкосом имеет лыски для прохода смазки.	на ЭМИ-3к повернут на 180°. 3. На самолетах с серий 85-01 на нижней крышке капота дополнительно введен второй лючок для подогрева двигателя на земле. 4. На самолетах с серий 100-01: а) для удобства пользования сливным масляным краном введен лючок на левой крышке капота; б) в месте сочленения гофрированной трубы подогрева воздуха в карбюраторе с корпусом всасывающего патрубка на трубе приварены втулки для предотвращения износа соединительных болтов.	2. На самолетах с серий 79-16 переговорное устройство СПУ-5 заменено на СПУ-6. Установка агрегатов и схема включения СПУ-5 и СПУ-6 не взаимозаменяемы. 3. На самолетах с серий 92-01 в цепи генератора реле ДМР-400А заменено на ДМР-400АМ. Реле по схеме внешних соединений и установке взаимозаменяемо. 4. На самолетах с серий 100-01 для улучшения эксплуатационных качеств преобразователь ПАГ-1Ф перенесен с шпангоута № 1 на панель — совместно с ДМР-400АМ между шпангоутом № 1 и № 2.

Продолжение

Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям

№№ серий	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	по фюзеляжу, крылу и оперению	3	4	5
С 106-й по 115-ю серию	На самолетах с серий 110-01 для предотвращения попадания воды в грузовую кабину фюзеляжа проведены следующие мероприятия: а) установлена наружная желобковая окантовка у отверстия под выход тяг управления элементами верхнего крыла; б) введена оклейка зализ верхнего крыла полотняной лентой; в) введена оклейка винтов крепления стекла рамки АРК-5 полотняной шайбой.	6. На самолетах с серий 102-1 в связи с увеличением полетного веса увеличено давление в амортизационных стойках шасси с 27 ± 1 до 30 ± 1 ат. На самолетах с серий 115-01: а) в тормозной системе дифференциал Д-1 заменен дифференциалом ПУ-8/1, обеспечивающим более надежную работу системы; б) усилен болт крепления переднего подкоса шасси к полусоси.	1. На самолетах с серий 106-01 с целью снижения температуры жаровых труб подогрева воздуха карбюратора введен второй отводящий патрубок горячего воздуха. 2. На самолетах с серий 111-01 для снятия избыточной нагрузки с валика регулятора оборотов Р-7Е тросовая проводка управления Р-7Е заменена жесткотросовой. 3. На самолетах с серий 115-01: а) произведено усиление обтекателя воздушного винта в зоне вырезов под лопасти;	1. С самолета серии 115-01 с целью улучшения эксплуатационных качеств введены следующие изменения: а) компас ДИК-46 заменен компасом ГИК-1; б) введена установка второго авиагоризонта; в) с целью облегчения пилотирования произведена перекомпоновка приборов на левой и правой панелях приборной доски; г) для обеспечения более надежной связи по связной радиостанции Р-805 взамен приемника УС-П установлен приемник УС-9ДМ с дистанционным управлением.

Продолжение

Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям				
№№ серий	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	2	3	4	5
С 116-й по 145-ю серию	1. На самолетах с серий 121-01 в связи с переконпоновкой радиоаппаратуры на шпангоуте № 5 сиденья для пассажиров по правому борту сдвинуты назад на 120 мм. 2. На самолетах с серий 123-01 в водном варианте в связи с изменением центровки установ-	1. На самолетах с серий 124-01 с целью унификации спиртоглицириновой смеси амортизаторов шасси и хвостовой установки заменена маселом АМГ-10. Соответственно уплотнительный пакет штока с кожаными манжетами заменен пакетом с резиновыми кольцами.	б) с целью увеличения полезной нагрузки самолета насос БПК-4 с самолета снят и приклеивается в одиночный комплект наземного оборудования. Одновременно в связи с этим трехходовый кран заправки снят и взамен его устанавливается перекрывной кран 630600/К, расположенный под полом кабины пилотов на шпангоуте № 3.	д) для улучшения эксплуатационных качеств установка приемо-передатчика радиовысотомера РВ-2 производится между шпангоутами № 17 и 18; е) для обеспечения резервирования питания радиооборудования и снижения нагрузки на генератор взамен преобразователей МА-250, ПО-250 и МА-100 установлены два преобразователя ПО-500 (один основной и второй резервный). 1. На самолетах с серий 118-10 установка радиовысотомера РВ-2 перенесена на левый борт между шпангоутами № 17 и 18. 2. На самолетах с серий 124-01 компас КИ-12 заменен компасом КИ-13. 3. На самолетах с серий 131-01 в схеме управления закрылками

Продолжение

Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям				
№№ серий	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	2	3	4	5
С 146-й по 151-ю серию	ка инструментального ящика перенесена из зоны шпангоута № 14 в зону шпангоута № 18. 3. На самолетах с серий 125-01 для защиты узлов подкоса стабилизатора от попадания ядохимикатов введены резиновые колпачки на перелные узлы (на самолетах в сельхозварианте). 4. На самолетах с серий 130-01 для предотвращения непроизвольного открытия пассажирской двери в полете установлен дополнительный замок. 1. На самолетах с серий 146-01 для повышения усталостной прочности усилен рычаг крепления балансира элерона. 2. На самолетах с серий 149-01 в связи с установкой второго аккумулятора изменена разметка расположения грузов.	2. На самолетах с серий 125-01 для увеличения прочности пятки цилиндра вилки хвостового колеса увеличена ее толщина с 5 мм на 6 мм. 3. На самолетах с серий 138-01 с целью улучшения эксплуатационных качеств введен разъемный чехол обтекателя тановки хвостового колеса. 1. На самолетах с серий 146-01 для более надежного уплотнения амортизаторов шасси увеличена толщина кожаных колец с 1,5 до 2,5 мм. 2. На самолетах с серий 147-01 для улучшения герметичности зарядного крана воздушной системы КН-50 изменено	б) в виду неэффективности противообледенительной системы лопастей винта и стекол фонаря жидкостная противообледенительная система не устанавливается. 3. На самолетах с серий 139-01 для увеличения прочности рамы двигателя вместо косяков введены коробочки. 4. На самолетах с серий 151-01 усилена тяга управления нормальным газом от шпангоута № 1 до кронштейна на РИМ-24 за счет увеличения диаметра трубы и диаметра резьбовой части вилки.	вместо выключателей ВК-44 устанавливаются выключатели МВШ-2Г. 4. На самолетах с серий 145-01 на центральном пульте нажимные переключатели НП-1М управления триммерами, утворками масляного насоса и капота заменены переключателями НП-45М. 1. На самолетах с серий 149-01: а) установлен второй аккумулятор за шпангоутом № 15; б) реле ДМР-400Д установлено за приборной доской рядом с плюсовыми шитками; в) с целью уменьшения влияния потребления энергии на

Продолжение

Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям				
№№ серий	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	2	3	4	5
	3. На самолетах с серий 151-01 для обеспечения осмотра штурвов бензобаков без съежки бензополоков введены смотровые лючки.	уплотнение запорной иглы — вместо кожаного сальника введено резиновое кольцо. 3. На самолетах с серий 151-01 для защиты вилки хвостового колеса от воздействия ядовитых химикатов введено химически стойкое покрытие.		показания компаса КИ-13 установка его перенесена на фонарь. Для подсвета компаса лампа УФО перенесена со штанги на фонарь; г) распределительные коробки РК-36 в и РК-115 в объединены в одну коробку. Коробка установлена на стенке шпангоута № 5 под радиоаппаратурой.
С 152-й по 163-ю серию	1. На самолетах с серий 153-01 для предохранения лент-расчалок от ударов виброгасителями доработаны хомуты, обеспечивающие перекрытие лент-расчалок. 2. На самолетах с серий 155-01 с целью улучшения вентиляции кабины пилотов на фонаре кабины установлены два электрических вентилятора ДВ-3.	1. На самолетах с серий 154-01 усилена перемычка жесткости кронштейна подвески рулевых высот. 2. На самолетах с серий 156-01 для усиления увеличена перемычка в ушке вилки амортизационной стойки (крепление к кардану).	1. На самолетах с серий 152-01 для увеличения срока службы изменена марка резины втулки под ось заслонки всасывающего патрубков с ВИАМ-106 на В-14. 2. На самолетах с серий 163-01 для уменьшения случаев появления течи бензина по заклепкам бензобаков введены более жесткие обечайки (штампованные «карточками») с изменением марки материала.	1. На самолетах с серий 156-01 в связи с изменением комплектации МРП-56П введен блок питания, установленный на шпангоуте № 4. 2. На самолетах с серий 157-14 вольтметр ЭВ-46 заменен на ВФ-150 в связи со снятием с производства ЭВ-46. Установка вольтметров взамен новка вольтметра моста.

Продолжение

Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям				
№№ серий	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	2	3	4	5
	3. На самолетах с серий 156-01 для усиления конструкции: а) введены крепления стойки к полкам нервюры № 2, 3, 5, 6, 8, 11 и 12 на нижнем крыле и к полкам нервюры № 5 и 9 на верхнем крыле; б) введена накладка на диафрагме киля в месте крепления верхнего узла навески руля на правления; в) усилена хвостовая часть фюзеляжа в зоне узлов крепления установок хвостового колеса и увеличен диаметр болтов, крепящих ферму хвостового колеса с 6 на 8 мм. 4. На самолетах с серий 158-01 усилена кронштейн крепления элеронов на шпангоуте № 6 путем усиления ребер жесткости.			

Продолжение

№№ серий	Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям			
	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	2	3	4	5
С 164-й по 172-ю серию включительно	1. На самолетах с серий 167-01 для предотвращения появления трещин в стекле на створках фонаря снята клепка по стеклу. 2. На самолетах с серий 169-01 для предотвращения чеканки бензобаков с обечайками штампованными «карточками» введена приклепка резиновых накладок на профилях бензобаков. 3. На самолетах с серий 171-01: а) для предотвращения произвольной уборки пассажирских сидений изменена их фиксация; б) улучшена вентиляция кабины пилотов за счет увеличения сечения труб и крана для обдува ног экипажа; в) с целью усиления конструкции установлен на накладке на шпангоуте № 1 под фильтр СФ-3000.	1. На самолетах с серий 168-01 для предотвращения появления коррозии в цилиндрах амортизаторов шасси в полость между штоком и введена набивка смазки ЦИАТИМ-201 и устранено дренажное отверстие в цилиндре. 2. На самолетах с серий 168-07 в системе управления элеронами и закрылками механизм УЗ-1А заменен более совершенным механизмом УЗ-1АМ. 3. На самолетах с серий 172-01 для устранения проворачивания осей хвостового колеса введено стопорение оси в вилке колеса.	1. На самолетах с серий 166-01 на коке винта: а) усилена передняя часть и сняты вырезы под трубки антифризной системы лопастей; б) увеличен диаметр заклепок крепления баланды с Ø 3 на Ø 4; в) изменена марка резины кольца с «56» на «В-14». 2. На самолетах с серий 167-01 увеличена жесткость сетки пылефильтра путем установок 2-х внутренних прокладок. 3. На самолетах с серий 170-01 введено усиление осей качалок управления двигателем (высотным корректором, нормальным газом и обогревом карбюратора), установленных на шпангоуте № 1.	1. На самолетах с серий 169-01 для контроля температуры головок 1-го и 9-го цилиндров двигателя ТЦТ-13 заменен на ТЦТ-47. 2. На самолетах с серий 171-01: а) для обеспечения контроля установленна сигнализация исправности электрооборудования элемента приемника ПВД; б) для предотвращения произвольного включения триммера руля высоты введено ограждение переключателя ПН-45М, расположенного на центральном пульте. 3. На самолетах с серий 172-01: а) введена более совершенная система сигнализации и пожаротушения ССП-2А взамен системы с двумя датчиками ТИ;

Продолжение

№№ серий	Основные конструктивные изменения на самолете Ан-2 по сериям			
	по фюзеляжу, крылу и оперению	по шасси, управлению и воздушной системе	по силовой установке	по спецоборудованию
1	2	3	4	5
	4. На самолетах с серий 172-01: а) для увеличения полезной нагрузки установлены два дополнительных пассажирских сиденья, по левому борту фюзеляжа; б) для улучшения вентиляции грузовой кабины установлена индивидуальная вентиляция; в) для предотвращения падения пассажиров при взлете и посадке на сиденьях установлены привязные ремни; г) для предотвращения входа в хвостовой отсек пассажиров без ведома экипажа установлен замок на двери хвостового отсека фюзеляжа; д) для предотвращения резкого изменения центровки самолета, в случае входа в хвостовой отсек фюзеляжа, введено съемное ограждение из сетки на шпангоуте № 17.		4. На самолетах с серий 171-01 усилено переносное кольцо капота пульта установок внутренних корбачек вместо диафрагм.	6) для уменьшения радиомех установлен фильтр ФЗЧ-16 в цепи питания РВ-2.

2. Прочность самолета

Способность самолета выдерживать действующие на него в полете внешние нагрузки без разрушения и появления остаточных деформаций называется прочностью самолета.

При различных режимах полета конструкция самолета испытывает нагрузки трех видов: нагрузку от веса самолета, нагрузку при полете в спокойном воздухе (в болтанку) и нагрузку от маневра, т. е. резкого выхода самолета из планирования. Отношение подъемной силы Y к весу самолета G называется перегрузкой и обозначается n .

$$n = \frac{Y}{G}.$$

Степень увеличения подъемной силы при различных режимах полета самолета определяется коэффициентом эксплуатационной перегрузки $n_э$.

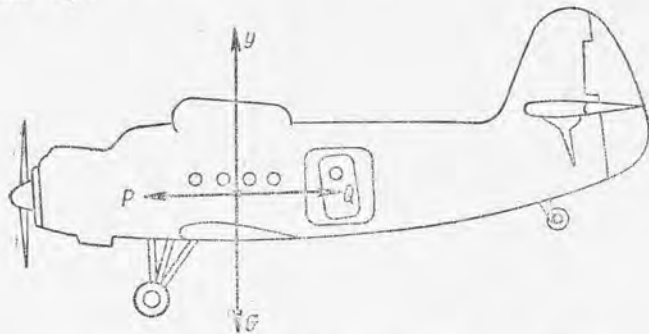


Рис. 4. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете.

В горизонтальном установившемся полете (рис. 4) подъемная сила равна весу самолета, следовательно, коэффициент эксплуатационной перегрузки будет равен единице

$$n_э = \frac{Y}{G} = 1.$$

При полете в возмущенном потоке (рис. 5) на самолет действуют горизонтальные и вертикальные потоки воздуха, которые, изменяя углы атаки крыла, превращают полет самолета из горизонтального в криволинейный, т. е. создают, помимо воли пилота, перегрузку самолета больше единицы.

При определении максимально допустимой эксплуатационной перегрузки любого самолета исходят из условия, чтобы возникающие в элементах конструкции напряжения не превышали предел пропорциональности, т. е. чтобы не было остаточных деформаций в конструкции самолета.

Для самолета Ан-2 максимальная эксплуатационная перегрузка равна $n_{э\max} = 3,74$.

С целью сохранения установленной для самолета Ан-2 максимальной эксплуатационной перегрузки скорость при снижении не должна превышать: при полете в спокойном воздухе — 220 км/час, а при полете в болтанку — 190 км/час. Максимально допустимая скорость полета — 250 км/час по прибору.

Перегрузка n_p , при которой происходит разрушение конструкции самолета, называется разрушающей или расчетной. Разрушающая перегрузка всегда больше эксплуатационной перегрузки.

Число, которое показывает, во сколько раз коэффициент разрушающей перегрузки больше коэффициента эксплуатационной перегрузки, называется запасом прочности или коэффициентом безопасности и обозначается буквой f . Чем больше коэффициент безопасности, тем больше прочность самолета.

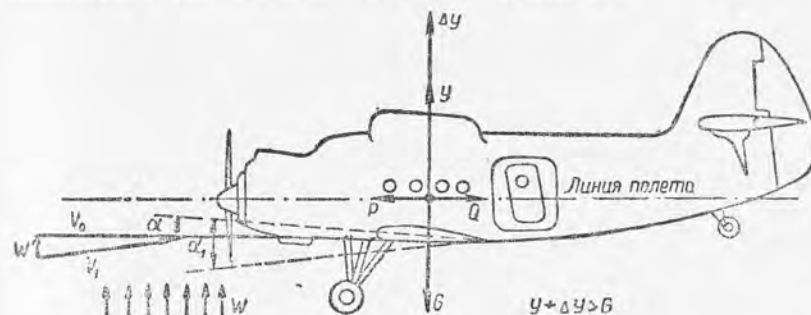


Рис. 5. Полет в возмущенном потоке и возникновение перегрузок:

α — угол атаки до действия вертикального потока;
 α_1 — угол атаки при действии вертикального потока;
 W — вертикальный поток воздуха;
 ΔY — приращение подъемной силы.

Для самолетов не маневренных коэффициент безопасности увеличивает вес самолета.

Поэтому установлено некоторое минимальное значение коэффициента безопасности, с тем чтобы при максимально допустимой эксплуатационной перегрузке напряжения в элементах конструкции не вызвали остаточных деформаций.

Для самолетов не маневренных коэффициент безопасности $f = 1,5$.

Для самолета Ан-2 максимальный коэффициент разрушающей или расчетной перегрузки будет равен

$$n_{p\max} = n_{э\max} \cdot f = 3,74 \cdot 1,5 = 5,61.$$

Самолет Ан-2 отнесен к группе тяжелых транспортных самолетов с полетным весом $G = 5500$ кг, максимальной горизонтальной скоростью $V_{\max} = 250$ км/час и имеет максимальный коэффициент перегрузки для случая A_k $n_{p\max} = 5,6$.

Разрушающая перегрузка определена по действительной прочности коробки крыльев. Все остальные части самолета (фюзеляж, оперение, рама двигателя и др.) по результатам статических испытаний имеют несколько больший запас прочности, чем принятый в расчете.

Прочность шасси самолета Ан-2 определяется нормами прочности, которыми предусмотрено несколько расчетных случаев.

Для каждого расчетного случая, в зависимости от посадочной скорости и полетного веса, устанавливается максимально допустимая эксплуатационная перегрузка $n_{\text{эмах}}$.

Для колесного шасси самолет Ан-2 $n_{\text{эмах}} = 2,66$, для лыжного шасси $n_{\text{рмах}} = 2,5$ и для поплавкового шасси $n_{\text{эмах}} = 3,14$.

При этих перегрузках в элементах конструкции шасси не должны возникать остаточные деформации.

Коэффициент безопасности для шасси и поплавков принят $f = 1,65$.

Разрушающая перегрузка для элементов конструкции шасси будет равна $n_{\text{рмах}} = n_{\text{эмах}} \cdot f = 2,66 \cdot 1,65 = 4,39$ и для поплавков $n_{\text{рмах}} = 3,14 \cdot 1,65 = 5,18$.

Действительная разрушающая перегрузка, как показывают статические испытания, значительно выше расчетной.

Амортизация шасси подбирается также из условий нагрузок, величины которых определяются в зависимости от посадочной скорости и полетного веса самолета.

Существует понятие так называемой «нормированной работы», которая по величине равна кинетической энергии, развиваемой при ударе, если самолет с нормальным полетным весом сбросить с высоты 0,8 м.

Нормированная работа определяется формулой

$$A_{\text{норм}} = \frac{M \cdot V_y^2}{2},$$

где $M = \frac{G}{g}$ — масса самолета;

V_y — вертикальная скорость самолета в момент его соприкосновения с землей, определяемая по нормам прочности.

При поглощении амортизаторами шасси и пневматиками колес этой «нормированной работы» при ударе, в момент максимальной обжатия пневматиков, перегрузки не должны превышать максимально допустимую эксплуатационную перегрузку для шасси $n_{\text{эмах}} = 2,66$.

Амортизация шасси поглощает работу $A_{\text{эном}} = 974$ кгм при перегрузке $n_s = 2,1$; максимальная «нормированная работа» $A_{\text{норм.мах}} = 1720$ кгм при $n_{\text{эмах}} = 2,66$ (полная работа амортизационной стойки).

При подборе пневматиков и амортизаторов шасси считают, что пневматики должны поглощать около 40% и амортизаторы около 60% «нормированной работы».

Достаточный запас прочности шасси, наличие мягкой гидропневматической амортизации и колес полубаллонного типа обеспечивают посадку самолета с парашютирования в случае вынужденной посадки.

Материалы, применяемые для изготовления самолета

Для изготовления основных силовых элементов планера самолета применяется дуралюмин марки Д16Т и Д16АТ.

Маркировка дуралюмина обозначает:

Д — дуралюмин;

16 — номер сплава.

В маркировке дуралюмина могут встретиться следующие условные обозначения:

А — дуралюмин повышенного качества;

М — мягкий, отоженный;

Т — термически обработанный, прошедший закалку и естественное старение;

Н — нагартованный;

В — с повышенным качеством выкатки.

Для защиты от коррозии дуралюмин плакируется тонким слоем чистого алюминия или покрывается пленкой анодного оксидирования.

Механические свойства листового плакированного дуралюмина Д16 приведены в табл. 2.

Таблица 2

Марка материала	Предел прочности $\sigma_{\text{вр}}$, кг/мм ²	Относительное удлинение δ , %
Д16АМ	не более 24	12
Д16АТ, Д16АТВ	41—43	13—11
Д16АТН, Д16АТНВ	43—46	10—8

Внутренние узлы конструкции планера, кронштейны, качалки управления самолетом изготавливаются путем литья из алюминиевых сплавов АЛ4 и АЛ9 или штампованные из сплава АК6.

Цифры в маркировках сплавов обозначают номер сплава, а буквенные обозначения АЛ — алюминий литейный, АК — алюминий дляковки.

Кроме алюминиевых сплавов в самолетостроении применяются магниевые сплавы МЛ4 и МЛ5.

Сплав МЛ4 служит для изготовления деталей, подвергаемых статическим нагрузкам. Этот сплав обладает хорошими антикоррозионными свойствами (после оксидирования), однако имеет недостаточные литейные качества.

Сплав МЛ5 обладает более высокими литейными свойствами и применяется для изготовления барабанов колес, штурвальных

колонок, педалей ножного управления, каркасов фонаря кабины пилотов и др.

Наиболее нагруженные детали и узлы самолета Ан-2 изготавливаются из хромомарганцевокремнистой стали (хромансоль) марки 30ХГСА, термически обработанной до $\sigma_{вр} = 140 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$.

Хромансильевая сталь хорошо сваривается дуговой сваркой и удовлетворительно другими видами сварки.

Ленты-расчалки, валики и муфты к ним изготавливаются из среднеуглеродистой стали марки 45А, которая после закалки и отпуска имеет $\sigma_{вр} = 70-90 \text{ кг/мм}^2$ и $\delta \geq 11\%$.

Отдельные узлы, болты, гайки и другие детали изготавливаются из малоуглеродистой стали марок 20, 20А и 25. Сталь 25 имеет $\sigma_{вр} \geq 43 \text{ кг/мм}^2$ и $\delta \geq 18\%$.

Небольшое количество деталей, находящихся в зонах высоких температур и подверженных износу, изготавливается из нержавеющей жароупорной стали марки Я1Т, которая обеспечивает работу деталей при температуре до 900°C . В маркировке этой стали буквой Я условно обозначают хромоникелевые нержавеющие стали; буквой Т — наличие в сплаве титана, повышающего жароупорность стали; 1 — номер сплава.

Для изготовления бензиновых и масляных баков применяется сплав АМцА, имеющий $\sigma_{вр} = 13 \text{ кг/мм}^2$ и $\delta = 20\%$. Для изготовления трубопроводов применяется сплав АМгМ с $\sigma_{вр} = 20 \text{ кг/мм}^2$ и $\delta = 23\%$.

Эти сплавы хорошо свариваются, устойчивы против коррозии, допускают штамповку в холодном состоянии, но имеют недостаточные механические свойства.

Для обшивки крыльев и хвостового оперения применяется хлопчатобумажное авиационное полотно (авиационная мерсерезиновая ткань) марки АМ-93, имеющее среднюю прочность на разрыв не менее 70 кг и удлинение не более 13% .

Ролики управления самолетом изготовлены из текстолита.

Стекла фонаря кабины пилотов и грузовой кабины изготовлены из органического стекла — плексигласа.

§ 2. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Геометрические данные

Линейные размеры (рис. 6)

Длина самолета, м:	
в линии полета	12,735
при стоянке на трех точках	12,4
Высота самолета, м:	
в линии полета	5,35
при стоянке на трех точках	4,13
Размах крыльев биплана, м:	
верхнего крыла	18,176
нижнего крыла	14,236
Размах консоли верхнего крыла, м	8,425

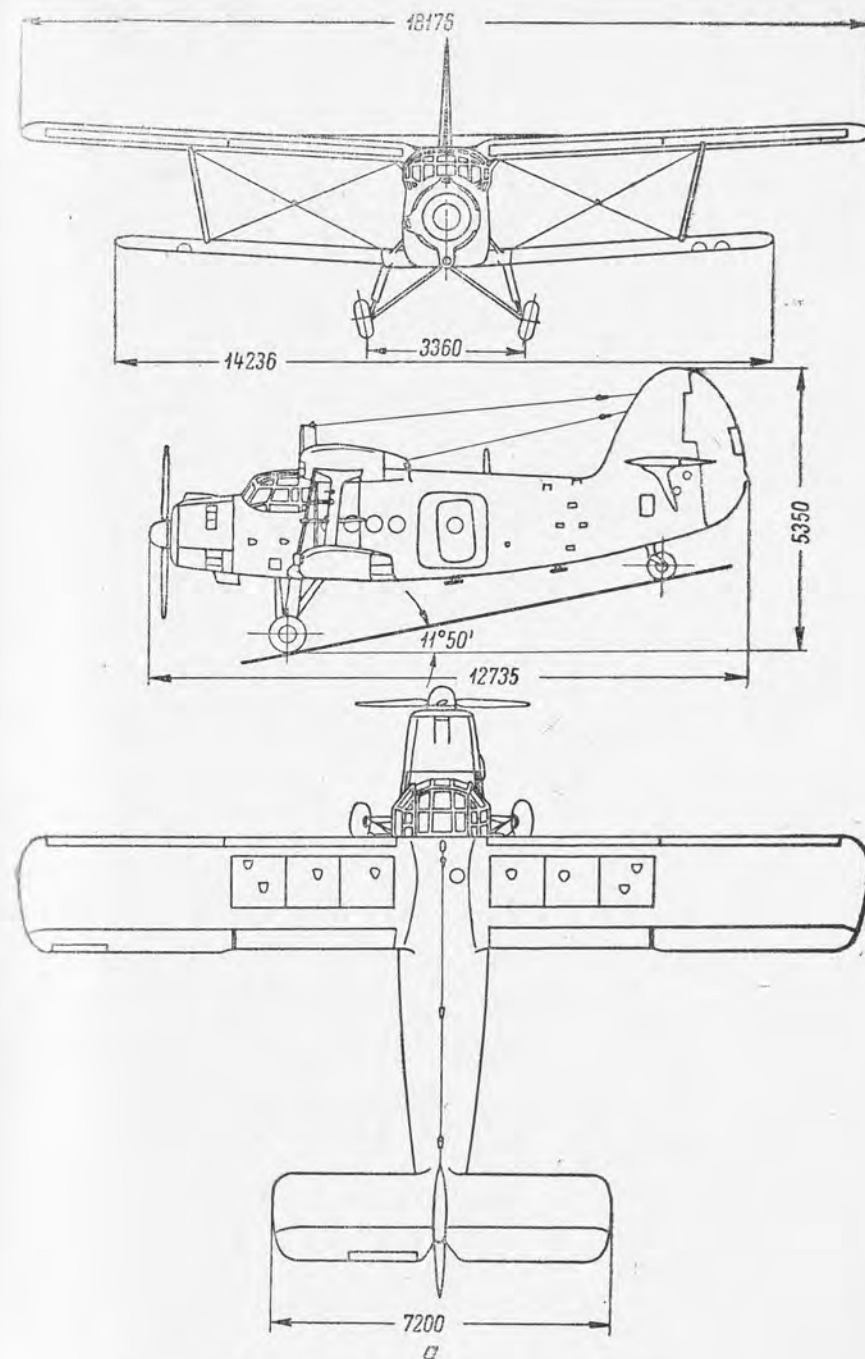


Рис. 6, а. Линейные размеры самолета:
а — на колесном шасси,

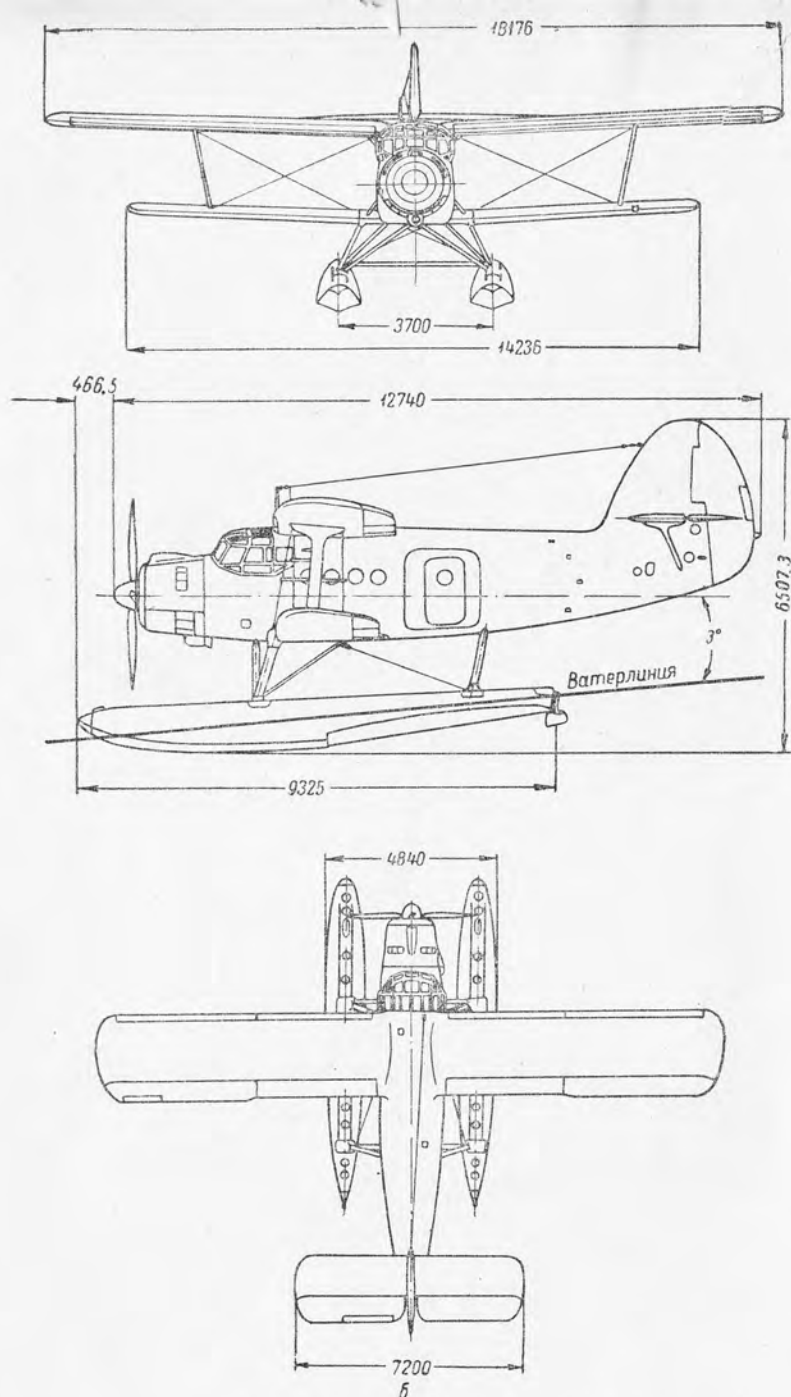


Рис. 6, б. Линейные размеры самолета:
б — на поплавковом шасси.

Хорда консоли крыла (с прижатым предкрылком), м:	
по закрылку	2,4
по элерону	2,45
Размах консоли нижнего крыла, м	5,795
Хорда консоли крыла, м	2,0
Удлинение крыльев, м:	
верхнего	7,7
нижнего	7,25
Размах горизонтального оперения на самолетах, м:	
до 60-й серии	6,6
с 60-й серии	7,2
Хорда горизонтального оперения, м	1,8
Хорда стабилизатора, м	1,05
Размах предкрылков консоли крыла, м	7,7
Размах элерона, м	4,692
Хорда элерона, м	0,65
Размах триммера элерона, м	1,18
Хорда триммера, м	0,12
Размах закрылка верхнего крыла, м	3,415
Хорда закрылка, м	0,6
Размах закрылков нижнего крыла, м:	
корневого	3,16
концевого	2,452
Хорда закрылков, м	0,5
Размах руля высоты на самолетах, м:	
до 60-й серии	6,464
с 60-й серии	6,946
Хорда руля высоты, м	0,74
Размах триммера руля высоты, м	1,778
Размах вертикального оперения, м	3,35
Размах руля направления, м	3,285
Хорда руля направления (наибольшая), м	1,355
Размах триммера руля направления, м	0,838
Длина фюзеляжа, м	10,120
Ширина фюзеляжа, м	1,80
Ширина фюзеляжа по центроплану, м	2,6
Высота фюзеляжа в линии полета, м	2,521
Ширина колен шасси при свободных амортизаторах, м	3,36
Расстояние между основными колесами шасси и хвостовым колесом, м	8,23
Размер колес шасси, мм	800 × 260
Размер хвостового колеса, мм	470 × 210
Длина лыжи шасси, м	2,662
Ширина полоза, м	0,825
Длина хвостовой лыжи, м	1,211
Ширина полоза, м	0,5
Размер поплавка, м:	
длина	9,337
ширина	1,14
высота	1,007
Размер грузовой кабины, м:	
длина	4,1
ширина	1,65
высота	1,85
Общая кубатура, м ³	12
Размер двери, м:	
грузовой	1,53 × 1,46
для пассажиров	1,42 × 0,81
Диаметр окна грузовой кабины, мм	320

Площади самолета

Площадь коробки крыльев с элеронами и закрылками, м ²	71,51
Площадь верхнего крыла с элеронами и закрылками, м ²	43,55
Площадь нижнего крыла с закрылками, м ²	27,96
Площадь агрегатов коробки крыльев, м ² :	
элеронов	5,9
закрылков верхнего крыла	4,09
корневых закрылков нижнего крыла	3,15
концевых закрылков нижнего крыла	2,348
триммера элерона	0,141
Площадь горизонтального оперения на самолетах до 60-й серии, м ² :	
общая площадь	11,38
стабилизатора	4,392
руля высоты	6,99
Площадь горизонтального оперения на самолетах с 60-й серии, м ² :	
общая площадь	12,28
стабилизатора	7,56
руля высоты	4,72
Площадь триммера руля высоты, м ²	0,268
Площадь вертикального оперения, м ²	5,85
Площадь киля, м ²	3,2
Площадь руля направления, м ²	2,65
Площадь триммера руля направления, м ²	0,116
Опорная площадь основной лыжи шасси, м ²	2,18
Опорная площадь хвостовой лыжи, м ²	0,6
Площадь миделя фюзеляжа, м ²	3,84
Удельное давление на основную лыжу шасси в зависимости от полетного веса самолета, кг/см ²	от 0,09 до 0,11
Удельное давление на хвостовую лыжу, кг/см ²	от 0,115 до 0,16

Регулировочные данные

Поперечное V крыльев:	
верхнего крыла	3°
нижнего крыла	4°19'
Поперечное V стабилизатора	0°
Установочный угол:	
верхнего крыла	3°
нижнего крыла	1°
Установочный угол стабилизатора на самолетах:	
до 60-й серии	минус 1°54'
с 60-й серии	минус 1°
Стреловидность крыла и стабилизатора	0°
Стояночный угол самолета	11°50'
Противокапотажный угол	28°±1°

Отклонение органов управления приведено в табл. 3.

Таблица 3

Органы управления	Отклонение α, градусы		Отклонение f, мм	
	вверх	вниз	вверх	вниз
Элероны	30 ⁺¹ _{-1,5}	14 ⁺¹ _{-1,5}	263,5 ⁺⁸ ₋₁₃	124 ⁺⁸ ₋₁₃
Закрылки верхнего крыла	—	40 ⁺¹ _{-1,5}	—	320 ⁺⁸ ₋₁₃
Закрылки нижнего крыла	—	40 ⁺¹ _{-1,5}	—	268 ⁺⁷ ₋₁₁
Зависание элеронов при выпущенных закрылках на 40°	—	16 ⁺¹ _{-1,5}	—	141,5 ⁺⁸ ₋₁₃
Элероны при зависших закрылках на 40°	12 ⁺¹ _{-1,5}	30 ⁺¹ _{-1,5}	106 ⁺⁸ ₋₁₃	263,5 ⁺⁸ ₋₁₃
Триммеры элерона	24 ⁺⁵ ₋₁	24 ⁺⁵ ₋₁	52 ⁺¹⁰ ₋₅	52 ⁺¹⁰ ₋₅
Руль высоты с 0 по 33-ю серию включительно	35±1	18±1	344±10	178±10
Руль высоты на самолетах:				
с 34-й по 59-ю серию	35±1	22°30'±1°	344±10	224±10
с 60-й серии	42±3	22°30'±1°	409±30	224±10
Триммер руля высоты	14±1	14±1	37±2	37±2
Руль направления	28 ⁺² ₋₂	28 ⁺¹ ₋₂	393 ⁺¹³ ₋₂₈	393 ⁺¹³ ₋₂₈
(замер производить по нервюре № 6)				
Триммер руля направления	14±1	14±1	—	—

Нивелировка самолета

Нивелировку самолета производят при стыковке частей планера.

Собранный самолет устанавливают в линию полета. При этом хвост поднимают на высоту около 2 м и винтовой подъемник подводят под опору на шпангоуте № 26.

Для обеспечения безопасности подъема хвоста самолета, перед его подъемом, в зоне шпангоута № 20 на поясе шириной 120 мм подвешивают груз не менее 50 кг. Под центроплан подводят два винтовых подъемника и устанавливают под опорами, расположенными в нижней части шпангоута № 6.

Установка фюзеляжа в линию полета

Установку самолета в линию полета проверяют нивелиром и линейкой по реперным точкам, установленным на бортах фюзеляжа. Реперные точки, окрашенные в красный цвет, располагают-

ся на шпангоутах № 4 и 22 фюзеляжа на расстоянии 900 мм от оси стыковых узлов (на 20,5 мм выше строительной горизонтали самолета).

Вращая винтовые подъемники, добиваются расположения трех реперных точек в одной плоскости, что свидетельствует об установке самолета в линию полета.

Установить самолет в линию полета можно и по болтам стыковки нижнего крыла с центропланом, для чего необходимо снять зализы. На самолете, установленном в линию полета, оба стыковых болта (их ось), передний и задний, лежат в одной плоскости, что проверяют нивелиром и линейкой.

Нивелировка и регулировка коробки крыльев

После установки самолета в линию полета проводится нивелировка и регулировка бипланной коробки. Крылья устанавливают по реперным точкам на переднем и заднем лонжеронах, по нервюрам № 2 и 17 верхнего крыла (по нижней поверхности) и по нервюрам № 2 и 14 нижнего крыла (по верхней поверхности).

Установка углов поперечного V крыльев проводится в процессе натяжения лент-расчалок бипланной коробки.

Натяжение лент-расчалок приведено в табл. 4.

Таблица 4

Место установки ленты	Наименование	Предел натяжения в кг
Передняя несущая лента (парная)	Расчалка № 14 ГОСТ 1004-48	690—1100
Задняя несущая лента	Расчалка № 14 ГОСТ 1004-48	740—1100
Поддерживающая лента (парная)	Расчалка № 11 ГОСТ 1004-48	900—1300

На самолетах польского производства натяжение лент-расчалок (ГОСТ 1004—48) бипланной коробки, согласно бюллетеню № Э/260/419/62, утвержденному главным инженером ГУГВФ 2 марта 1963 г., должно находиться в следующих пределах:

1. Лента № 11 передняя:
 - а) правая — 1180—1320 кг
 - б) левая — 1240—1380 кг
2. Лента № 11 задняя:
 - а) правая — 1200—1330 кг
 - б) левая — 1240—1380 кг
3. Лента № 14 передняя:
 - а) правая — 580—780 кг
 - б) левая — 600—780 кг

4. Лента № 14 задняя:

- а) правая — 560—740 кг
- б) левая — 600—780 кг

5. Лента № 14 задняя (задняя кромка крыла):

- а) правая — 750—870 кг
- б) левая — 760—870 кг.

Необходимо соблюдать следующий порядок и способ регулировки лент-расчалок бипланной коробки:

1. Ленты № 11 натягивать настолько, чтобы обеспечить требуемое нивелировочным листом поперечное V крыльев.
2. Увеличить натяжение передних лент до величины, указанной в приведенных выше данных.
3. Увеличить натяжение задних лент № 14 до величины, указанной в приведенных выше данных.

Все вышеперечисленные работы по натяжению лент-расчалок коробки крыльев выполняются силами и средствами эксплуатационных организаций.

При указанных выше пределах натяжения лент-расчалок крыльев углы поперечного V должны быть: нижнего крыла +4°19', верхнего +3°.

Превышение углов проверяют нивелиром и линейкой по реперным точкам. После проверки углов поперечного V проверяют углы установки крыльев. Углы установки крыльев регулируют регулировочными болтами на задних узлах крепления бипланной стойки.

Установку крыльев проверяют нивелиром и линейкой.

Верхнее крыло устанавливают под углом 3°, нижнее 1°.

Примечание. Суммарная величина превышения углов установки левой полукоробки должна быть на 3 мм больше превышения правой, оставаясь в пределах допусков.

Вынос верхнего крыла над нижним проверяют по нервюрам № 2 и 17 верхнего крыла, отвесом или линейкой.

Нивелировка и регулировка стабилизатора

Углы установки стабилизатора проверяют по узлам крепления подкоса стабилизатора на нервюре № 6. Стабилизатор установлен под отрицательным углом 1°54' к строительной горизонтали самолета на самолетах по серии 59—20.

С самолета серии 60—01 стабилизатор устанавливают под отрицательным углом 1° к строительной горизонтали самолета.

Установку правой и левой половин стабилизатора проверяют нивелиром и линейкой по углам крепления подкосов.

Разность превышенной правой и левой половин стабилизатора от нивелировочной горизонтали по узлам правого и левого подкосов не должна превышать 5 мм. После нивелировки проверяют

симметрию правой и левой частей самолета, для чего сравнивают диагональные размеры правой и левой половин.

По окончании нивелировки все регулируемые соединения контргятся. Данные линейных величин по установке крыльев и стабилизатора приведены в формулярных схемах, прикладываемых к каждому самолету.

Проверка установки двигателя

Угол установки двигателя в вертикальной плоскости относительно строительной горизонтали самолета должен быть $0^\circ \pm 10'$; его проверяют нивелиром и угломером, установленным на носке вала двигателя. Ось двигателя совпадает со строительной горизонталью самолета.

Параллельное смещение оси двигателя относительно строительной горизонтали самолета допускается в пределах $\pm 2,5$ мм.

Суммарное смещение носка вала двигателя допускается в пределах окружности диаметром 6 мм.

Положение носка вала регулируют вворачиванием или выворачиванием стыковой вилки рамы двигателя; резьбовая часть при этом должна выходить не более чем на 6 мм.

Весовые данные и центровка самолета

Весовые данные

Весовые данные самолета приведены в табл. 5.

Таблица 5

Весовые данные самолета, кг	Серия самолета				
	по 36-20	с 37-01 по 59-20	с 60-01 по 63-20	с 64-01 по 71-20	с 72-01
Вес пустого самолета с полным оборудованием	3225 ± 32	3300 ± 23	3320 ± 23	3320 ± 23	3367 ± 23
Нормальный полетный вес	4740	5000	5000	5250	5250
Полная нагрузка	1515	1700	1680	1930	1883
Максимальный полетный вес	4740	5000	5000	5500	5500
Полная загрузка при максимальном полетном весе	1515	1700	1680	2180	2133

Загрузка самолета

Положение центра тяжести самолета оказывает большое влияние на поведение самолета в воздухе и на управление им. Неправильное размещение грузов на самолете приводит к нарушению устойчивости и управляемости самолета, усложняет взлет и посадку, снижает аэродинамические качества самолета, а неза-

крепленный груз в самолете при взлете или в полете может сместиться назад к 15 шпангоуту и привести к резкому нарушению центровки самолета, потере продольной устойчивости и к срыву самолета в штопор. Поэтому перед полетом необходимо убедиться в правильном размещении пассажиров (особенно пассажиров с детьми), багажа или грузов и определить по центровочным графикам положение центра тяжести загруженного самолета.

При загрузке самолета грузами (в грузовом варианте) можно пользоваться отметками, нанесенными на правой стенке грузового отсека фюзеляжа зеленой и красной краской (рис. 7). Против

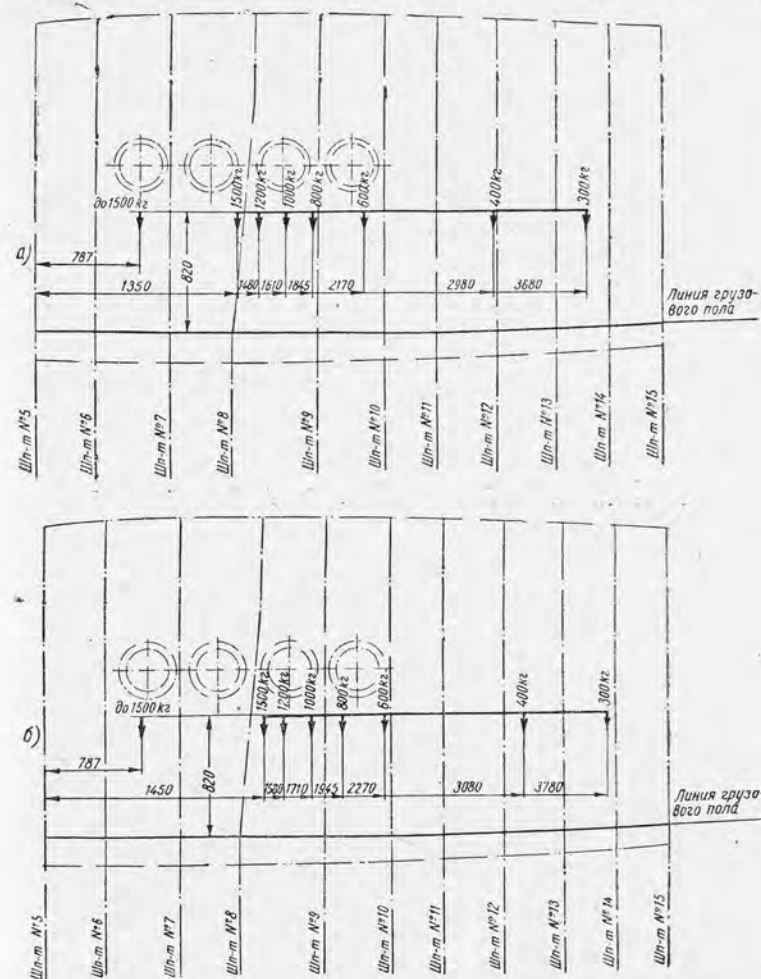


Рис. 7. Метки, нанесенные на правом борту внутри грузового отсека, указывающие допустимое предельно-заднее размещение центров тяжести грузов:

а — на самолетах до 60-й серии; б — на самолетах с 60-й серии.

зеленой стрелки с надписью «До 1500 кг» можно располагать любой груз. При этом центровка в полете будет равна 24—25% САХ и соответствовать наибольшему запасу продольной статической устойчивости самолета без применения триммера.

Красные стрелки с отметками 1500, 1200, 1000, 800, 600, 400 и 300 кг показывают самое заднее положение центра тяжести груза, при котором самолет еще имеет достаточный запас продольной статической устойчивости. При этом центровка получается около 33% САХ, т. е. самая задняя из допустимых.

Не менее важно следить за тем, чтобы полетный вес самолета не превышал установленных норм, так как перегрузка увеличивает напряжение в деталях его и может привести к поломке.

Размещение коммерческой загрузки в самолете

В грузовом варианте размещение грузов в самолете обычно производят по меткам (рис. 7), указанным на правом борту внутри фюзеляжа, согласно «Руководству по летной эксплуатации самолета Ан-2» (общие указания по загрузке самолета), с обязательным расчетом центровки по центровочным графикам.

Приведем пример. Один груз весом 600 кг можно расположить в любом месте между зеленой стрелкой с отметкой «До 1500 кг» и красной стрелкой с отметкой «600 кг». Если грузов несколько, то необходимо размещать их так, чтобы общий их центр тяжести находился или против красной стрелки с отметкой «600 кг», или впереди нее, вплоть до зеленой стрелки включительно.

Если величина груза не соответствует значениям цифр, нанесенным на борту фюзеляжа, например, 650 кг, то нельзя его размещать против цифр 600, 400 и 300, так как такое размещение груза создает недопустимую заданную центровку, превышающую 33% САХ.

Полет самолета при центровках свыше 33% САХ запрещается.

Предупреждение. В хвостовой отсек фюзеляжа, за шпангоутом № 15 размещать груз также запрещается.

При размещении на самолете пассажиров, багажа, почты и грузов необходимо учитывать то, что наибольшее влияние на смещение центра тяжести назад оказывают пассажиры, размещенные на задних сиденьях, а груз, — размещенный за шпангоутом № 8.

Поэтому при неполном количестве пассажиров необходимо задние сиденья оставлять свободными (пассажиров с детьми во всех случаях сажать на передние сиденья), а груз и багаж размещать между шпангоутами фюзеляжа № 6 и 8.

После того как правильно размещен груз или пассажиры на сиденьях, необходимо строго соблюдать требования закрепления грузов в фюзеляже от их смещения при взлете назад к шпангоуту № 15, а также привязывания пассажиров к сиденьям ремнями для предупреждения падения с сидений при взлете и посадке самолета.

Центровочные данные и проверка положения центра тяжести загруженного самолета

В табл. 6 приведены центровочные данные самолета: предельно допустимые центровки в полете в % САХ, центровки пустого самолета с полным оборудованием в % САХ, а также полученные пересчетом расстояния центра тяжести пустого самолета от шпангоута № 5 в м.

Таблица 6

Центровочные данные самолета	Серии самолета				
	по 36-20	с 37-01 по 59-20	с 60-01 по 63-20	с 64-01 по 71-20	с 72-01
Предельные эксплуатационные центровки, % САХ:					
передняя	19,2	19,2	17,2	17,2	17,2
задняя	33	33	33	33	33
Центровка пустого самолета с полным оборудованием, % САХ:					
передняя	21,9	21,9	21,9	21,9	20,4
задняя	23,4	23,4	23,4	23,4	22,4
Расстояние центра тяжести пустого самолета с полным оборудованием от шпангоута № 5, м:					
минимальное	0,550	0,550	0,550	0,550	0,513
максимальное	0,585	0,585	0,585	0,585	0,558

Всякое изменение места установки оборудования, проводимое эксплуатирующими подразделениями, или изменение его комплектности может значительно изменить центровку пустого самолета. В этих случаях центровку обязательно следует учитывать пересчетом, как показано ниже в примерах расчета центровки. Рекомендуемый диапазон центровок, обеспечивающий наиболее легкое управление самолетом, составляет 23—28% САХ.

На рис. 8 показаны: положение центра тяжести пустого самолета с полным оборудованием, длина средней аэродинамической хорды бипланной коробки крыльев (САХ) и ее положение относительно осей координат.

Положение центра тяжести загруженного самолета следует проверять по способу моментов или по центровочным графикам.

Пример применения способа моментов для определения центра тяжести самолета, когда он без грузов возвращается на базу с минимальным запасом топлива и масла в баках, показан в табл. 7.

В таблицу записываются веса грузов, включая и вес самолета, расстояния центра тяжести каждого груза от шпангоута № 5 и

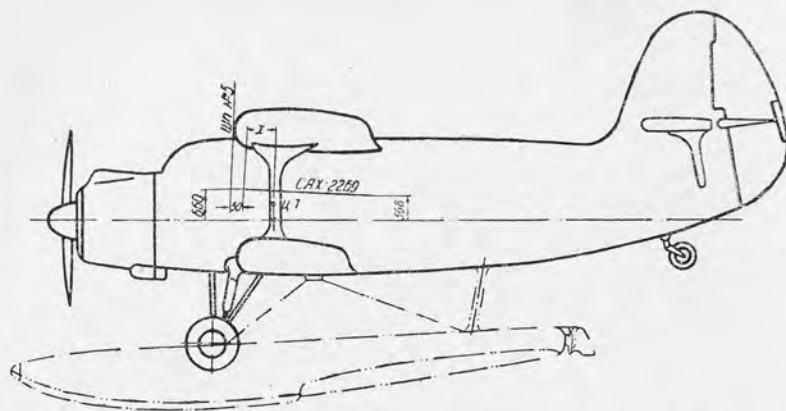


Рис. 8. Средняя аэродинамическая хорда коробки крыльев самолета.

Таблица 7

Наименование грузов	Вес G , кг	Плечо X , м	Момент GX , кгм
Пустой самолет с полным оборудованием	3367	0,513	1730
Экипаж 2 человека	180	-0,336	-60
Топливо	50	0,944	47
Масло	25	-1,586	-40

моменты, вычисленные перемножением весов на расстояние до шпангоута № 5. Плечо считается положительным для грузов, расположенных позади шпангоута № 5, и отрицательным для грузов, расположенных впереди шпангоута № 5. Плечо центра тяжести пустого самолета берется из табл. 5.

После суммирования весов и моментов определяется расстояние центра тяжести самолета от шпангоута № 5 по формуле:

$$X_{\text{цт}} = \frac{\sum GX}{\sum G}, \quad (1)$$

а центровка в процентах САХ по формуле:

$$X_{\text{сах}} = \frac{X_{\text{цт}} - L}{b_{\text{сах}}} 100\% \text{ САХ}, \quad (2)$$

где

L — расстояние от начала САХ до шпангоута № 5, равное 0,05 м;

$b_{\text{сах}}$ — длина САХ, равная 2,269 м.

По формуле (1) и (2) получаем:

$$X_{\text{цт}} = \frac{1677}{3622} = 0,46 \text{ м};$$

$$X_{\text{сах}} = \frac{0,46 - 0,05}{2,269} 100 = 18,1\% \text{ САХ}.$$

Рассмотренный случай соответствует передней центровке самолета.

При этом взят случай, когда пустой самолет имеет центровку 20,4% САХ, т. е. наиболее переднюю из возможных для данной серии.

Проводимые эксплуатирующими подразделениями изменения заводской компоновки или комплектации оборудования могут значительно изменить центровку. В табл. 8 приведен расчет центровок для того случая, когда с самолета снят ящик с бортиным инструментом весом 42 кг.

Таблица 8

Наименование груза	Вес G , кг	Плечо X , м	Момент GX , кгм
Пустой самолет с полным оборудованием	3367	0,513	1730
Снят бортиный инструмент	-42	6,97	-292
Экипаж 2 человека	180	-0,336	-60
Топливо	50	0,994	47
Масло	25	-1,586	-40

$$\sum G = 3580 \text{ кг} \quad \sum GX = 1385 \text{ кгм}.$$

Как видно из таблицы, плечо ящика с бортиным инструментом относительно шпангоута № 5 равно 6,97 м.

$$X_{\text{цт}} = \frac{1385}{3580} = 0,386 \text{ м};$$

$$X_{\text{сах}} = \frac{0,386 - 0,050}{2,269} 100 = 14,8\% \text{ САХ}.$$

Как видим, центровка далеко вышла за пределы допустимой передней центровки 17,2% САХ.

В данном случае экипажам необходимо помнить, что при вылете самолета без загрузки или перегонке его в ремонт необходимо в хвостовой отсек фюзеляжа на шпангоуте № 21—22 положить балласт весом 50 кг.

Для определения центра тяжести самолета необходимо руководствоваться «Инструкцией и графиками расчета загрузки и центровки самолета Ан-2», введенными в действие приказом начальника ГУГВФ № 192 от 3 апреля 1961 г.

Весовые и центровочные данные самолета Ан-2В (на поплавках)

В табл. 9 и 10 приведены весовые и центровочные данные самолета Ан-2В с реверсивным винтом В-514-Д8 и регулятором оборотов РВ-101.

Таблица 9

Весовые данные		
Весовые данные самолета на поплавках, кг.	Серии самолета	
	по 59—20	с 60—01
Вес пустого самолета с полным оборудованием	3666	3688
Полетный вес	5000	5000
Полная нагрузка	1334	1312

Таблица 10

Центровочные данные		
Центровочные данные самолета на поплавках	Серии самолета	
	по 59—20	с 60—01
Предельные эксплуатационные центровки, % САХ:		
передняя	17,5	17
задняя	27	29
Центровка самолета с полным оборудованием, % САХ	19,6	19,2
Расстояние центра тяжести пустого самолета от шпангоута № 5 в м	0,495	0,485

Проводимое эксплуатирующими организациями изменение заводской комплектации оборудования может значительно повлиять на центровку самолета, поэтому изменение учитывается пересчетом, иначе центровка может оказаться за пределами допустимой (расчет приведен в табл. 8).

Примечание. Бортовой инструмент расположен по правому борту фюзеляжа у шпангоута № 13, аккумулятор — по левому борту у шпангоута № 16.

Проверка центровки груженого самолета и его веса проводится перед выпуском его в полет с учетом размещения всех грузов: пассажиров, багажа, грузов и т. д.

Положение центра тяжести самолета с нагрузками определяется по центровочным графикам.

В полете в хвостовом отсеке фюзеляжа (туалетной) разрешается находиться одному пассажиру.

Емкости систем

Правая группа топливных баков, л	620±24
Левая группа топливных баков, л	620±24
Общая емкость бензиновой системы, л	1240±48
Нормальная заправка системы топливом, л	1200
Емкость маслобака на самолетах с 15-й серии, л	125
Нормальная заправка бака маслом, л	80
Емкость баллона сжатого воздуха, л	8
Емкость противопожарного баллона, л	2,5

Эксплуатационные данные

Расход топлива на один час полета по видам работ, кг/час:	
транспортные	118
учебно-тренировочные	115
на авиационных работах	125
воздушная съемка	125
в горных условиях	130
Расход топлива на один час работы двигателя на земле, кг/час	45
Расход авиамасла на сгорание в % от расхода топлива	4
Жидкость для амортизационных стоек шасси и хвостовой установки	масло АМГ-10
Количество жидкости, см ³ :	
в амортизационных стойках шасси	3360
в амортизационной стойке хвостового колеса	440
Давление воздуха в амортизационных стойках при свободных амортизаторах в летних и зимних условиях, кг/см ² :	
в амортизационных стойках шасси	30—1
в амортизационной стойке хвостовой установки	25±1
Осадка амортизационных стоек шасси, мм:	
для полетного веса	
G=4800 кг	135
G=5000 кг	144
G=5250 кг	148
G=5500 кг	170
Осадка амортизационной стойки хвостового колеса, мм	60
Давление в баллоне воздушной системы, кг/см ²	50
Давление в тормозной системе, кг/см ² :	
колес	6—8
лыж	8—10
Давление воздуха в пневматиках колес, кг/см ²	3
Обжатие пневматиков колес, мм:	
шасси	60
хвостовой установки	30—35
Давление в баллоне противопожарной системы, кг/см ²	150
Давление в баллонах кислородной системы, кг/см ²	30—150

Летно-технические данные

Летно-технические данные приведены для самолетов с нормальным полетным весом $G = 5250$ кг. Эксплуатация самолетов Ан-2 с нормальным и посадочным полетным весом 5250 кг и максимальным взлетным весом 5500 кг разрешена с самолетов серии

64—01 и далее, а также для ранее выпущенных самолетов, у которых установлено усиленное шасси и усилена зона установки башмака крепления задних подкосов шасси к фюзеляжу.

Взлетные характеристики для различных вариантов самолета с использованием номинальной мощности двигателя без применения закрылков приведены в табл. 11.

Таблица 11

Вариант применения самолета	Длина разбега	Длина взлетной дистанции (до высоты 25 м), м
Транспортный вариант:		
на колесном шасси с травяного покрова	250	800
на лыжном шасси по укатанному снегу	280	830
на лыжном шасси по неукатанному снегу	300	850
Сельскохозяйственный вариант:	280	880
Гидровариант с полетным весом 5200 кг	326	880

Взлетные характеристики различных вариантов при отклоненных закрылках и при использовании номинальной мощности двигателя приведены в табл. 12.

Таблица 12

Вариант самолета	Отклонение закрылков, градусы	Длина разбега, м	Взлетная дистанция (до высоты 25 м), м
Транспортный:			
на колесном шасси	25	200	600
то же	30	170	540
на лыжном шасси по укатанному снегу	25	220	620
то же	30	180	550
на лыжном шасси по неукатанному снегу	25	240	630
то же	30	200	580
Сельскохозяйственный:	25	240	700
то же	30	190	630

Скорость отрыва самолета, км/час:

на номинальном режиме работы двигателя	— 110
на максимальном режиме и выпущенных закрылках на 30°	— 80
Скорость набора высоты, км/час	— 140

Скороподъемность на номинальном режиме работы двигателя, м/сек:

у земли	3,1—0,3
у границы высотности двигателя (1500 м)	3,2

Скороподъемность самолета в сельскохозяйственном варианте у земли

2

Скороподъемность гидросамолета с полетным весом $G = 5000$ кг, м/сек

3,2

Диапазон крейсерских скоростей самолета в горизонтальном полете по прибору

147—210

Скорость самолета по расписанию, км/час

180

Максимальная горизонтальная скорость сухопутного самолета, км/час:

239—5

у земли

256—5

на границе высотности

239

Максимально допустимая скорость полета по прибору, км/час

256

Практический потолок, м

250

Время набора высоты для $G = 5250$ кг, мин.:

2,7+0,3

500 м

5,4+0,5

1000 м

11,5

2000 м

Скорость снижения самолета, км/час:

220

в спокойном воздухе

190

в болтанку

2

Вертикальная скорость снижения при полете с пассажирами, м/сек

130

Скорость планирования самолета перед выпуском закрылков, км/час

не менее 100

Допустимая высота, с которой разрешается выпускать закрылки на 30°, м

120—125

(при необходимости более крутой траектории планирования— в случае посадки на ограниченные площадки — разрешается выпускать закрылки полностью на 40°)

110

Скорость планирования с отклоненными закрылками, км/час

87±3

Посадочная скорость (без применения закрылков), км/час

82±2

Посадочная скорость с применением закрылков, км/час:

215—225

— на 30°

220—240

— на 40°

370—400

Длина пробега самолета с применением закрылков и тормозов, м

260

Длина пробега в случае отказа тормозной системы на пробегае, м

167

Длина пробега при отказе системы управления закрылками, м

550—600

Длина пробега гидросамолета с полетным весом $G=5200$ кг, м

до 2000

То же с применением реверса винта, м

около 0,75

Посадочная дистанция с применением закрылков и тормозов, м:

для полетного веса $G=5250$ кг

Дальность полета самолета с полной заправкой бензином на режиме работы двигателя, соответствующем максимальной дальности ($n=1400$ об/мин; и $P_K=540-625$ мм рт. ст.), км

Расход горючего при этом, л/км

Установка на самолет сельскохозяйственной аппаратуры снижает вертикальную скорость набора высоты примерно на 1 м/сек и скорость горизонтального полета в диапазоне использования крейсерских мощностей — на 25 км/час, поэтому при выполнении полетов от экипажа требуется точное соблюдение особенностей эксплуатации самолета в сельскохозяйственном варианте, изложенных в «Руководстве по летной эксплуатации самолета Ан-2» (изд. РИО Аэрофлота, 1959).

Аэродинамические данные

Аэродинамические данные самолета Ан-2 могут быть представлены графиками (рис. 9а, б, в, г, д), показывающими зависимость между различными его аэродинамическими величинами.

На рис. 9а показана поляра самолета Ан-2 — кривая, показывающая зависимость коэффициентов подъемной силы C_y и лобового сопротивления C_x при различных углах атаки.

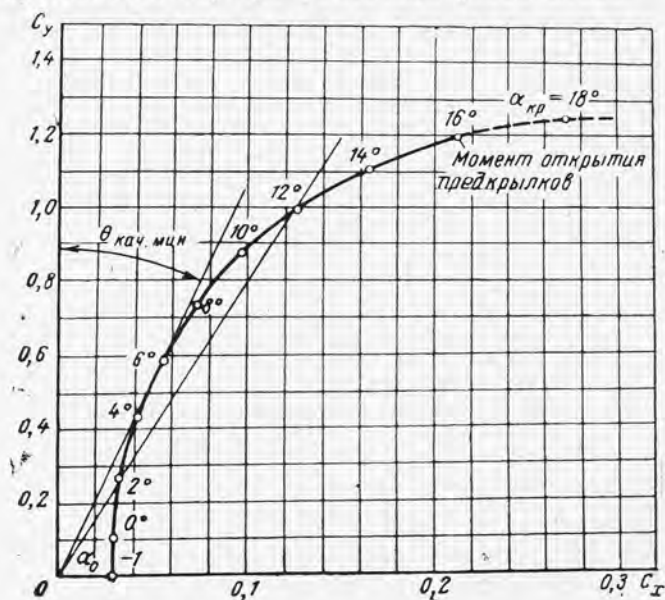


Рис. 9, а. Поляра самолета Ан-2 с неотклоненными закрылками и прижатыми предкрылками.

Пользуясь полярой, можно определить характерные углы атаки, соответствующие им аэродинамические данные и качество самолета с прижатыми предкрылками и неотклоненными закрылками.

Из графика (рис. 9а) видно, что:

1) угол атаки нулевой подъемной силы (α_0) составляет ми-

нус 1° , при этом коэффициент лобового сопротивления C_{x0} равен 0,027;

2) наивыгоднейший угол атаки ($\alpha_{нз}$) составляет 6° , при этом аэродинамическое качество K равно 11,3 (максимальная величина);

3) критический угол атаки ($\alpha_{кр}$) составляет 18° , при этом коэффициент подъемной силы C_y равен 1,23;

4) при неотклоненных закрылках предкрылки автоматически выдвигаются на угле атаки 16° , т. е. на 2° меньше, чем критическом. Работа крыльев после этого будет протекать с новой закономерностью;

5) посадочный угол атаки у верхнего крыла равен около 15° ($\beta_{стоян} = 11^\circ 50'$; $\alpha_{уст} = 3^\circ$).

На рис. 9б показана поляра самолета Ан-2 с отклоненными закрылками на 40° и прижатыми предкрылками.

Это положение соответствует посадке самолета. Для сравнения, на этом же рисунке приведена поляра самолета Ан-2 с неотклоненными закрылками. Сравнение поляр самолета с неотклоненными и отклоненными закрылками и прижатыми предкрылками показывает, что:

1) угол атаки нулевой подъемной силы значительно уменьшился и равен минус 11° ;

2) наивыгоднейший угол атаки уменьшился и равен 0° , при этом качество имеет меньшую величину и равно 7,65 против 11,33;

3) критический угол атаки уменьшился и равен 14° , вместо 18° , при этом наибольшая величина коэффициента подъемной силы увеличилась на 26% и равна 1,55 вместо 1,23 (при $\alpha_{кр} = 18^\circ$). Соответственно уменьшается посадочная скорость самолета.

На рис. 9в приведена поляра самолета с работающими предкрылками при неотклоненных закрылках.

В рассматриваемых полярах и данных не учтена обдувка крыла винтом, что соответствует режиму снижения, когда отсутствует сила тяги или она незначительна.

Из приведенных поляр и данных о влиянии предкрылков на аэродинамическую характеристику самолета Ан-2 при неотклоненных закрылках можно сделать выводы:

1. При выдвинутых предкрылках коэффициент подъемной силы значительно увеличивается, а коэффициент лобового сопротивления уменьшается.

2. Аэродинамическое качество заметно возрастает в сравнении с величиной качества при прижатых предкрылках.

На рис. 9г приведена поляра самолета Ан-2 с отклоненными закрылками на 40° и выдвинутыми предкрылками без учета обдувки крыла винтом. Одновременная работа предкрылков и закрылков дает еще более значительное улучшение летных свойств самолета при посадке и парашютировании.

На рис. 9д приведена поляра самолета Ан-2 с учетом обдувки винтом. Рассмотрев поляры самолета с учетом обдувки, можно

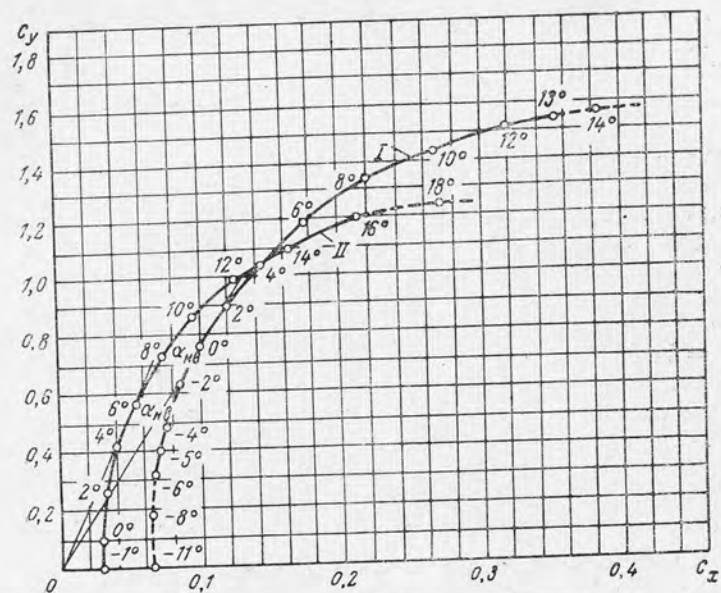


Рис. 9, б. Поляры самолета Ан-2 с отклоненными закрылками на 40° (предкрылки прижаты):

I — закрылки отклонены; II — закрылки не отклонены.

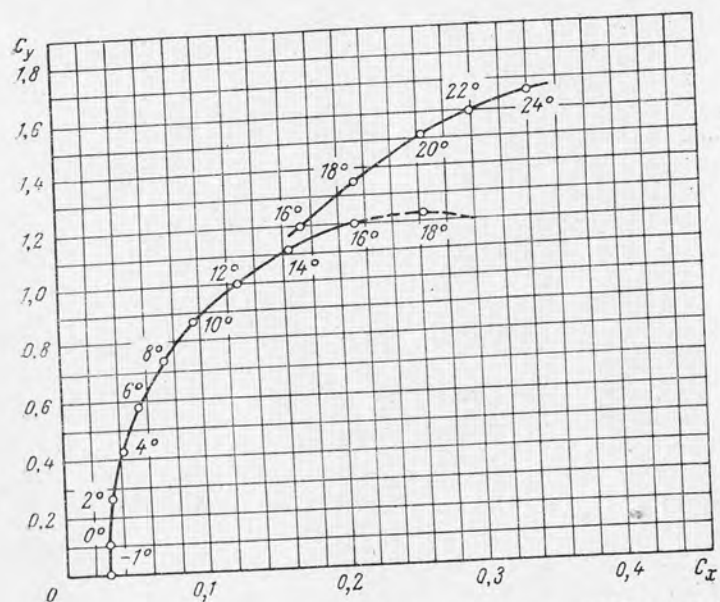


Рис. 9, в. Поляры самолета Ан-2 с выдвинутыми предкрылками и неотклоненными закрылками.

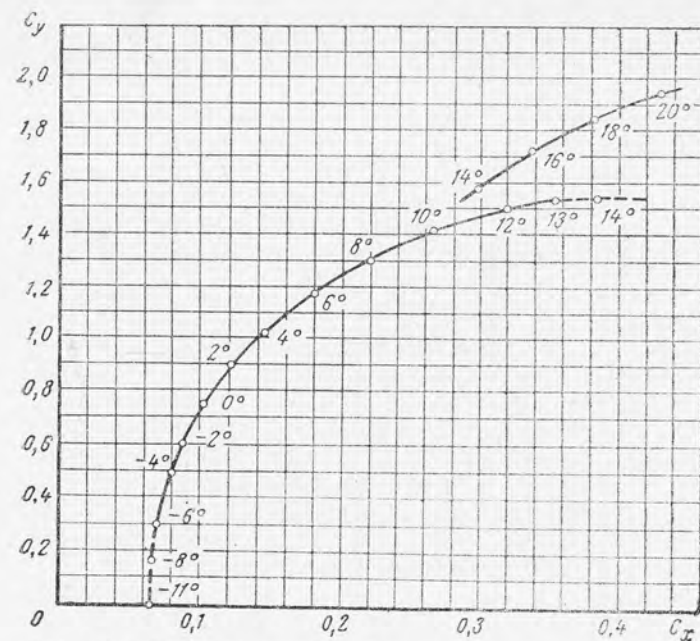


Рис. 9, г. Поляры самолета Ан-2 с отклоненными закрылками и выдвинутыми предкрылками.

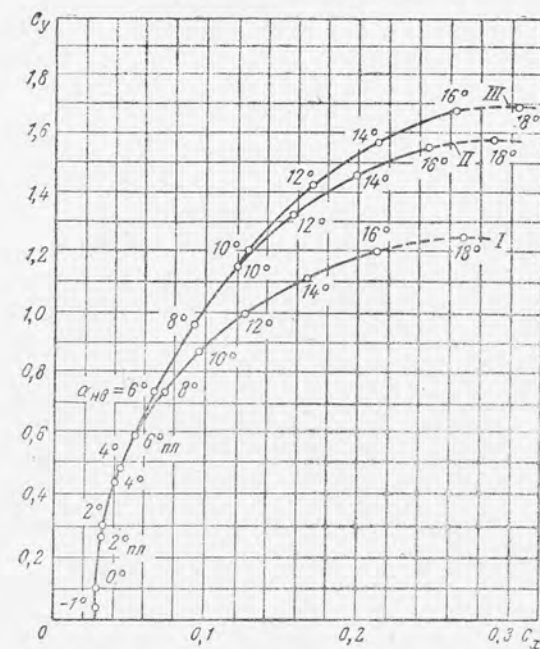


Рис. 9, д. Поляры самолета Ан-2 с учетом обдувки винтом:

I — без обдувки (планирование); II — обдувка большая; III — обдувка максимальная.

сделать следующие выводы о влиянии обдувки на аэродинамику самолета:

1. Чем больше углы атаки, тем за счет обдувки значительнее прирост C_y (соответственно и подъемной силы Y).

2. Увеличение коэффициента лобового сопротивления C_x происходит в значительно меньшей степени, чем C_y .

3. Аэродинамическое качество за счет обдувки возрастает, так как рост коэффициентов подъемной силы опережает рост коэффициентов лобового сопротивления.

Срок службы самолета

1. Приказом начальника ГУГВФ № 185 от 19 марта 1963 г. установлен следующий ресурс до первого капитального ремонта:

а) новым самолетам Ан-2 до 2000 час. с проведением профилактического осмотра после налета 1500 час.;

б) для самолетов новых в сельскохозяйственном и учебно-тренировочном вариантах до 1400 час. налета с проведением профилактического осмотра после 1200 час.

2. Ресурс после ремонта с 1 июня 1963 г. устанавливается для самолетов:

а) в транспортном и пассажирском вариантах — 1800 час.;

б) в сельскохозяйственном и учебно-тренировочном вариантах — 1400 час.

3. Амортизационный срок службы самолета — 10000 час.

Общие сведения

Планер самолета состоит из фюзеляжа, коробки крыльев и хвостового оперения.

Для упрощения технологии производства и ремонта, а также облегчения транспортирования планер самолета расчленен на не-

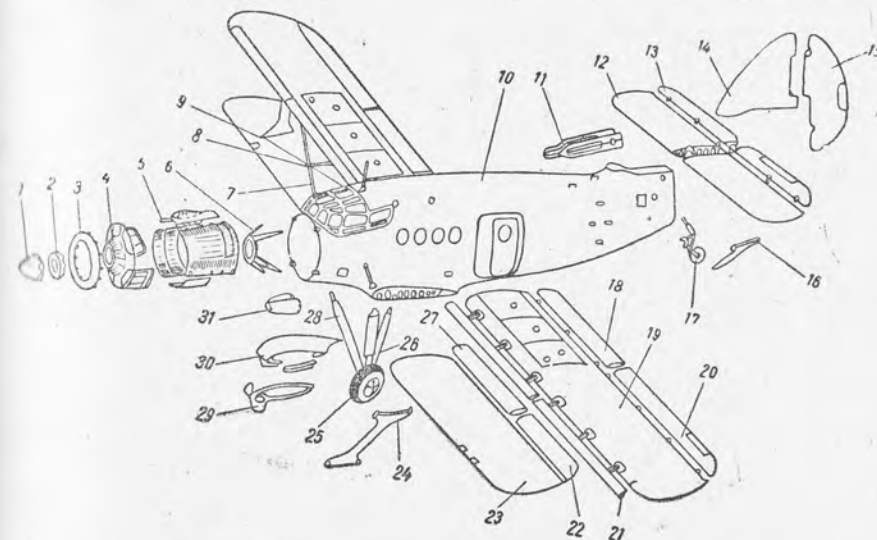


Рис. 10. Схема разъемов агрегатов самолета Ан-2:

1 — обтекатель (кок) винта; 2 — обтекатель картера двигателя; 3 — переднее кольцо капота; 4 — внутренний капот; 5 — внешний капот; 6 — рама двигателя; 7 — передние несущие ленты-расчалки; 8 — лентодержатель «чиж»; 9 — рама двигателя; 10 — фюзеляж; 11 — зализ хвостового оперения; 12 — стабилизирующие ленты расчалки; 13 — руль высоты; 14 — киль; 15 — руль направления; 16 — подкос стабилизатора; 17 — хвостовое колесо; 18 — закрылок верхнего крыла; 19 — консоль верхнего крыла; 20 — элерон; 21 — предкрылок; 22 — концевой закрылок нижнего крыла; 23 — консоль нижнего крыла; 24 — стойка бипланной коробки крыльев; 25 — амортизационная стойка шасси с колесом; 26 — задний подкос шасси; 27 — корневой закрылок нижнего крыла; 28 — передний подкос шасси; 29 — обтекатель стыка центроплана с нижним крылом; 30 — зализ верхнего крыла; 31 — туннель маслорадиатора.

сколько отдельных частей (агрегатов), состыкованных на болтовых соединениях или подвешенных шарнирно (предкрылки, закрылки, элероны и рули). Разъемы, по которым планер может быть разобран при транспортировании или ремонте, и основные агрегаты планера показаны на схеме разъемов (рис. 10).

Основные части планера — фюзеляж, крылья, стабилизатор и киль — изготовлены из дуралюмина повышенной прочности марки Д16Т и Д16АТ.

§ 3. ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж самолета Ан-2 (рис. 11) — полумонокок, балочно-стрингерного типа, цельнометаллической конструкции и состоит из каркаса и работающей обшивки.

По своему назначению фюзеляж является основой или базой самолета, к фюзеляжу крепятся все агрегаты, в нем размещается оборудование, экипаж и полезная нагрузка.

Конструкция фюзеляжа при изготовлении обеспечивает технологическое его расчленение на три основных отсека, что дает возможность производить сборку отсеков в отдельных независимых приспособлениях (стапелях).

В переднем отсеке фюзеляжа между шпангоутами и № 1 и 5 размещена кабина экипажа. Между шпангоутами № 5 и 15 расположена пассажирская или грузовая кабина и за шпангоутом № 15 — хвостовой отсек. Хвостовой отсек для перевозки грузов не предназначен и служит как вспомогательное помещение.

Каркас фюзеляжа

Каркас фюзеляжа состоит из поперечного и продольного наборов (рис. 12), каркаса пола кабин фюзеляжа, элементов жесткости хвостовой установки и килевой части, а также окантовки двери грузовой кабины.

Поперечный набор

Поперечный набор фюзеляжа состоит из 26 шпангоутов, дужки крепления доски приборов и рамок усиления выреза под дверь грузового отсека.

Шпангоуты делятся на две группы: силовые и нормальные. Силовыми или стыковыми шпангоутами являются шпангоуты № 1, 4, 5, 6, 8, 15, 23, 25 и 26. Силовые шпангоуты несут на себе узлы крепления отъемных частей самолета и нагружены большими сосредоточенными силами, которые они передают на тонкостенный фюзеляж без перегрузки отдельных его элементов. Силовые шпангоуты выполнены из набора прессованных профилей, листов и стенок.

Шпангоут № 1 имеет круглую форму с лунообразными выгинутостями справа под выхлопную трубу и снизу под маслора-

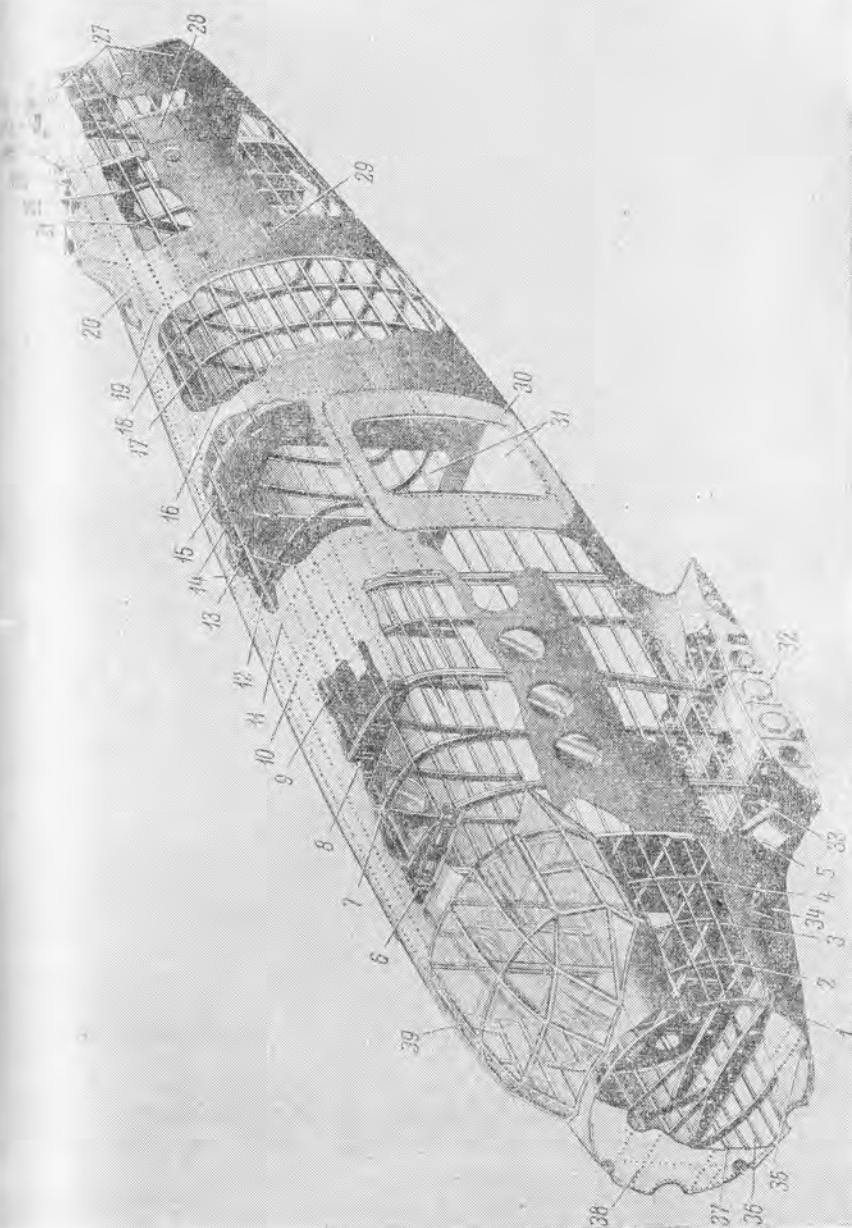


Рис. 11. Фюзеляж.

1—26 — шпангоуты; 27 — смотровые лючки; 28 — люк бортового аккумулятора; 29 — ступеньки; 30 — грузовая дверь; 31 — пассажирская дверь и дверь грузовой кабины (условно сняты); 32 — центроплан; 33 — наклонный полкос фермы центроплана; 34 — люк для подхода к крану слива бензина из баков; 35 — узлы крепления рамы двигателя; 36 — стрингеры; 37 — лонжерон (усиленный стрингер); 38 — противопожарная перегородка; 39 — аварийный люк фонаря (1050×1130 мм).

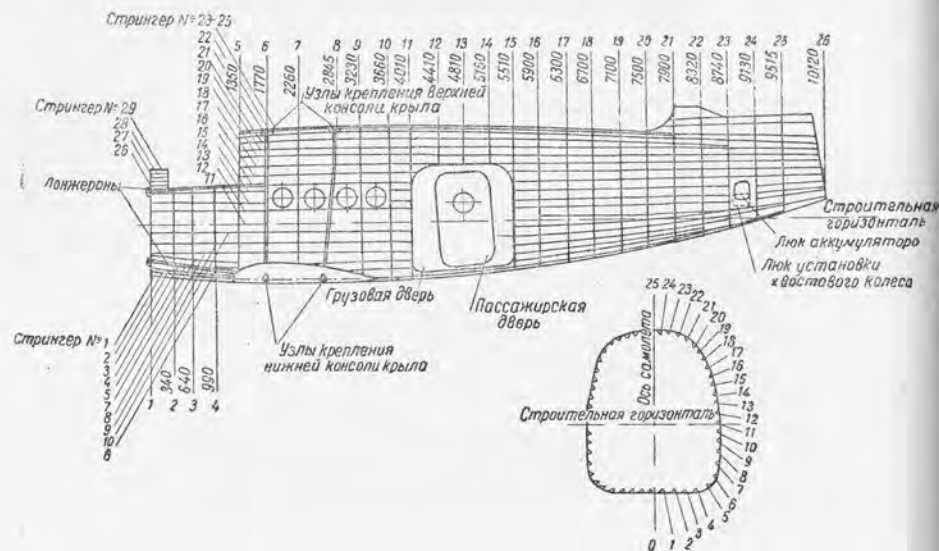


Рис. 12. Схема расположения стрингеров и шпангоутов фюзеляжа.

диатор. Контур шпангоута выполнен из уголкового прессованного профиля, к которому приклепана стенка из листа толщиной 0,8 мм. Стенка шпангоута, подкрепленная прессованными и катаными профилями, одновременно является и противопожарной перегородкой с герметизированными вырезами под тяги управления двигателем. Вверху на шпангоуте монтируются кронштейны для крепления маслобака и справа — узлы крепления выхлопной трубы. В средней части шпангоута монтируются кронштейны качалок управления двигателем и створками капотов и внизу — кронштейн (рамка) для крепления маслорадиатора.

На шпангоуте № 1 монтируются четыре стальных узла (рис. 13) крепления рамы двигателя к фюзеляжу. Каждый узел своим хвостиком установлен в лонжерон фюзеляжа и приклепан к нему стальными и дуралюминовыми заклепками. К обшивке и шпангоуту узел закреплен с помощью наружных дуралюминовых накладок и внутренней косынки.

В процессе эксплуатации (в основном после выработки гарантийного срока службы самолета) в узлах крепления рамы двигателя к фюзеляжу имелись случаи появления трещин.

В целях предупреждения разрушения узлов крепления рамы двигателя к фюзеляжу на самолетах до 57-й серии, на которых не произведена замена узлов — дет. Ш0106-3 на новые улучшенные узлы — дет. Ш0106-13, необходимо после каждых 100 часов налета самолета с помощью переносной лампы и зеркала производить тщательный осмотр узлов. Нижние узлы осматривать через ниж-

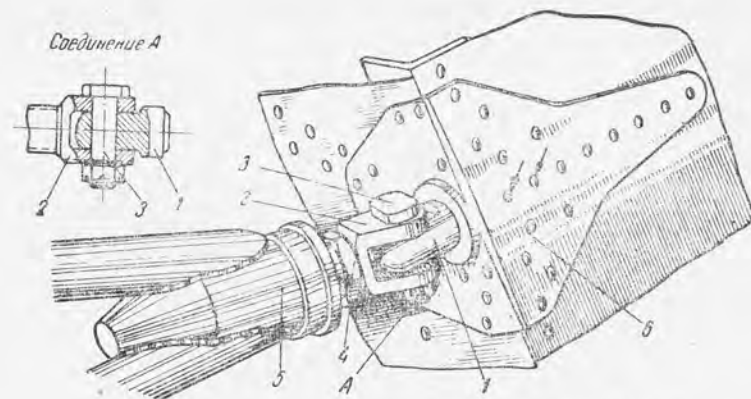


Рис. 13. Узел крепления рамы двигателя к фюзеляжу:

1 — узел крепления рамы двигателя к фюзеляжу; 2 — вильчатый болт; 3 — стыковой болт; 4 — контргайка; 5 — стакан рамы двигателя; 6 — дуралюминовая накладка.

ний люк, расположенный в передней части фюзеляжа, верхние — со стороны кабины пилотов.

Осмотр узлов рамы необходимо также производить, независимо от налета часов, при обнаружении и устранении на самолете тряски воздушного винта или двигателя и в аварийных случаях (например, при опрокидывании самолета на нос).

При обнаружении трещин на узле последний должен быть заменен новым улучшенным узлом Ш0106-13, устанавливаемым заводом на самолетах с 57-й серии.

Во время эксплуатации самолета необходимо обращать внимание и на состояние заклепок крепления узла к фюзеляжу. Ослабление передних заклепок (на рис. 13 заклепки указаны стрелками) может явиться внешним признаком образования трещин в ушке узла.

После каждых 300 часов налета самолета и при смене двигателя также необходимо тщательно осматривать узлы с помощью зеркала и переносной лампы.

Шпангоут № 4 является неполным шпангоутом. Контур шпангоута склепан из двух прессованных уголкового профиля.

В нижней части шпангоута к контуру кницами и наклонными прессованными уголками приклепана балка таврового сечения и стенка толщиной 1 мм с круглыми отбортованными отверстиями для облегчения. Стенка подкреплена стойками швеллерного сечения. Боковины шпангоута доведены до фонаря кабины пилотов и закреплены на верхних лонжеронах фюзеляжа. Снизу на шпангоуте приклепан внутренний узел из сплава АК6 для крепления стального башмака передних подкосов шасси; башмак крепится к шпангоуту № 4 восемью болтами диаметром 8,2 мм.

На шпангоуте № 4 монтируется противопожарный баллон.

Шпангоут № 5 отделяет кабину пилотов от пассажирской или грузовой кабины. К контуру шпангоута уголкового профиля приклепана стенка толщиной 0,8 мм, подкрепленная профилями. Контур шпангоута в верхней части по стрингерам № 15 имеет разрез для прохода верхних лонжеронов фюзеляжа. В стенке шпангоута вмонтирована входная дверь в кабину пилотов. Проем для двери окантован прессованными профилями швеллерного сечения, на которых закреплены кронштейны направляющих сиденья пилотов. В верхней части к шпангоуту крепится каркас фонаря кабины пилотов, в средней части — две швеллерные балки пола пилотов.

Нижняя часть шпангоута представляет собой клепаную балку таврового сечения, к которой с двух сторон на болтах крепятся верхние и нижние узлы подкосов фермы центроплана. К ферме центроплана, в свою очередь, крепится амортизационная стойка шасси и передние несущие ленты коробки крыльев.

На шпангоуте монтируются элементы спецоборудования самолета, подшипник промежуточного вала для ручного запуска двигателя и слева — кронштейны с роликами управления самолетом. Под входной дверью в кабину пилотов установлен кран включения отопления пассажирской кабины.

В процессе эксплуатации на верхнем узле шпангоута № 5, в месте крепления наклонного подкоса фермы центроплана, наблюдались трещины, особенно при эксплуатации на лыжном шасси. Для осмотра этого узла необходимо снять обтекатель. Во время ремонта у стрингера № 10 обнаруживается также деформация боковых участков шпангоута № 5. Эта деформация возникает от ударных нагрузок при грубых посадках самолета. Состояние нижнего узла шпангоута № 5 и его сочленение с продольной крестообразной тягой осматриваются через лючок в нижней части зализа центроплана.

Шпангоут № 6 (рис. 14) и шпангоут № 8 по своей конструкции аналогичны между собой и служат для крепления крыльев самолета. В верхней части на шпангоутах при помощи болтов монтируются стыковые узлы крепления консолей верхнего крыла. В нижней части шпангоуты развиты в лонжероны центроплана, на которых монтируются узлы крепления консолей нижнего крыла.

Верхняя часть шпангоутов имеет двутавровое сечение, состоящее из прессованных уголков и листа, подкрепленного стойками. В стенках листа имеются отверстия для прохода тяг и тросов управления самолетом. На стенке шпангоута № 6 монтируется двуплечая качалка управления элеронами. На стенке шпангоута № 8 монтируются электромеханизм управления верхними закрылками УЗ-1АМ и кронштейн с роликами руля высоты и руля поворота. Для большей жесткости между верхними частями шпангоутов № 6 и 8 установлен дуралюминовый раскос.

Боковина шпангоута № 6 состоит из листа толщиной 2 мм и приклепанных к ней прессованных уголков с фрезерованными пол-

ками. Боковина шпангоута № 8 выполнена из листового материала толщиной 3 мм швеллерного сечения и изогнута под углом 6°. Шпангоут № 8 поставлен по борту фюзеляжа под небольшим наклоном вследствие разности длин геометрических хорд верхнего и нижнего крыла.

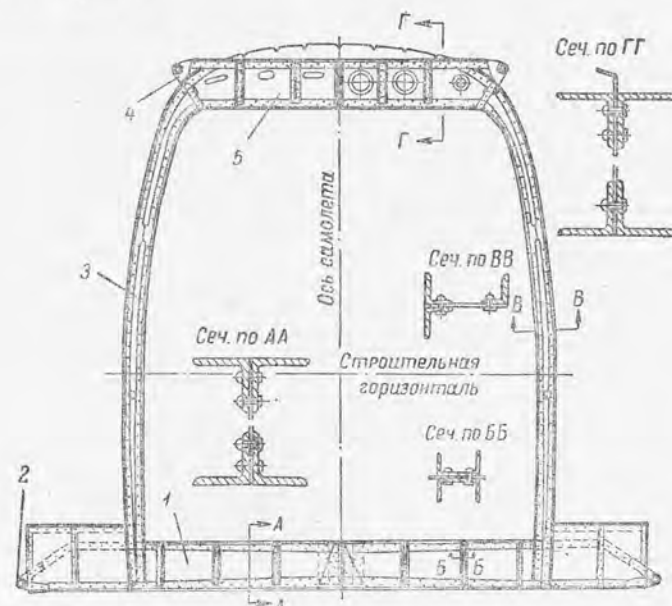


Рис. 14. Стыковой шпангоут № 6:

- 1 — нижняя часть шпангоута (передний лонжерон центроплана);
2 — узел крепления консоли нижнего крыла; 3 — боковина шпангоута;
4 — узел крепления консоли верхнего крыла; 5 — верхняя часть шпангоута.

Нижняя часть шпангоутов представляет собой клепаную балку двутаврового сечения, состоящую из листа и прессованных уголков. Посередине нижней части шпангоута № 6 приклепан внутренний узел из сплава АК6 для крепления башмака задних подкосов шасси и под боковинами шпангоута — стальные гнезда под подшипники самолета.

На нижней части шпангоута № 8 монтируется электромеханизм управления нижними закрылками УЗ-1АМ.

На самолетах в сельскохозяйственном варианте иногда появляются трещины в нижней полке шпангоута № 8 под правым узлом крепления бака химикатов. Эти трещины располагаются радиально относительно оси отверстия крепления узла на шпангоуте. Шпангоут с такими трещинами необходимо ремонтировать в условиях ремонтных предприятий ЛЭРМ и ЛАРМ.

Шпангоут № 15 не имеет контура и состоит из сплошной отбортованной стенки толщиной 0,8 мм. В стенке вмонтирована

двухстворчатая дверь для входа в хвостовой отсек фюзеляжа. На самолетах в гидроварианте в нижней части шпангоута монтируются стальные литые пятки крепления задних стоек поплавков и на левой стороне сверху — узел под грузовую стрелу бортового подъемного крана. На левой стороне верхней части стенки шпангоута монтируется кронштейн с роликами управления рулем высоты и рулем поворота.

Шпангоуты № 23 и 25 (рис. 15) несут на себе в верхней части, соответственно, передние и задние узлы крепления стабилизатора. Узлы изготовлены из хромансильевых пластин толщиной

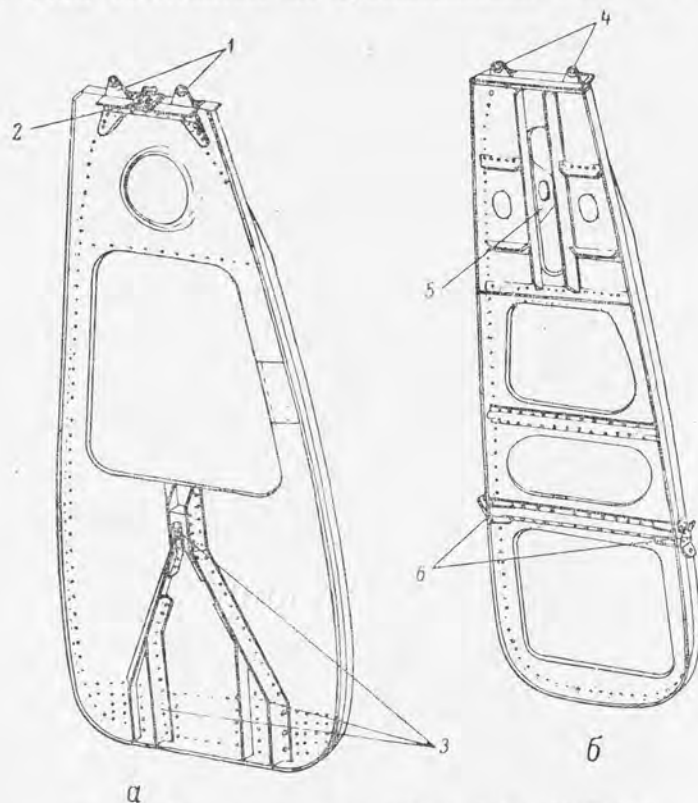


Рис. 15. Стыковые шпангоуты № 23 (а) и № 25 (б):

1 — передние узлы крепления стабилизатора; 2 — узел крепления раскоса стабилизатора; 3 — элементы жесткости установки хвостового колеса; 4 — задние узлы крепления стабилизатора; 5 — кронштейн качалки управления рулем высоты; 6 — узлы крепления подкосов стабилизатора и швартовочные скобы.

1,5 и 2 мм, сваренных между собой и термически обработанных до $\sigma_{вр} = 110 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$. Узлы закреплены на шпангоутах с помощью стальных и дуралюминовых заклепок.

На шпангоуте № 23 сверху монтируется узел крепления раскоса стабилизатора.

Оба шпангоута имеют контуры из прессованных профилей и приклепанные к ним отбортованные стенки толщиной 1,5 мм с отбортованными вырезами для облегчения.

В нижней части шпангоута № 23 имеется три узла для крепления фермы и амортизационной стойки хвостового колеса.

На боковинах шпангоута № 25 через обшивку на болтах монтируются узлы крепления подкосов стабилизатора со скобами швартовки самолета.

Узлы крепления установки хвостового колеса на шпангоуте № 23 и подкосов стабилизатора на шпангоуте № 25 изготовлены из стали 45 и термически не обработаны.

В верхней части шпангоута № 25 монтируется кронштейн для крепления трехплечей качалки управления рулем высоты и в средней части шпангоута — два кронштейна для крепления роликов руля поворота.

Шпангоут № 26 является замыкающим шпангоутом фюзеляжа и состоит из контурного гнутого профиля толщиной 1,5 мм, к которому приклепана отбортованная стенка толщиной 1,2 мм с круглыми отверстиями для облегчения. На шпангоуте установлен кронштейн из сплава АК6 с вмонтированным в него радиально-упорным шарикоподшипником для крепления руля направления.

Снизу на шпангоуте № 26 монтируется стальное гнездо под подъемник самолета.

Нормальные шпангоуты z-образного сечения, штампованные из материала Д16АТ толщиной 1 мм и собраны из нескольких секций, состыкованных специальными накладками. Секции под стрингеры имеют стандартные прорези с подсеченным бортиком. Шпангоуты не воспринимают сосредоточенной нагрузки и служат для поддержания стрингеров и обшивки.

На рис. 16 показаны типовые нормальные шпангоуты № 3, 12 и 19 передней, средней и хвостовой части фюзеляжа. Боковины шпангоутов № 2 и 3 доведены до фонаря кабины пилотов и закреплены на верхних лонжеронах фюзеляжа. К боковинам шпангоутов кницами и наклонными прессованными уголками приклепаны балки таврового сечения, служащие опорой пола кабины пилотов. Балка состоит из вертикальной стенки с отбортованными отверстиями для облегчения и набора профилей.

Боковины средних шпангоутов № 7, 9, 10, 11 фюзеляжа образуют замкнутый контур z-образного сечения, а боковины шпангоутов № 12, 13 и 14 доведены до скантовки двери грузового отсека и закреплены на ней. В нижней части средние шпангоуты имеют балки, которые служат опорой для пола грузовой кабины и являются поперечным набором жесткости нижней части фюзеляжа. Балки набраны из стенки толщиной 1 мм и прессованных уголков. Стенка имеет отверстия для облегчения и бортик, которым она прикреплена к обшивке фюзеляжа.

В зоне выреза под дверь грузового отсека, между шпангоута-

ми № 11 и 15, сверху и снизу установлены дополнительные рамки z-образного сечения переменной высоты толщиной 1 мм. Верхние рамки одним своим концом заканчиваются на стрингере № 21,

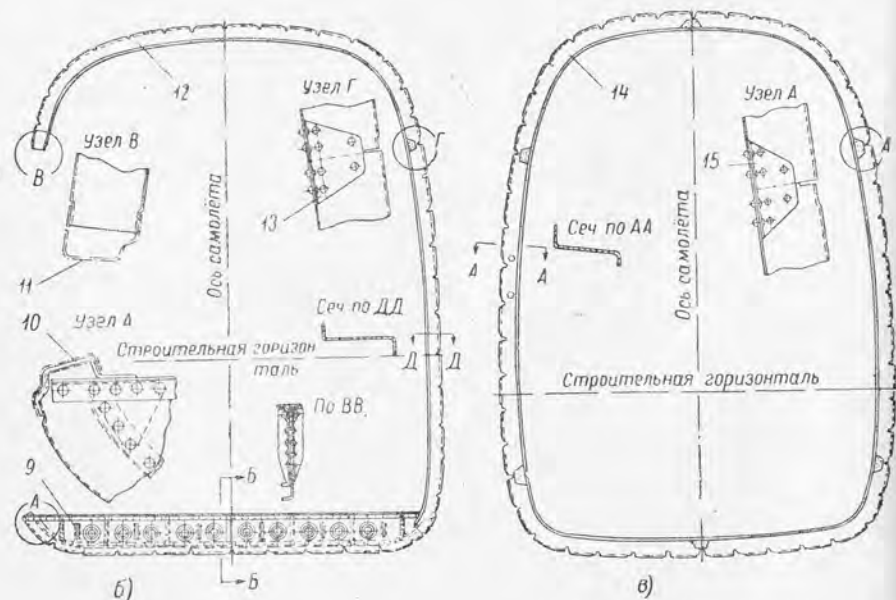
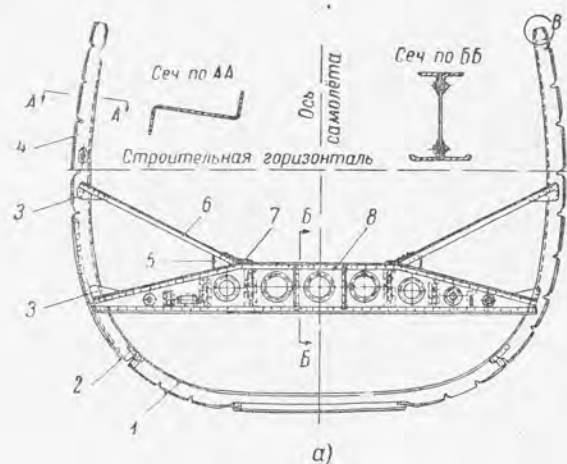


Рис. 16. Типовые нормальные шпангоуты № 3 (а), 12 (б) и 19 (в):

1 — нижняя часть шпангоута; 2 — соединяющий уголок; 3 — соединяющие кницы; 4 — секция шпангоута; 5 — косынка; 6 — прессованный уголок; 7 — косынка крепления панели пола кабины пилотов; 8 — балка шпангоута; 9 — нижняя часть шпангоута; 10 — порог двери грузового отсека; 11 — окантовка двери грузового отсека; 12 — секция шпангоута; 13 — соединяющая накладка; 14 — секция шпангоута; 15 — соединяющая накладка.

нижние — на стрингере № 3 и имеют стандартные прорези под промежуточные стрингеры. Вторым концом рамки входят в окантовку двери и закреплены в ней заклепками.

Хвостовые шпангоуты от № 16 по № 21 имеют замкнутый контур и полностью изготовлены из секции z-образного сечения. Левая боковина шпангоута № 16 усилена уголковым профилем за счет выреза под грузовую дверь. На верхней части шпангоута № 21 монтируется кронштейн с роликами руля высоты.

На расстоянии 270 мм от шпангоута № 1 установлена дужка крепления доски приборов. Дужка, изготовленная из материала Г-образного сечения толщиной 1,5 мм, заканчивается на верхних лонжеронах фюзеляжа и закреплена на них с помощью уголков.

Продольный набор

Продольный набор состоит из четырех лонжеронов, пятидесяти стрингеров, подкрепляющих бульбуголков и катаных швеллеров.

В передней части фюзеляжа между шпангоутами № 1 и 6 в верхней части и между шпангоутами № 1 и 5 в нижней части, по направлению стрингеров № 5 и 15, установлены прессованные профили швеллерного сечения Пр106-8 размером 40×25×3 мм, являющиеся лонжеронами фюзеляжа. Верхние лонжероны соединяют боковины шпангоутов № 2, 3 и 4 и проходят через гнезда шпангоута № 5, на котором крепятся при помощи кронштейна из сплава АК6 на заклепках.

Нижние лонжероны у силовых шпангоутов № 4 и 5 разрезаны и соединены с ними при помощи фрезерованных башмаков на болтах и заклепках.

У шпангоутов № 2 и 3 лонжероны имеют сфрезерованную полку и крепятся к ним уголками на заклепках.

Стрингеры фюзеляжа, состоящие из дуралюминовых прессованных профилей Пр100-1 (уголок 12×12×1 мм), расположены равномерно по образующим фюзеляжа и вложены в стандартные прорези шпангоутов, имеющие подсеченный бортик; профили не разрезаются при пересечении нормальных шпангоутов. К шпангоуту стрингер крепится совместно с обшивкой одной заклепкой. При подходе к силовым шпангоутам и силовым элементам конструкции стрингеры разрезаются, отсекаются на них и крепятся к ним совместно с обшивкой при помощи заклепок. В напряженных зонах стрингеры с силовыми элементами связываются еще дополнительной кницей. Между шпангоутами № 4 и 6 стрингеры № 1, 2, 3 и 8 дополнительно подкреплены бульбуголками.

Таковыми же бульбуголками подкреплены стрингеры № 0, 2, 4, 5, 6, 7, 9 и 11 хвостовой части фюзеляжа между шпангоутами № 15 и 21, а также стрингеры № 4, 5 и 18 между шпангоутами № 11 и 15 у окантовки двери грузового отсека. Бульбуголки установлены также в зоне выреза под дверь грузового отсека по стрин-

герам от № 6 до № 17 включительно, между шпангоутами № 10—11 и 15—16. Подкрепляющие бульбуголки разрезаны между шпангоутами и прикреплены полками к основным стрингерам двумя заклепками у шпангоутов.

В местах технологических разъемов, в зоне между шпангоутами № 15 и 17, стрингеры соединяются при помощи уголков-планок на заклепках, выполненных из такого же профиля, что и стрингер; к обшивке планка не приклепана.

Стрингер № 2 между шпангоутами № 1 и 4 и стрингер № 11 между шпангоутами № 1 и 5, к которым приклепываются окантовки нижнего люка, и пол кабины пилотов выполнены из прессованного бульбуголка.

В передней части фюзеляжа между шпангоутами № 1 и дужкой доски приборов установлены стрингеры от № 26 до № 30 включительно швеллерного сечения.

Верхние стрингеры № 24 между шпангоутами № 7 и 15 подкреплены профилями Г-образного сечения и приклепаны к вертикальной полке стрингеров и к шпангоутам.

Каркас пола кабин фюзеляжа

Пол кабины пилотов

Силовыми элементами пола кабины пилотов являются две продольные балки, расположенные вдоль оси самолета между шпангоутами № 1 и 5. На балках установлены органы ручного и ножного управления самолетом. Балки дуралюминовые, равнопрочные, П-образного сечения толщиной 2 мм. Ширина балки 210 мм, высота посередине 75 мм и по концам — 40 мм. Снизу балка зашита листом толщиной 0,6 мм. Концы балки с помощью книц приклепаны к профилям шпангоутов № 1 и 5. Верхняя плоскость балок совместно с листами образует пол кабины пилотов, разделенный на две части проходом.

Горизонтальная панель прохода расположена по порогу шпангоута № 5 и имеет снизу жесткий штампованный каркас, склепанный с гладким листом. Панель уложена на балки шпангоутов № 2, 3 и 4 и приклепана к ним, образуя ступеньку высотой 360 мм от пола грузовой кабины. С целью обеспечения удобного подхода к агрегатам, расположенным под полом, средняя часть пола в кабине пилотов между шпангоутами № 4 и 5 выполнена легко-съемной.

Вдоль прохода установлены на винтах съемные боковые панели, при снятии которых обеспечивается удобный подход из кабины к местам монтажа агрегатов, расположенных под полом. Впереди прохода находится легкосъемный кожух, закрывающий поперечную трубу ручного управления самолетом.

Для разгрузки напряжения верхних лонжеронов фюзеляжа в передней части кабины установлен элемент жесткости, набран-

ный из листа толщиной 1,5 мм и профилей. Элемент жесткости приклепан к лонжеронам и шпангоуту № 1 и служит одновременно панелью для установки оборудования.

Пол грузовой кабины

Каркас пола пассажирского или грузового отсека фюзеляжа (рис. 17) состоит из продольных и поперечных балок и служит для крепления панелей пола.

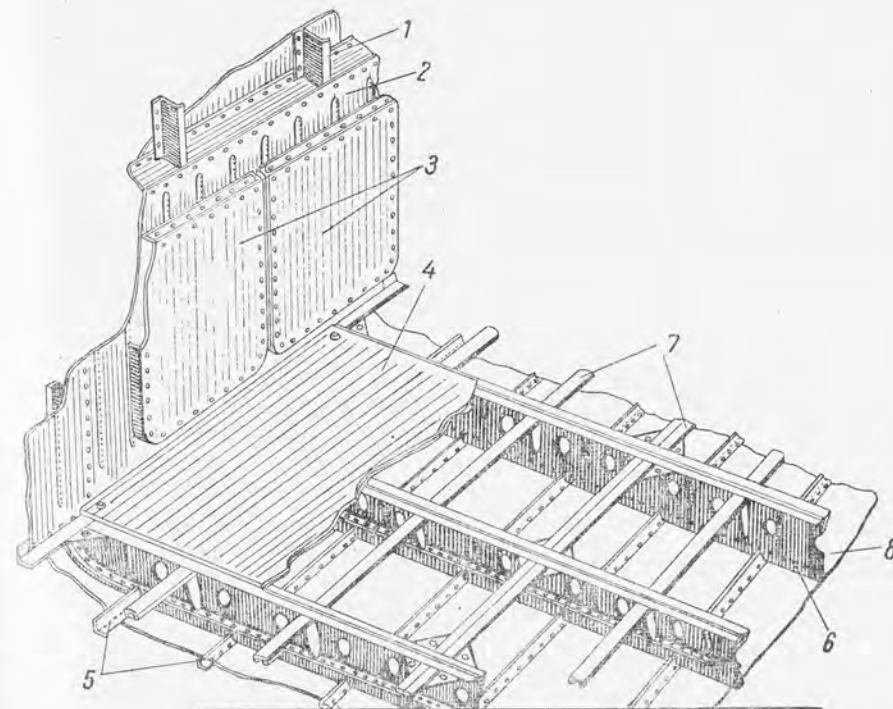


Рис. 17. Каркас пола грузового отсека:

1 — шпангоут; 2 — боковая панель; 3 — откидные жесткие сиденья; 4 — панель пола; 5 — стрингеры; 6 — шпангоуты (поперечные балки пола); 7 — продольные балки пола; 8 — дуралюминовая обшивка.

Поперечные балки являются конструктивными элементами шпангоутов средней части фюзеляжа, которые описаны выше.

Продольный набор пола состоит из продольных балок, диафрагм и стенок. Продольные балки установлены в семь рядов на расстоянии 250 мм между рядами. Балки швеллерного сечения, изготовлены из листа толщиной 2 мм и закреплены на горизонтальной полке шпангоута двумя потайными заклепками. Между

шпангоутами № 5 и 7 профили установлены в поперечном направлении.

Диафрагмы расположены по оси самолета и у бортов. Они состоят из стенки толщиной 0,8 мм с бортиками и отверстиями для облегчения, склепанной с прессованными уголками. Диафрагмы прикреплены к вертикальным стойкам и горизонтальным полкам шпангоута с помощью книц на заклепках.

Часть книц имеет выштампованные стверствия и пружины под винтовые замки, которыми крепится к каркасу панели пола. Диафрагмы, расположенные у бортов, связаны со шпангоутами дополнительными листами. Листы имеют бортик, к которому на винтах крепится внутренняя обшивка.

Стенки расположены по оси самолета между шпангоутами № 5 и 7 и у бортов фюзеляжа между шпангоутами № 8 и 9. Стенки выполнены из листа толщиной 1 мм, подкрепленного прессованными профилями, и приклепаны нижним своим бортиком к обшивке фюзеляжа. В бортовых стенках имеются отверстия для прохода туг управления закрылками.

Настил пола состоит из отдельных панелей, которые уложены на каркас, и каждая из них крепится к нему при помощи четырех пружинных замков.

Панель состоит из листа фанеры толщиной 4 мм, облицованной с обеих сторон дуралюминовыми листами толщиной 0,5 мм. Дуралюминовые листы приклеены к фанере бакелитовым клеем БФ-2 и приклепаны по контуру заклепками. Панель с наружной стороны покрыта пробковой крошкой на нитроклее АК-20 для предотвращения скольжения груза при передвижении по кабине.

Конструкция пола рассчитана под нагрузку 1000 кг/м². Между шпангоутами № 8 и 9 имеется люк для подхода из кабины электромеханизму УЗ-1АМ управления нижними закрылками, который закрыт панелью, а между шпангоутами № 7 и 8 слева панели пола имеется круглое отверстие для установки бака под химикаты при выполнении сельскохозяйственных работ. В транспортном варианте самолета это отверстие закрыто крышкой на шести шурупах.

Для крепления грузов на бортах фюзеляжа установлено по девяти швартовочных скоб (пять внизу и четыре над сиденьями пассажиров) и тринадцать стальных узлов с кольцами, которые ввертываются в гнезда, вклепанные в элементы каркаса пола.

Бортовые скобы изготовлены из сплава АЛ4 и закреплены болтами и заклепками на шпангоутах фюзеляжа.

Стальные узлы представляют собой ушковый болт с резьбой и кольцом. На самолетах с 60-й серии количество швартовочных колец увеличено на четыре. Дополнительные кольца установлены у шпангоутов № 12 и 13. Снятые швартовочные кольца хранятся в специальном ящике, врезанном в панель пола у шпангоута № 15, а их гнезда закрываются заглушками.

Для крепления грузов к самолету прикладывается девять

швартовочных тросов и сетка. На правом борту фюзеляжа внутри грузового отсека нанесены метки и надписи расположения грузов.

Вдоль хвостового отсека установлен пол, состоящий из отдельных панелей, уложенных на профили П-образного сечения. Панели аналогичны панелям грузовой кабины и крепятся к профилям фюзеляжа пружинными замками.

Настил пола хвостового отсека, между шпангоутами № 16 и 22, заменен легкой металлической дорожкой, покрытой пробковой крошкой. Панели крепят к шпангоутам болтами и анкерными гайками.

Элементы жесткости хвостового колеса

Для подкрепления узлов хвостовой установки колеса между шпангоутами № 22 и 24 к обшивке и шпангоутам фюзеляжа приклепаны балки и горизонтальная панель.

Балки расположены в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 22 и 23 и состоят из склепанных между собой П-образного профиля, двух диафрагм и накладок. П-образный профиль приклепан к обшивке фюзеляжа и проходит в гнездо шпангоута № 22, в котором закреплен при помощи книц.

Диафрагмы приклепаны к прессованным профилям шпангоута № 23 и закреплены болтами к стенке совместно с нижними узлами крепления фермы хвостового колеса.

Горизонтальная панель расположена между шпангоутами № 23 и 24 и состоит из листа толщиной 1 мм, подкрепленного прессованными и гнутыми профилями. Панель приклепана к стенкам шпангоутов и обшивке фюзеляжа и служит одновременно площадкой, на которую устанавливается контейнер бортового аккумулятора.

В процессе эксплуатации самолетов (до 44-й серии) появляются трещины наклонного раскоса жесткости между шпангоутами № 22 и 23, а также трещины под усиленными угольниками в местах крепления фермы хвостового колеса. Трещины легко обнаруживаются при осмотре элементов жесткости и шпангоута при помощи переносной лампы со стороны хвостовой части фюзеляжа.

На самолетах с 156-й серии усилена хвостовая часть фюзеляжа в зоне узлов крепления установки хвостового колеса путем замены профиля Д16-Т1Пр111-5 профилем Д16-Т1Пр111-34 на шпангоуте № 23 и горизонтальной платформе аккумулятора, изменением конструкции балочек жесткости нижних узлов крепления фермы хвостового колеса и увеличением диаметра болтов, крепящих ферму хвостового колеса, с 6 на 8 мм.

Элементы жесткости килевой части

Верхние полки шпангоутов хвостовой части фюзеляжа связаны горизонтальной нервюрой, которая вместе с дополнительным нос-

ком и передним ободом образует элемент жесткости, создающий плавный переход на киль.

Нервюра перерезается шпангоутами и состоит из штампованного носка, двух диафрагм с отверстиями для облегчения и контурных прессованных уголков. На расстоянии 140 мм выше основной нервюры в передней ее части установлен дополнительный штампованный носок, который имеет излом на шпангоуте № 22 и связан с нервюрой у шпангоута № 23 с помощью двух книц, образуя гнездо для стабилизатора. На расстоянии 170 мм ниже верхней нервюры установлена вторая нервюра, служащая для поддержания обшивки и создания плавности обвода. Все элементы жесткости килевой части, в том числе и обод, изготовлены из дуралюминового листа толщиной 1 мм.

Окантовка выреза под дверь грузового отсека

Окантовка выреза под дверь грузового отсека выполнена из штампованных дуралюминовых профилей фасонного сечения толщиной 1,5 мм. Окантовка набрана из восьми профилей, соединенных внутренними профилированными вкладышами на потайных заклепках. Во избежание истирания нижнего профиля установлен порог из нержавеющей стали.

Обшивка фюзеляжа

Обшивка фюзеляжа (рис. 18) является силовым элементом конструкции и изготавливается из дуралюмина толщиной от 0,6 до 1,2 мм.

Обшивка хвостовой части фюзеляжа в основном выполнена из листов толщиной 0,6 мм, в передней и средней части толщина листов 0,8 мм, а в зоне максимальных напряжений (окна, грузовая дверь и бипланная коробка) — 1—1,2 мм.

Стыки листов обшивки произведены по стрингерам и шпангоутам внахлестку без подсечки, причем каждый передний лист перекрывает задний, а каждый верхний лист перекрывает нижний. Стыки по верхним листам герметизированы водонепроницаемой прокладкой. По обрезах наружных листов сняты фаски.

Обшивка приклепана к каркасу фюзеляжа заклепками 866-А из дуралюмина Д18 с плоско-выпуклой головкой диаметром 2,6—3 мм.

По поперечным стыкам листы перекрывают один другой на 35 мм и склепываются двумя рядами заклепок, причем заклепки, склепывающие листы со шпангоутом, применяются диаметром 3 мм, а заклепки, склепывающие только листы, — диаметром 2,6 мм.

По стрингерам стык листов приклепывается заклепками диаметром 3 мм в один ряд.

Заклепками диаметром 3 мм проклепана обшивка по прессо-

ванным профилям стыковых шпангоутов и по всем силовым окантовкам люков; во всех же остальных местах свободной клепки применяются преимущественно заклепки диаметром 2,6 мм.

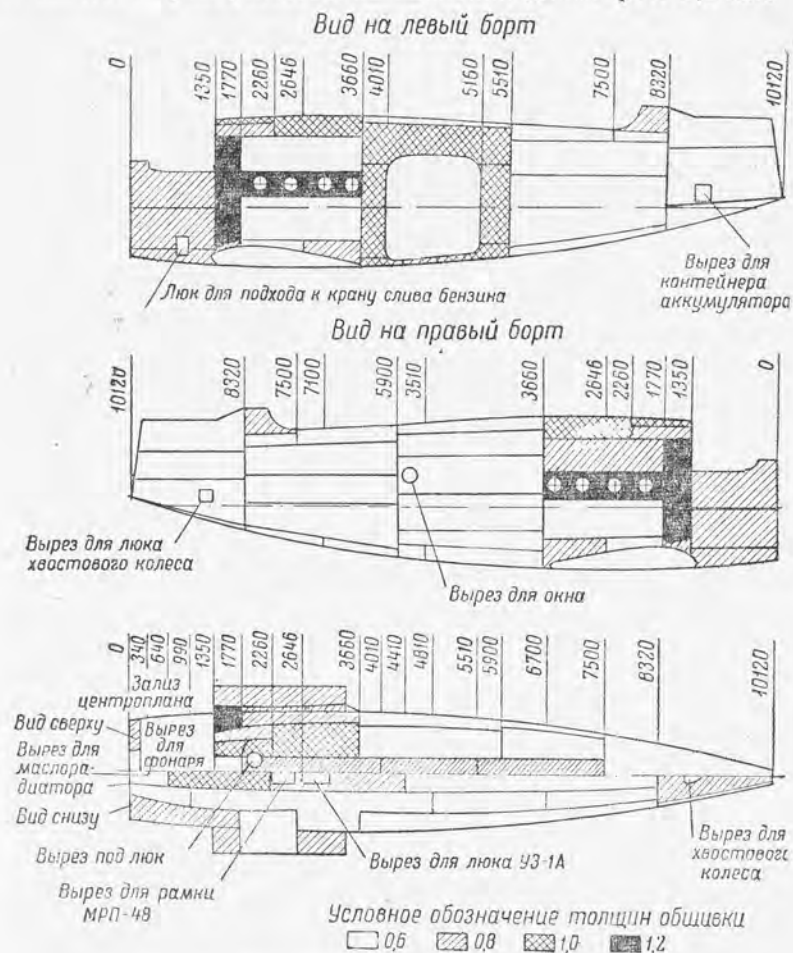


Рис. 18. Схема обшивки фюзеляжа.

В нижней части обшивки фюзеляжа имеются дренажные отверстия. В процессе эксплуатации на металлической обшивке фюзеляжа наблюдались местные деформации (волнистость). При появлении деформации обшивки вблизи шпангоутов необходимо проверять заклепочные швы. При легком постукивании молотком по обшивке около заклепочного шва разрушенные заклепки выскакивают, а ослабевшие вибрируют. Этот дефект появляется вследствие длительной эксплуатации или неправильной термооб-

работки заклепок. Заклепки, имеющие повреждения и ослабление посадки, необходимо заменить новыми.

С целью устранения хлопунов (волнистости) на самолетах с 100-й серии введено усиление нижней обшивки фюзеляжа между шпангоутами № 8 и 9 путем установки диафрагмы.

Двери и люки фюзеляжа

На левом борту фюзеляжа между шпангоутами № 11 и 15 находится дверь грузового отсека, подвешенная к жесткой окантовке на двух стальных штампованных петлях и открывающаяся наружу вверх.

В дверь грузового отсека вмонтирована дверь для пассажиров, открывающаяся внутрь фюзеляжа. Дверь навешена на две стальные штампованные петли, установленные внутри на каркасе двери грузового отсека.

Обе двери имеют жесткие штампованные каркасы и гладкую наружную обшивку. Каркасы изготовлены из материалов АМцМ, обшивка — из Д16Т толщиной 1 мм.

Каркас двери грузового отсека состоит из двух половин, соединенных сверху и снизу профилированными перемычками на заклепках. Нижняя перемычка, служащая порогом, облицована нержавеющей сталью. Верхняя перемычка развита под петли навески двери и подкреплена внутренними стальными коробочками.

В закрытом положении дверь грузового отсека удерживается пятью замками, запираемыми из грузовой кабины. Четыре пружинных замка расположены с правой и левой сторон двери и пятый дополнительный рычажной замок — внизу двери.

В открытом положении дверь грузового отсека удерживается дверью для пассажиров, которая используется как подкос. Дверь для пассажиров вверху имеет специальный кронштейн, заканчивающийся шариком, которым она вставляется в гнездо на борту фюзеляжа у шпангоута № 15, и контрится чекой.

Дверь для пассажиров имеет окно диаметром 320 мм и замок с двумя ручками. Внутренняя ручка замка в полете контрится шнуровым амортизатором. На стоянке дверь запирается на ключ снаружи. Дверь для пассажиров имеет электрическую сигнализацию, которая служит сигнализацией и для двери грузового отсека. Красная лампочка на центральном пульте в кабине пилотов при включенном аккумуляторе гаснет только тогда, когда обе двери закрыты.

Обе двери герметизированы с помощью резиновой трубки.

В перегородках шпангоутов № 5 и 15 вмонтированы две внутренние двери: передняя — в кабину пилотов и задняя — в хвостовой отсек. Обе двери набраны из гладких листов толщиной 0,6 мм и легкого каркаса из профилей.

Дверь кабины пилотов навешена на две стальные петли. Дверь имеет круглое окно диаметром 400 мм, герметизацию и замок

с ручкой и ключом. Ручка установлена только со стороны кабины пилотов. Замок запирается на ключ из грузовой кабины. Задняя дверь двухстворчатая и обеспечивает проход в хвостовой отсек фюзеляжа при открытой одной левой створке. Каждая створка навешена на шпангоуте № 15 на две петли. Правая створка может быть открыта только со стороны хвостового отсека. Замок на левой створке установлен с двумя ручками и входит своей защелкой в паз второй створки. Правая створка имеет только одну внутреннюю ручку, на оси которой имеется траверса с тягами. Тяги заходят в гнезда шпангоута № 15 и удерживают дверь в закрытом положении. Ручки дверных замков имеют загнутые концы для предотвращения повреждения одежды.

Эксплуатационные люки

Для осмотра и ухода за узлами и агрегатами управления и оборудования самолета в обшивке фюзеляжа сделаны эксплуатационные люки. Большие люки с силовой окантовкой имеют пружинные замки, открывающиеся отверткой, стандартные лючки открываются нажатием пальца.

В нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 2 и 3 для доступа к агрегатам, находящимся под полом кабины пилотов, расположен люк с двухстворчатой крышкой, открывающейся от руки сближением штырей запорных тяг. При открытии люка автоматически загорается лампочка, освещающая пространство под полом пилотов. С левой стороны фюзеляжа между шпангоутами № 3 и 4 расположен люк для слива бензина из системы. Снизу под фюзеляжем между шпангоутами № 8 и 9 расположен люк для осмотра механизма УЗ-1А управления нижними закрылками. В хвостовой части фюзеляжа на левом борту между шпангоутами № 23 и 24 расположен люк для подхода к аккумулятору и на правом борту фюзеляжа между этими шпангоутами расположен люк для осмотра узлов фермы и амортизатора установки хвостового колеса. Все эксплуатационные люки имеют надписи с указанием их назначения.

Для влезания на фюзеляж снаружи на левом борту фюзеляжа между шпангоутами № 18, 19 и 20 имеются четыре подножки и две ручки. С целью предотвращения скольжения ног при хождении на верхней обшивке фюзеляжа имеется дорожка из пробковой крошки, приклеенной к обшивке на нитроклее АК-20. Для установки самолета в линию полета при нивелировке на бортах фюзеляжа имеются реперные точки — передние на шпангоуте № 4 и задние на шпангоуте № 22.

Центропланная часть фюзеляжа

Центроплан является силовым элементом конструкции фюзеляжа и состоит из каркаса и обшивки. Силовыми элементами про-

дольного набора центроплана являются нижние балки шпангоутов № 6 и 8, служащие одновременно передним и задним лонжеронами центроплана.

По верхней поверхности центроплана установлено шестнадцать стрингеров, изготовленных из прессованного бульбуголка.

Поперечный набор центроплана состоит из нормальных нервюр, расположенных по две с правой и левой стороны фюзеляжа. Нервюра № 1 установлена ближе к борту фюзеляжа на расстоянии 960 мм от оси самолета, нервюра № 2 — на расстоянии 1300 мм. Нервюры разрезаны лонжеронами на три части (нос, средняя часть и хвостовик) и изготовлены из листа с отбортованными стенками, рифтами и отверстиями для облегчения.

Средняя часть нервюры № 2 воспринимает значительные усилия от нагрузок на шасси, имеет в нижней своей части пояс из прессованного уголка и стенку толщиной 1,2 мм. Пояс нервюры соединен с лонжеронами при помощи фрезерованных башмаков на болтах и заклепках.

Хвостовик нервюры № 2 имеет два прессованных уголка, заканчивающихся стальным узлом, служащим упором для зажима ленты, закрывающей щель между центропланной частью фюзеляжа и нижним крылом.

Обшивка центроплана является силовым элементом конструкции и изготавливается из дуралюминовых листов толщиной 0,8 мм. Нижний межлонжеронный лист выполнен толщиной 1 мм. Обшивка к каркасу приклепана заклепками с плоско-выпуклыми головками и по борту нервюры № 2 — потайными заклепками 863А диаметром 3,5 мм. По стрингерам установлены заклепки диаметром 3 мм, по башмакам — 5 мм, в остальных местах — 3,5 мм.

Места перехода центроплана на фюзеляж осуществлены с помощью несъемного зализа, который состоит из пяти частей, изготовленных из листа толщиной 0,8 мм, передняя часть — из листа толщиной 1 мм. Зализы, также являясь силовыми элементами центроплана, передают на фюзеляж усилия кручения и изгиба от сосредоточенных сил шасси и нижнего крыла.

В левой нижней части лобовой обшивки у шпангоута № 6 находится смотровой лючок для подхода к розетке электрооборудования.

Для обеспечения доступа к узлам крепления фермы центроплана на шпангоуте № 5 в нижней части зализа центроплана имеются смотровые лючки.

Ферма центроплана

В центропланной части фюзеляжа находится ферма в виде пирамиды (рис. 19), к узлам которой крепятся амортизационные стойки шасси и передние несущие ленты-расчалки коробки крыльев.

Ферма состоит из трех хроманселевых подкосов, термически об-

работанных до $\sigma_{вр} = 120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$, которые шарнирно закреплены на узлах шпангоута № 5 и на переднем лонжероне центроплана.

Такое расположение фермы обеспечивает ее устойчивость во всех направлениях.

Основным элементом фермы является передний наклонный подкос, состоящий из хроманселевой трубы каплевидного сечения с толщиной стенки 2,5 мм и приваренных к ее концам двух вильчатых узлов.

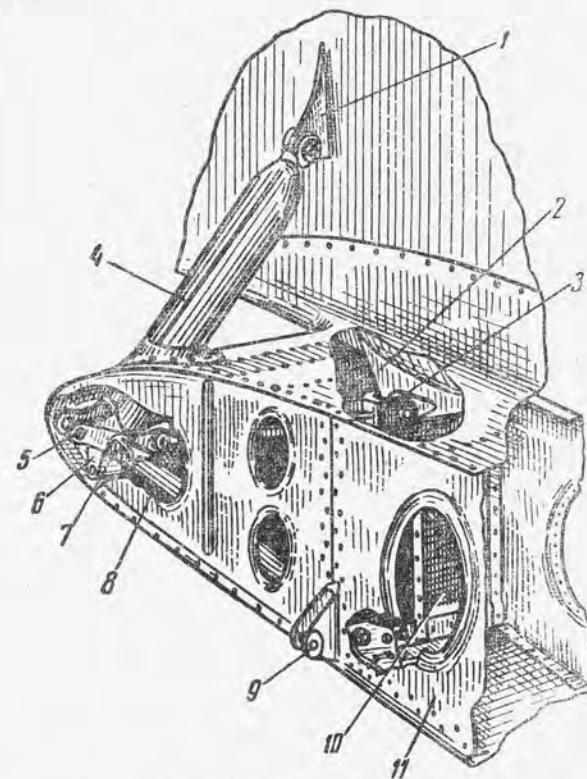


Рис. 19. Ферма центроплана:

1 — верхний боковой узел шпангоута № 5; 2 — нижний узел шпангоута № 5; 3 — продольная крестообразная тяга; 4 — наклонный подкос; 5 — уши крепления передних несущих лент-расчалок; 6 — кардан крепления амортизационной стойки шасси; 7 — вильчатый болт со штауфером; 8 — поперечный трубчатый подкос; 9 — передний узел крепления консоли нижнего крыла; 10 — передний лонжерон центроплана; 11 — стенка средней части нервюры № 2 центроплана.

Верхний конец подкоса соединен с боковым узлом шпангоута № 5, а нижний — с продольной штамповочной тягой крестообразного сечения и через вильчатый болт — с поперечным сварным трубчатым подкосом.

Продольная крестообразная тяга вторым своим концом крепится к нижнему узлу шпангоута № 5, а трубчатый подкос — к вильчатому болту, установленному на переднем узле шпангоута № 6 крепления нижней консоли крыла к центроплану. В среднее отверстие нижней вилки наклонного подкоса вставлен вильчатый болт со штауфером, служащий осью кардана крепления амортизационной стойки шасси. К вилке болта крепится поперечный трубчатый подкос, а к внутренним ушкам наклонного подкоса крепится продольная крестообразная тяга. Наружные ушки подкоса служат для присоединения серьги крепления лент-расчалок.

С целью удобства стыковки фермы центроплана с фюзеляжем на самолетах с 67-й серии введены ступенчатые болты крепления фермы центроплана к фюзеляжу. Указанные болты взаимозаменяемы.

Для предупреждения появления трещин в боковом подкосе в зоне сварных швов и в продольной крестообразной тяге — по ушкам необходимо после каждых 100 часов налета: тщательно проверять (при снятых обтекателях) состояние нижнего узла переднего наклонного подкоса, обращая особое внимание на сварные швы, через смотровые люки центроплана необходимо тщательно осматривать сочленение продольной крестообразной тяги фермы центроплана с нижним узлом на шпангоуте № 5, нет ли трещин в ушках тяг и узле.

При ремонте самолетов подкосы и тяги фермы центроплана подвергаются магнитному контролю. При обнаружении трещин подкосы и тяги подлежат замене.

Фонарь кабины пилотов

Фонарь кабины пилотов состоит из стального трубчатого каркаса и заделанных в нем панелей из плексигласа толщиной 3 мм (см. рис. 11).

Для крепления панелей в каркасе имеются приваренные ребра и впаянные в трубки резьбовые самоконтрящиеся втулки. Окантованные тиоколовой лентой панели плексигласа уложены в ребра и прижаты к ним при помощи наружных дуралюминовых накладок винтами.

Герметизация панелей осуществляется уплотнительной тиоколовой замазкой.

На самолетах с 52-й серии на передней левой стороне фонаря установлены два стекла с электрообогревом ТСБП-17, в связи с чем установлены автомат стекол АОС-81 и контакторы К-25А, а также изменена установка стеклоочистителя АС-2.

Обогрев теплым воздухом на самолетах с 52-й серии подводится только к стеклам второго пилота.

На два передних боковых стекла (правое и левое) установлены электрические стеклоочистители. Включение стеклоочистителя находится на левом пульте.

На самолетах серии 138—01 с целью ликвидации прогиба правого стекла фонаря и улучшения работы стеклоочистителя изменена толщина стекла с 3 на 8 мм.

Две боковые и правая нижняя панели фонаря сдвигаются назад по фрезерованным направляющим Ч-образного сечения, изготовленным из дуралюминовой плиты.

Для передвижения и стопорения створок на них установлен замок-рукоятка, состоящий из корпуса, штыря с зубом и пружины.

В верхней части фонаря имеется легкобрасываемая в полете крышка аварийного люка размером 1050×1130 мм. Для запирания и сброса крышки люка в передней его части находится механизм, состоящий из трех карданных тяг, заделанных в подшипники. Тяги имеют приваренные крючки, которыми они входят в зацепление с кронштейнами, приваренными на каркасе. В задней части крышки люка расположены три приваренных упора, которые входят в соответствующие гнезда на каркасе.

Для сброса крышки достаточно потянуть на себя рукоятку, расположенную в центре средней карданной тяги, при этом крючки тяг выходят из зацепления с кронштейнами каркаса и поток воздуха, отсасывая крышку, поворачивает ее вокруг задних упоров.

Для улучшения герметичности кабины пилотов на самолетах с 49-й серии стык крышки аварийного люка с фонарем оклеен плотняной лентой.

Фонарь крепится к обшивке передней части, лонжеронам и шпангоутам № 5 и № 6 фюзеляжа на приваренных ушках и кронштейнах болтами.

Бытовое и вспомогательное оборудование кабин фюзеляжа

Оборудование, размещенное в кабине пилотов, грузовой кабине и хвостовом отсеке, служит для создания удобств экипажу и пассажирам в полете, а также обслуживающему персоналу при эксплуатации и перевозке грузов.

Оборудование кабины пилотов

В кабине пилотов установлены два легкоъемных сиденья (рис. 20). Сиденья установлены под углом 16° и могут перемещаться в вертикальном направлении.

Каждое сиденье состоит из чашки со спинкой, стопорящего механизма и направляющих. Левое сиденье дополнительно оборудовано правым подлокотником.

Чашка сиденья изготовлена из дуралюминовых листов толщиной 1 мм, окантованных прессованным бульбовым профилем, и каркаса из П-образных профилей.

В задней части к боковым профилям приклепаны кронштейны со втулками под направляющие. На нижних кронштейнах, связанных дополнительно стенкой, смонтирован механизм стопорения. Высота чашки сиденья со спинкой равна 610 мм.

Направляющие чашки изготовлены из хроманселевой трубы диаметром 25×22 мм, поверхность которой хромируется и шлифуется. В направляющих имеются отверстия под штыри механизма стопорения.

Направляющие закреплены с помощью кронштейнов на шпангоуте № 5 и подпятников на полу.

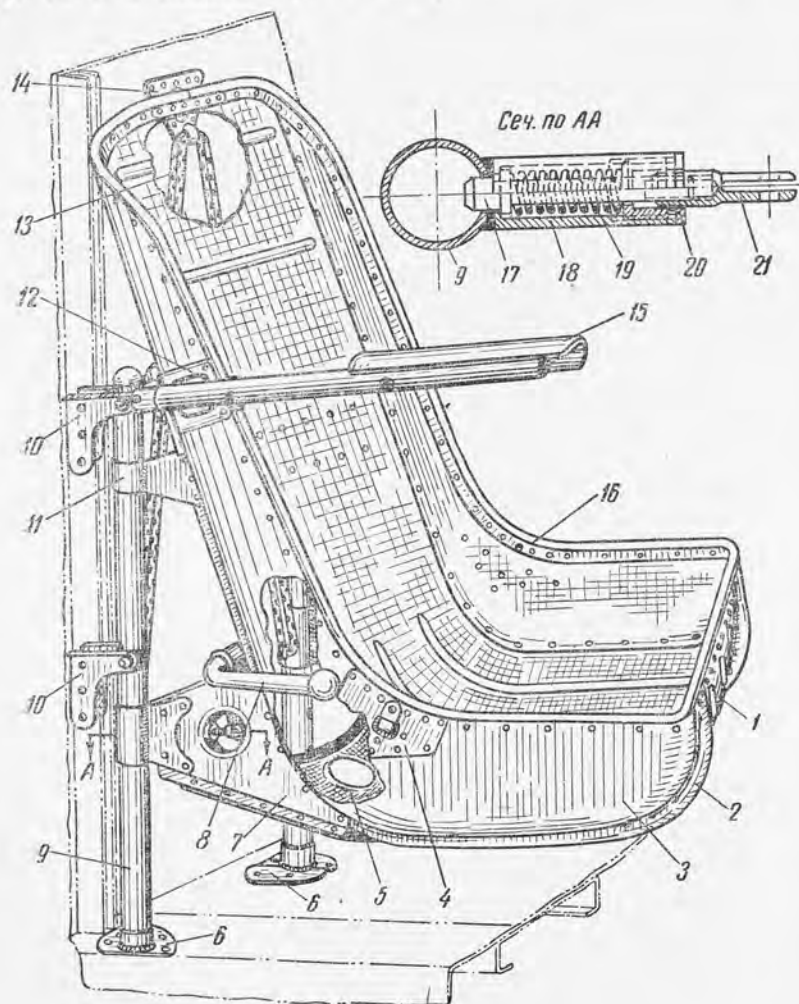


Рис. 20. Сиденье пилота:

1 — стенка сиденья; 2 — профиль сиденья; 3 — боковина; 4 — кронштейн крепления привязных ремней; 5 — соединительная кия; 6 — опоры направляющих; 7 — нижний кронштейн; 8 — рукоятка механизма стопорения; 9 — направляющая; 10 — кронштейны крепления направляющей; 11 — верхний кронштейн; 12 — подлокотник; 13 — шнуровой амортизатор; 14 — крючок амортизатора; 15 — гребенка подлокотника; 16 — окантовывающий профиль; 17 — штырь механизма стопорения; 18 — цилиндр механизма; 19 — пружина механизма; 20 — направляющая гайка; 21 — вилка.

Для подъема сиденья вверх на шпангоуте установлен шнуровой амортизатор, нижние концы которого закреплены на кронштейнах сиденья. Чтобы поднять сиденье вверх, необходимо потянуть на себя рычаг механизма стопорения, при этом штыри выйдут из отверстий направляющих и дадут возможность амортизатору поднять сиденье.

Опускание сиденья происходит в той же последовательности, но необходимо нажать на сиденье, чтобы преодолеть силу натяжения амортизатора. Ход сиденья 140 мм.

Подлокотник левого сиденья выполнен из телескопически соединенных стальных труб, позволяющих убрать его за спинку сиденья. Подлокотник может иметь два установочных положения по высоте, для чего на боковине чашки сиденья имеется гребенка с двумя пазами, в пазы входит зуб, приваренный на трубе подлокотника. Левая рука пилота лежит на коробе, закрывающем электрожгуты и установленном на лонжероне фюзеляжа.

Подушки спинки и сиденья выполнены мягкими, легкоъемными. Подлокотник, подушки сиденья и спинки обтянуты дерматином. Сиденья имеют стандартные поясные ремни. Опорой для головы пилота при любом положении сиденья по высоте служит мягкая обивка шпангоута № 5, обтянутая дерматином.

Борты кабины имеют декоративную обшивку, состоящую из фанерных панелей, оклеенных дерматином и укрепленных на винтах.

На правом борту расположены ракетный пистолет и патронташ на 12 патронов. Пистолет находится в кобуре, под которой в обшивке фюзеляжа имеется сквозное отверстие, позволяющее производить выстрел через борт фюзеляжа, не вынимая пистолет из кобуры.

Кабина имеет вентиляцию с притоком свежего воздуха. На самолетах с 35-й серии над приборной доской установлены два вентилятора, обеспечивающие регулирование направления струи воздуха, раздельной для каждого пилота, и введена дополнительная вентиляция кабины пилотов с заборником холодного воздуха, установленным на левом борту фюзеляжа, и выходом воздуха через грибок, установленный на полу кабины под центральным пультом.

Продув воздухом пространства под полом кабины пилотов осуществляется при помощи переднего заборника с трубкой, установленного на левом борту фюзеляжа. В зимний период эксплуатации самолета заборник и трубка снимаются, а отверстие закрывается крышкой. На самолетах с 60-й серии введен дополнительный продув воздухом пространства под полом. Заборник установлен на правом борту фюзеляжа между шпангоутами № 3 и 4, и воздушная струя направлена на баллон противопожарного оборудования.

Верхние панели фонаря оборудованы шторками из темной ткани, предохраняющими экипаж от солнечных лучей. Шторки легко сдвигаются в стороны.

На бортах кабины от пола до стрипгера № 10 установлены бортовые панели из дуралюминовых листов с рифтами. Панели прикреплены к шпангоутам и прикреплены к листам пола винтами. Вверху панели оканчиваются карнизом. Панели служат защитой обшивки фюзеляжа от повреждений при погрузке и перевозке грузов.

Между шпангоутами № 6 и 8 панель продлена вверх до стрипгера № 12 и выполнена в виде съемной крышки люка, служащей защитой от повреждения трубопроводов бензосистемы.

При использовании самолета в санитарном варианте по бортам фюзеляжа в кабине устанавливаются стальные кронштейны и ленты для крепления шести стандартных носилок. На самолетах с первой машины 70-й серии устанавливаются литые кронштейны из магниевых сплавов.

Вентиляция кабины

Вентиляция кабины приточно-вытяжная. Поток воздуха входит в потолочный заборник, расположенный у шпангоута № 15, и выходит через второй потолочный заборник, находящийся у шпангоута № 6.

Плавное открывание заборников осуществляется путем винтового регулирования. Заборники вентиляции герметизированы. На самолетах с 60-й серии вентиляция улучшена введением дополнительного нагнетающего заборника у шпангоута № 15 по верхней обшивке и увеличением размеров отсасывающего заборника у шпангоута № 5.

Для улучшения вентиляции пассажирской кабины на самолетах с серии 172—01 установлена индивидуальная приточная вентиляция (рис. 21).

В систему вентиляции входят: воздухозаборник, колено с заслонкой, труба, короб и трубка для слива воды.

Воздухозаборник расположен на фюзеляже сверху между шпангоутами № 14 и 15.

Воздух из заборника поступает в колено с заслонкой и дальше под напором в трубу и короб с индивидуальными вентиляторами.

Труба и короб изготовлены из алюминиевого сплава и проходят от шпангоута № 14 до шпангоута № 6 под верхним обводом фюзеляжа. Короб крепится на линии потолка к шпангоутам № 6, 8, 9, а труба — к шпангоутам № 10, 11, 12, 13 и 14.

Сиденья для пассажиров и вспомогательное оборудование

По бортам кабины установлено десять откидных жестких сидений для пассажиров: шесть — вдоль правого борта и четыре —

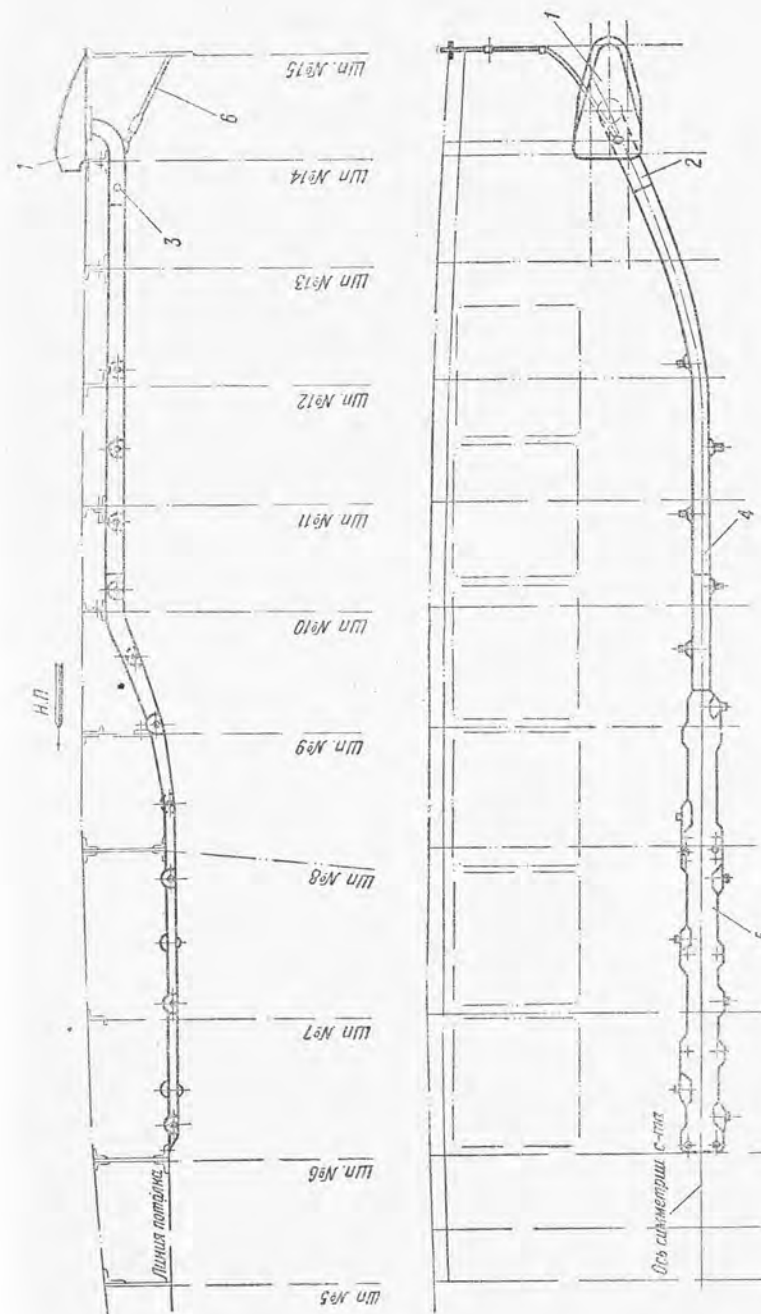


Рис. 21. Схема вентиляции пассажирской кабины на самолетах с серии 172-01:

1 — воздухозаборник; 2 — колено с заслонкой; 3 — заслонка; 4 — труба с индивидуальными вентиляторами; 5 — короб с индивидуальными вентиляторами; 6 — трубка для слива воды.

вдоль левого борта фюзеляжа. (На самолетах с 172-й серии заводом-изготовителем устанавливается 12 сидений по 6 штук вдоль каждого борта фюзеляжа).

В местах установки сидений между шпангоутами установлены профили швеллерного сечения с анкерными гайками, к которым через внутреннюю обшивку на винтах закреплены пеглы сидений.

Сиденья — клепаной конструкции и выполнены в виде отштампованной дуралюминовой чашки, окантованной прессованным уголком. К чашке сиденья шарнирно закреплена гнутая дуралюминовая дужка (труба), служащая опорой сиденья в поднятом положении. В опущенном положении дужка убирается в чашку при помощи пружины, а сиденье фиксируется с помощью штыря, входящего в кронштейн, установленный на внутренней обшивке.

Для предотвращения автоматического срабатывания механизма уборки сидений при болтанке предусмотрена их фиксация.

Для этой цели на самолетах с серии 171—01 в нижней части дужки установлены фиксаторы, которые входят между скобой и прокладкой, укрепленных на полу грузовой кабины.

На самолетах с серии 82—01 по серию 170—20 фиксация пассажирских сидений в открытом положении производилась с помощью специальных упоров, имевших форму желоба, приклепанного к грузовому полу.

Перевозка пассажиров в грузовой кабине на откидных сиденьях нежелательна и допущена временно. В настоящее время проводятся летные испытания самолета Ан-2 с 10-ю креслами, установленными по полету, и готовится к испытаниям самолет Ан-2, оборудованный на 12 пассажирских мест, с креслами, установленными в фюзеляже по полету самолета.

По бортам фюзеляжа между стрингерами № 15 и 16 и шпангоутами № 7—12 по правому борту и шпангоутами № 6—10 по левому борту установлены поручни для пассажиров в виде дуралюминовых труб.

Между шпангоутами № 6 и 7 на правом борту кабины установлены две стандартные аптечки. На самолетах с 35-й серии на все окна установлены сдвижные шторы из белой чесуши.

Вдоль грузовой кабины между шпангоутами № 8 и 15 протянуты два троса крепления вытяжных фал парашютистов.

На самолетах с 37-й серии правый трос (по полету) удлинен и на шпангоуте № 7 установлена пружинная защелка для отвода и крепления троса в положении, обеспечивающем свободное открытие люка потолка.

Для входа в фюзеляж через дверь для пассажиров или через грузовую дверь имеется съемная лесенка с приваренным скребком для очистки обуви перед входом в фюзеляж. Лесенка в полете должна быть закреплена на стенке шпангоута № 15.

Система обогрева кабин фюзеляжа и стекол фонаря

Система обогрева кабин фюзеляжа и стекол фонаря (рис. 22) состоит из заборника холодного воздуха с теплообменником на выхлопной трубе, распределителя теплого воздуха с краном включения системы обогрева, крана обогрева пассажирской кабины, крана для обогрева стекол фонаря и трубопроводов.

Холодный воздух, входя в заборник и нагреваясь в теплообменнике вокруг выхлопной трубы с ребрами, поступает в распределитель. Из распределителя теплый воздух может быть направлен в систему или при необходимости выведен за борт самолета. Трубопровод, отводящий теплый воздух за борт самолета, сварной, изготовлен из сплава АМ. Трубопроводы, подводящие теплый воздух от распределителя в кабину пилотов и на стекла фонаря изготовлены из сплава АМгМ. Трубопровод, подводящий теплый воздух от распределителя в кабину пассажиров, сварной, изготовлен из сплава АМцАМ. Трубопроводы и распределитель теплоизолированы одним слоем АСИМ-3,5 и снаружи обмотаны стеклотканью.

На самолетах до 37-й серии управление дроссельными заслонками распределителя — тросовое, двустороннее и осуществляется двумя секторами с двуплечими качалками, установленными в кабине пилотов на центральном пульте рядом с сектором управления пылефильтром.

Кран управления обогрева стекол фонаря расположен на приборной доске под щитком фар и АНО.

Кран включения обогрева пассажирской кабины расположен на пятом шпангоуте, под входной дверью в кабину пилотов.

На самолетах с 37-й серии система отопления самолета и обогрева стекол фонаря улучшена за счет увеличения диаметра труб обогрева, улучшения конструкции распределительного крана, упрощения системы труб и повышения мощности калорифера выхлопной трубы.

Сектор управления распределителем расположен в кабине пилотов на полу с правой стороны второго пилота. Грибок обогрева кабины пилотов и кран включения обогрева стекол фонаря расположены на полу пилотов под центральным пультом.

Хвостовой отсек

В хвостовом отсеке за перегородкой шпангоута № 15 у правого борта устанавливается унитаз. Над унитазом в борту фюзеляжа вмонтировано окно и подведено электрическое освещение от плафона.

У шпангоута № 16 хвостового отсека установлена вытяжная вентиляция.

На самолетах с 37-й серии инструментальный ящик устанавливают между шпангоутами № 22 и 23.

На самолетах сельскохозяйственного варианта с целью пре-

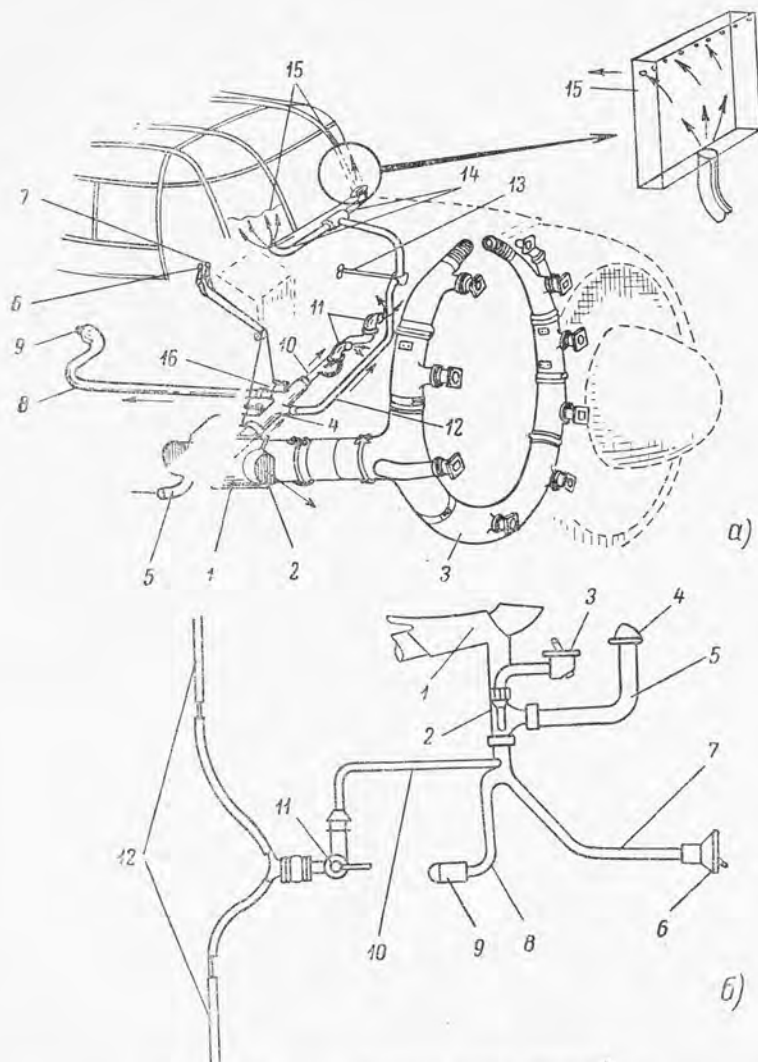


Рис. 22. Система обогрева кабин фюзеляжа:

а — схема обогрева кабин фюзеляжа и стекол фонаря на самолетах до 37-й серии: 1 — теплообменник; 2 — заборник холодного воздуха; 3 — выхлопной коллектор; 4 — распределитель; 5 — патрубок вывода теплого воздуха за борт самолета; 6 — рукоятка управления общим краном; 7 — рукоятка управления краном обогрева кабины пилотов; 8 — трубопровод подвода теплого воздуха в грузовую кабину; 9 — кран обогрева грузовой кабины; 10 — трубопровод подвода теплого воздуха в кабину пилотов; 11 — патрубки обогрева кабины пилотов; 12 — трубопровод подвода теплого воздуха на стекла фонаря; 13 — кран обогрева стекол фонаря; 14 — трубки; 15 — двойные стекла фонаря; 16 — возвратные пружины.

б — принципиальная схема обогрева кабин фюзеляжа и стекол фонаря на самолетах с 37-й серии: 1 — теплообменник; 2 — распределитель; 3 — сектор управления; 4 — патрубок выхода горячего воздуха за борт; 5 — отводящая труба; 6 — патрубок обогрева грузовой кабины; 7 — труба подвода теплого воздуха в грузовую кабину; 8 — труба подвода теплого воздуха в кабину пилотов; 9 — патрубок обогрева кабины пилотов; 10 — труба подвода теплого воздуха к стеклам фонаря; 11 — кран управления обогревом стекол фонаря; 12 — обогреваемые стекла фонаря.

дупреждения появления коррозии под полом грузовой кабины и хвостового отсека фюзеляжа при послеполетном техническом обслуживании и после каждого 100 часов налета самолета необходимо: снять панели кабины и хвостового отсека; произвести очистку под полом кабины пилотов у шпангоута № 4 и под полом грузовой кабины и хвостового отсека; тщательно осмотреть, не повреждены ли внутренняя обшивка и уголки жесткости, нет ли трещин и среза заклепок на шпангоуте № 23.

§ 4. КОРОБКА КРЫЛЬЕВ

Коробка крыльев бипланная; одностоечного типа (рис. 23) состоит из верхнего и нижнего крыльев, двух бипланных стоек и лент-расчалок (двух пар поддерживающих и трех пар несущих; передние несущие ленты двойные, задние — одинарные).

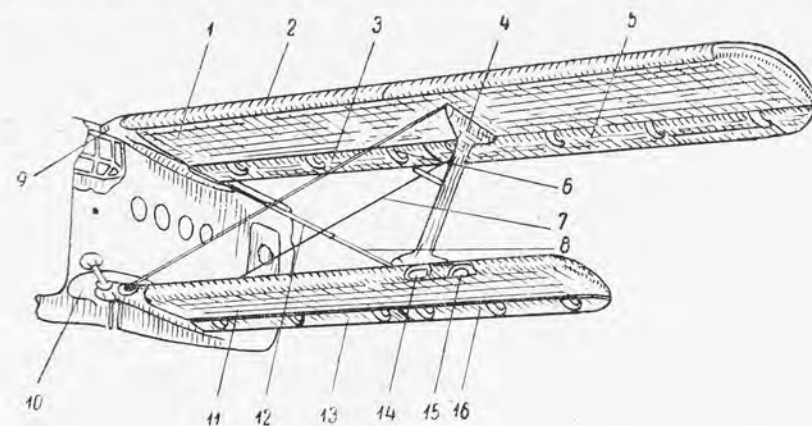


Рис. 23. Коробка крыльев:

1 — консоль верхнего крыла; 2 — предкрылок; 3 — закрылок; 4 — бипланная стойка; 5 — элерон; 6 — передние несущие ленты-расчалки; 7 — задние несущие ленты-расчалки; 8 — поддерживающие ленты-расчалки; 9 — зализ верхнего крыла с фюзеляжем; 10 — зализ нижнего крыла с центропланом; 11 — консоль нижнего крыла; 12 — лентодержатель; 13 — корневой закрылок нижнего крыла; 14 — люк посадочной фары; 15 — люк рулевой фары; 16 — концевой закрылок нижнего крыла.

Консоли верхнего крыла крепятся к фюзеляжу на шпангоутах № 6 и 8, а консоли нижнего крыла — к лонжеронам центроплана узлами, изготовленными из хромансильевой стали, с шаровыми шарнирами, обеспечивающими свободную их стыковку без предварительной подгонки.

Бипланная стойка крепится к узлам на нервюре № 16 верхней консоли и на нервюре № 13 нижней консоли.

Коробка крыльев является основной частью самолета, создающей подъемную силу и воспринимающей на себя весовые и инерционные нагрузки.

Крылья воспринимают усилия от поперечного изгиба и круче-

ния только как составные части фермы с большой строительной высотой, образованной бипланной стойкой двутаврового сечения. Стойка воспринимает усилия, возникающие при изгибе и кручении коробки.

Несущие ленты-расчалки воспринимают в полете усилия от подъемных сил, создаваемых верхним и нижним крылом. Поддерживающие ленты нагружены при стоянке на земле, а также нагружаются от инерционных сил при посадке. Крепление лент-расчалок к узлам крыла и фюзеляжа осуществляется через промежуточные серьги, изготовленные из стали 30ХГСА.

Для устранения вибрации сдвоенных лент-расчалок бипланной коробки устанавливаются виброгасители.

Верхнее крыло

Верхнее крыло двухлонжеронное металлической бесконтурной конструкции с неработающей полотняной обшивкой. Профиль крыла постоянный по размаху, двояковыпуклый, не симметричный — типа Р-ПС-14%.

Форма крыла в плане — прямоугольная с закругленными концами.

Крыло имеет мощную механизацию в виде автоматических предкрылков, установленных по всему размаху, щелевых закрылков и элеронов-закрылков.

Крыло состоит из каркаса, стальных узлов, воспринимающих сосредоточенные нагрузки, внутрикрыльевых лент-расчалок, панелей, закрывающих люки бензобаков, а также полотняной обшивки из материала АМ-93, которой обтянуто крыло.

Все стальные детали крыла закалены. Дуралюминовые детали анодированы, стальные — оцинкованы.

Каркас консолей верхнего крыла

Каркас консолей верхнего крыла (рис. 24) состоит из двух лонжеронов, двадцати шести нервюр, из которых девять усиленных и семнадцать нормальных, законцовки и обода. Усиленными нервюрами являются нервюры № 1, 4, 7, 10, 13, 16, 19, 22 и 25, между которыми находятся восемь крестов внутрикрыльевых лент-расчалок.

Основными силовыми элементами крыла являются лонжероны и усиленные нервюры, воспринимающие изгиб и кручение.

Между нервюрами № 1 и 13 расположен отсек для бензобаков.

Носовой отсек крыла до переднего лонжерона и хвостовой отсек от заднего лонжерона до обода, снизу, закрыты металлической обшивкой из материала Д16АТ толщиной 0,6 мм, которая служит для придания жесткости и нужной формы лобовой и хвостовой частям крыла.

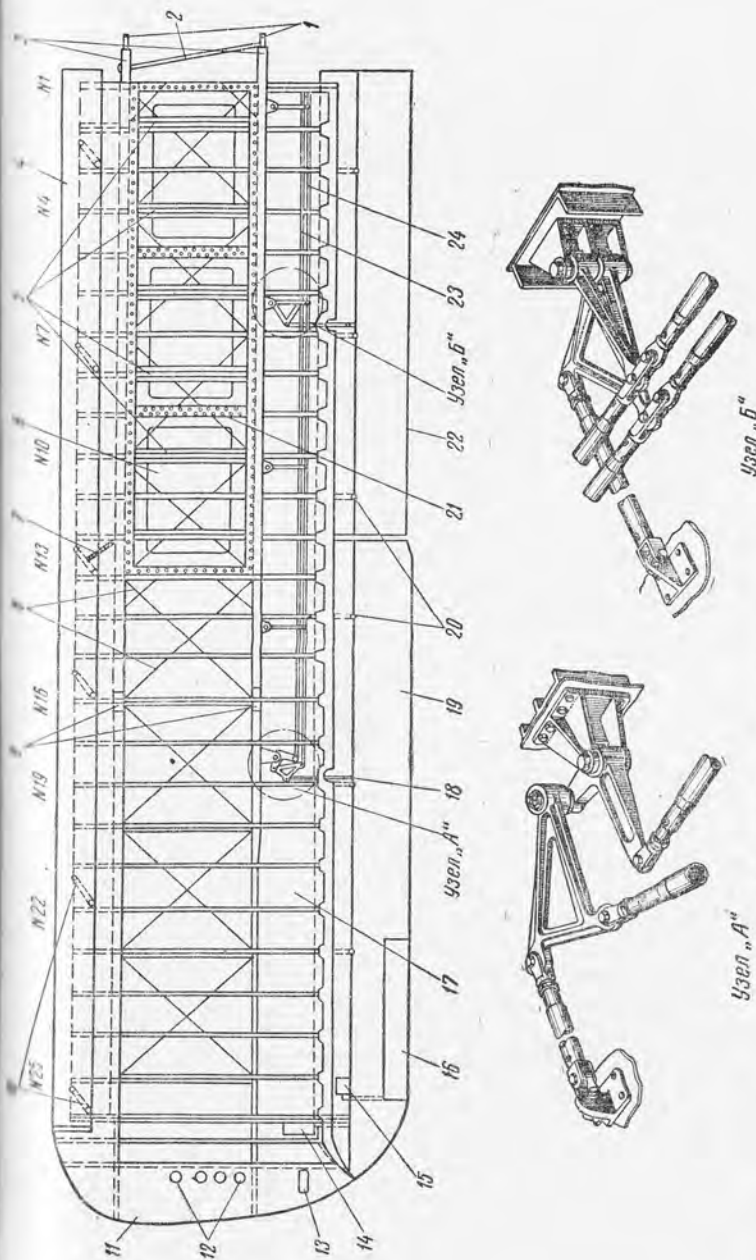


Рис. 24. Схема каркаса левой консоли верхнего крыла:
1 — узлы крепления крыла к фюзеляжу; 2 — трубчатый раскос; 3 — лонжероны; 4 — предкрылок; 5 — ложементы бензобаков; 6 — бензобаки; 7 — амортизатор предкрылка; 8 — внутрикрыльевые ленты-расчалки; 9 — узлы крепления бипланной стойки к крылу; 10 — качалки предкрылка; 11 — законцовка крыла; 12 — отверстия для облегчения; 13 — отверстия для монтажа и демонтажа тяг управления закрылками и элеронами; 14 — весовой балансир элерона; 15 — электромеханизм УТ-6 (УТ-3); 16 — триммер элерона; 17 — обшивка хвостовой части крыла; 18 — кронштейн крепления тяги управления элероном; 19 — элерон; 20 — кронштейны подвески элеронов и закрылков; 21 — крепление панелей бензобаков; 22 — закрылок; 23 — жесткие тяги управления элероном; 24 — жесткие тяги управления закрылком.

Вдоль передней кромки крыла на шести кронштейнах и качалках по всему размаху крепится автоматический предкрылок.

Вдоль задней кромки крыла на трех наружных кронштейнах монтируется закрылок и на четырех кронштейнах — элерон.

На стенке заднего лонжерона крыла монтируется пять кронштейнов с качалками управления закрылком и элероном.

Лонжероны у стыковых узлов соединены между собой стальным трубчатым раскосом.

Передний лонжерон расположен на 15% хорды, задний — на 60%. Расстояние между нервюрами 300 мм.

Лонжероны крыла

Лонжероны крыла по своей конструкции аналогичны между собой и отличаются только размерами деталей.

Лонжероны (рис. 25) — швеллерного сечения, состоят из верхней и нижней полок, изготовленных из профилей уголкового сечения и стенки, изготовленной из листового дуралюмина Д16Т толщиной 0,8—1,2 мм.

Высота переднего лонжерона 301 мм, заднего — 216 мм. Уголки полок лонжеронов не доходят до теоретического контура профиля крыла, что позволяет изготовлять их из стандартного пресованного профиля прямоугольного сечения без малковки бортов.

Полки лонжеронов имеют переменное по размерам сечение соответственно изменению величин изгибающих моментов в различных сечениях крыла. В наиболее нагруженных местах размер полок меняется от $45 \times 45 \times 5$ мм в корневой части и до $20 \times 20 \times 5$ мм в концевой части крыла.

Полки лонжеронов по размаху имеют стык между нервюрами № 8 и 9, что упрощает технологию их изготовления. Стыковка полок осуществляется болтами с помощью стыковых накладок. Наиболее нагруженные участки полок лонжеронов подкреплены накладками из дуралюмина Д16АТ толщиной 3,5—4 мм, которые приклепаны впотай к горизонтальным поясам уголков полок.

В концевой части крыла верхние пояса уголков полок сфрезерованы до толщины 3 мм.

Стенки лонжеронов состоят из трех участков, соединенных встык, и имеют технологические отверстия с отбортовками. Стенка переднего лонжерона по всей длине, а стенка заднего лонжерона между нервюрами № 1 и 13 имеют малкованный борт шириной 20 мм для установки анкерных гаек крепления крышек бензоловов, полок нервюр от № 14 до № 26 и лобовой обшивки крыла.

Стенка приклепывается к полке заклепками диаметром 4 мм из дуралюмина Д18 двухрядным швом, а на участке сужения полки — односторонним швом.

Для крепления носков и хвостиков нервюр и увеличения жесткости стенок к лонжеронам приклепаны стойки уголкового профиля, подсеченные в местах приклейки к полкам лонжеронов. В ме-

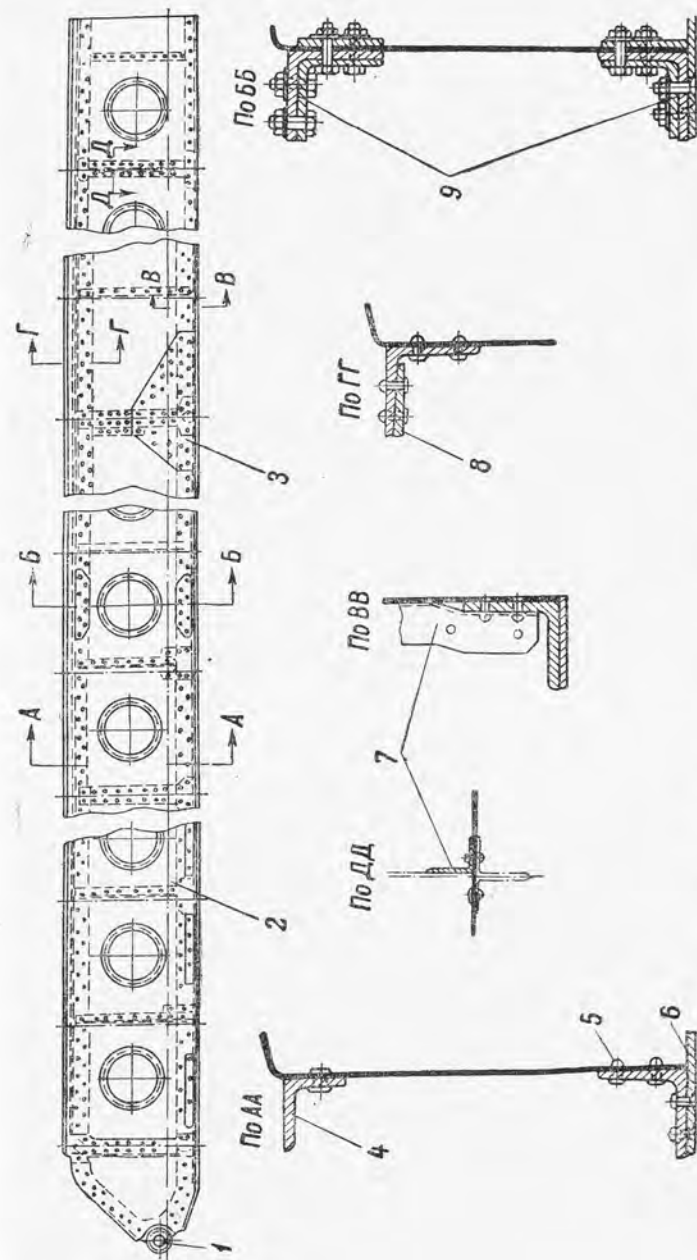


Рис. 25. Передний лонжерон верхнего крыла:

1 — стыковой узел; 2 — стенка лонжерона; 3 — накладка; 4 — верхняя полка лонжерона; 5 — нижняя полка лонжерона; 6 — накладка; 7 — уголки крепления носков; 8 — накладка; 9 — стыковые накладки.

стах прохождения усиленных нервюр к полкам и стенкам лонжеронов на болтах и стальных заклепках крепятся стальные стойки нервюр.

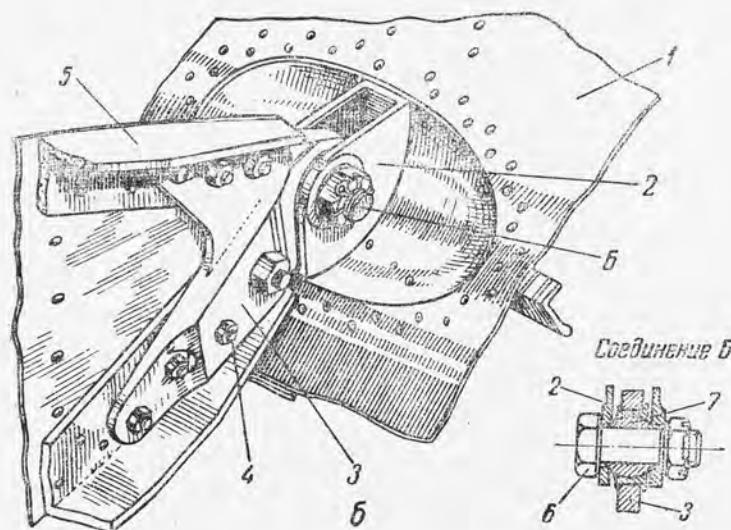
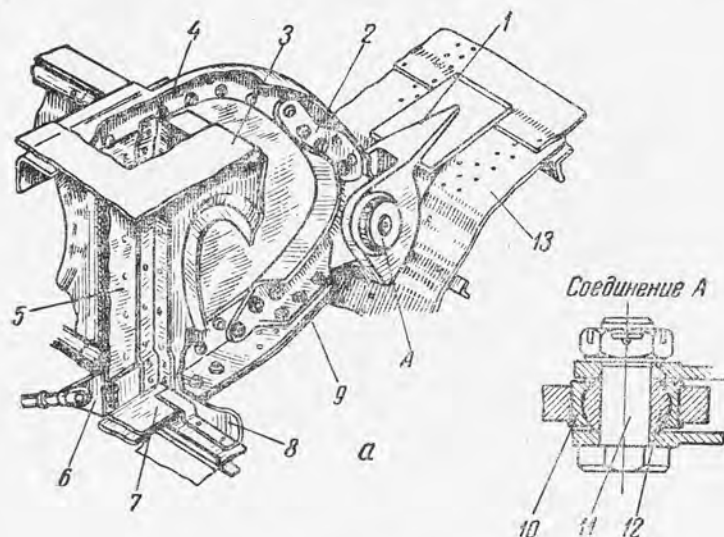


Рис. 26. Стыковые узлы соединения консоли верхнего крыла с фюзеляжем:

а — передний узел: 1 — узел фюзеляжа; 2 — стыковой узел крыла; 3 — лобовая обшивка; 4 — верхняя полка лонжерона; 5 — стенка лонжерона; 6 — стойка нервюры; 7 — нижняя полка; 8 — носок нервюры № 1; 9 — накладная; 10 — обойма; 11 — стыковой болт; 12 — шаровой вкладыш; б — задний узел: 1 — обшивка фюзеляжа; 2 — узел фюзеляжа; 3 — узел крыла; 4 — болт; 5 — задний лонжерон; 6 — стыковой болт; 7 — шаровой вкладыш.

На торцовых частях лонжеронов хроманселевыми калеными болтами крепятся стыковые узлы крыльев (рис. 26) с шаровыми вкладышами.

Места крепления бипланной стойки и лент-расчалок у нервюры № 16 усилены штампованными кронштейнами из сплава АК6. На заднем лонжероне места установки кронштейнов крепления качалок управления закрылком и элероном усилены коробочками, фрезерованными или согнутыми из дуралюмина.

К заднему лонжерону на участке установки бензобаков приклепана накладка из листового дуралюмина толщиной 0,8 мм для крепления полотна и крышек бензополуковок.

Нервюры крыла

Нервюры в крыле воспринимают изгиб и сжатие, а также служат для поддержания контура крыла.

Силовая схема крыла определила три основных типа нервюр: усиленные, нормальные и нервюры отсеков бензобаков.

В крыле имеется девять усиленных и семнадцать нормальных нервюр. Усиленные нервюры, установленные через каждые 900 мм по размаху крыла, воспринимают всю нагрузку, действующую на крыло, и передают ее лонжеронам. Нормальные нервюры образуют контур крыла и воспринимают незначительную нагрузку от подъемных сил, действующих на полотняную обшивку.

Нервюры состоят из трех частей: средней части, носка и хвостика.

Усиленные нервюры (рис. 27) состоят из двух сварных стоек, двух дуралюминовых труб Д16Т 30×27 мм, штампованного носка и хвостика из материала Д16АТ толщиной 0,8 мм с отверстиями для облегчения отбортованных для жесткости.

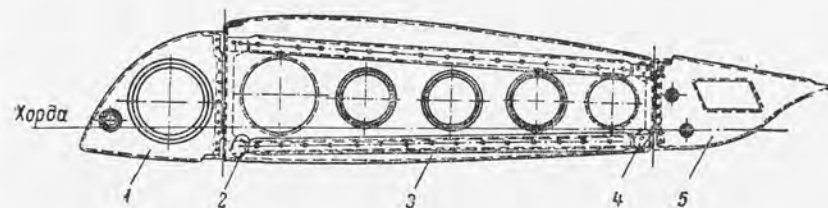


Рис. 27. Усиленная нервюра:

1 — носок; 2 — передняя стойка; 3 — стенка; 4 — задняя стойка; 5 — хвостик.

Стойки усиленных нервюр сварены из двух хроманселевых пластин толщиной 1,5 и 2 мм, двух коротких патрубков, между которыми приварено ребро жесткости. Край нижней пластины стойки отогнуты в виде ушек для крепления внутрикрыльевых лент-расчалок.

Стойки крепятся к полкам лонжеронов болтами, а к стенкам — заклепками. Дуралюминовые трубы вставлены в патрубки стоек и прикреплены стальными заклепками. К дуралюминиевым трубам усиленных нервюр № 1, 16 и 25 прикреплены штампованные стенки из листового материала Д16Т толщиной 1 мм с отверстиями для облегчения. Вертикальными бортами стенки соединяются с лонжеронами; на верхних и нижних бортах прикреплены профили 2НФ для заделки полотна.

Усиленные нервюры № 19 и 22 не имеют верхней трубы, а вместо них поставлены профили швеллерного сечения, к которым прикреплены профили 2НФ для крепления полотна. К дуралюминиевым трубам остальных усиленных нервюр прикреплены пояса с профилями 2НФ.

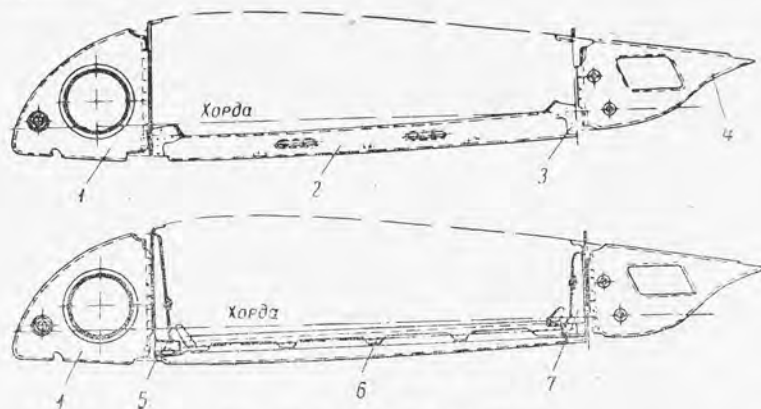


Рис. 28. Нервюры бензоотсека:

1 — носок; 2 — седло под бензобак (ложемент); 3 — кница; 4 — хвостики; 5 — передняя стойка; 6 — дуралюминиевая труба; 7 — задняя стойка.

Нервюры бензоотсека (рис. 28) № 2, 3, 4, 6, 7, 8, 10, 11 и 12 по своей конструктивной форме приспособлены для установки бензобаков и выполнены в виде седел. В своей средней части они имеют только нижний пояс. Пояса нервюр № 2, 6, 8 и 12 представляют собой дуралюминиевую палку П-образного сечения толщиной 1,5 мм и служат опорой (ложементами) бензобаков. Крепятся пояса к лонжерону штампованными кницами треугольной формы из дуралюмина Д16АТ толщиной 1 мм. Усиленные нервюры № 4, 7 и 10 имеют также только нижний пояс, сделанный из дуралюминиевой трубы, к которой прикрепана полка из листового дуралюмина.

Обводы верхних поясов полок нервюр выполнены по контуру днищ бензобаков, к которым пришта фетровая накладная толщиной 3,5 мм. Нервюры № 2, 4, 6, 8, 10 и 12 имеют стойки с ушками для монтажа дуралюминиевых поясов крепления бензобаков в седлах.

Нервюры № 1, 5, 9 и 13, ограничивающие бензолюки, имеют верхние полки, к которым прикрепаны анкерные гайки 966А50-5 для крепления крышек бензолюков.

Нормальные нервюры (рис. 29) по своей конструкции подобны одна другой. Средние их части состоят из верхней и нижней полок С-образного сечения, изготовленных из листового дуралюмина Д16Т толщиной 1 мм и соединенных между собой по середине швеллерной стойкой из материала Д16Т, прикрепанной к полке заклепками. На самолетах с 156-й серии для усиления конструкции введены кницы (дет. Ш2122-0-5 и Ш2122-0-7) крепления стойки к полке по нервюрам № 2, 3, 5, 6, 8, 11, 12 на нижнем крыле и по нервюрам № 5 и 9 на верхнем крыле.

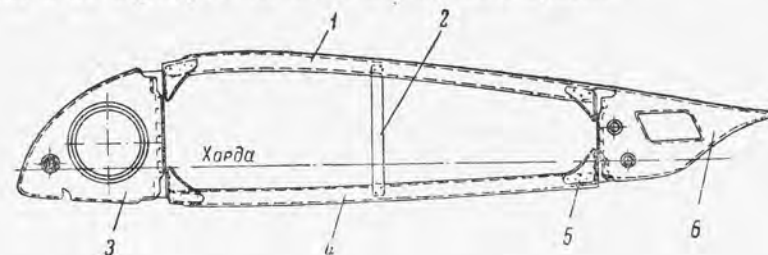


Рис. 29. Нормальная нервюра:

1 — верхняя полка; 2 — стойка; 3 — носок; 4 — нижняя полка; 5 — кница; 6 — хвостик.

Полки крепятся к лонжерону штампованными кницами из материала Д16АТ-Л11. Кницы имеют форму треугольника, одна вершина которого закруглена, а две стороны отбортованы.

К полкам нормальных нервюр прикрепаны профили 2НФ, к которым крепится полотно. Средние части нормальных нервюр № 18 и 26 имеют стенки из дуралюмина толщиной 1 мм с отверстиями для облегчения. На верхних бортах стенок прикрепаны профили 2НФ для заделки полотна.

Носки и хвостики нервюр

По нижнему борту носка и по верхнему борту хвостика прикрепан профиль для крепления полотна. В хвостиках нервюр имеются отверстия в форме параллелограмма с закругленными вершинами, размеры которых подобраны из расчета свободного прохода тяг управления элеронами и закрылками.

Носки и хвостики нервюр прикрепаны к уголкам, установленным на стенках лонжеронов. Носки и хвостики усиленных нервюр дополнительно крепятся к полкам лонжеронов уголками из пресованного профиля. Шесть носков на нервюрах № 3, 8, 13, 16, 21, 26 усилены накладками и не имеют отверстий для облегчения. Стенки этих носков имеют рифты и служат для установки кронштейнов с качалками предкрылка.

К хвостикам нервюр № 3, 7, 11, 14, 18, 22 и 26 до установки их на крыло приклепываются штампованные кронштейны подвески элеронов и закрылков из листового дуралюмина Д16АТ толщиной 1,2 мм.

Внутрикрыльевые ленты-расчалки

Ленты-расчалки предусмотрены для создания жесткости каркаса крыла при работе его на кручение. В крыле имеется восемь крестов лент-расчалок; пять до узлов крепления бипланной стойки (нервюра № 16) и три в консольной части крыла.

В отсеке между нервюрами № 13 и 16 имеется сверху и снизу двойной крест лент-расчалок. Ленты расчалки имеют овальное сечение и расположены в плоскости хорды крыла.

Крепятся ленты-расчалки к передним и задним стойкам усиленных нервюр к ушкам на стойках, отогнутым под углом 52°, к которым приварены шайбы. В полках нервюр, на которых расположены бензобаки, для прохода лент-расчалок сделаны овальные отверстия с отбортовкой. В местах взаимного пересечения лент-расчалок они соединены кожаными накладками, склепанными между собой заклепками.

Величина натяжения лент-расчалок при сборке крыла приведена в табл. 13.

Таблица 13

Тип креста лент-расчалок	Натяжение в каждой ленте, кг
Крест, составленный из расчалок № 9 и 6 . . .	375
Крест, составленный из расчалок № 6	185
Крест, составленный из расчалок № 5	120
Крест, составленный из расчалок № 4	72

Законцовка крыла

Законцовка крыла собрана из легкого дуралюминового каркаса, частично закрытого металлической обшивкой.

Каркас законцовки состоит из двух лонжеронов — переднего и заднего, двух нервюр, обода и обшивки.

Лонжероны — швеллерного сечения, штампованные из листового дуралюмина Д16АТ толщиной 1,2 мм с отверстиями для облегчения, отбортованными для жесткости. Лонжероны законцовки приклепаны к лонжеронам крыла внахлестку.

Нервюры законцовки по своей конструкции аналогичны нормальным нервюрам крыла и состоят из носка, хвостика и средней части.

Обшивка законцовки толщиной 0,8—1 мм приклепана ко второй нервюре, лонжерону и ободу. В средней части обшивки имеются отверстия для облегчения с отбортовками. На участке, примыкающем к переднему лонжерону, обшивка усилена профилями.

На верхней части хвостовой обшивки сделано отверстие с окантовкой, заклеенное полотняной шайбой, которая может быть снята, если нужно вынуть из крыльев тяги управления элероном и закрылком.

Для установки бортового огня БАНО-45, на законцовке крыла, в ободу законцовки сделана подсечка и поставлены гайки для крепления БАНО-45.

Узлы крыла

Стыковые узлы верхнего крыла с фюзеляжем (см. рис. 26) штампованные из стали 30ХГСА и термически обработанные до $\sigma_{вр} = 120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$. Крепятся узлы к полкам лонжеронов болтами диаметром 6—8 мм, изготовленными из стали 30ХГСА.

Штамповка узла выполнена в виде ушка с двумя концами, идущими по направлению согнутых по радиусу полок лонжеронов. В ушки стыковых узлов запрессованы вкладыши с пазами, в которые вставлены и развернуты шаровые обоймы. Вкладыши и шаровые обоймы выполнены из стали 45. Такая конструкция стыковых узлов обеспечивает несложную стыковку их с узлами фюзеляжа без дополнительной подгонки.

Передний стыковой узел в нижней своей части связан тремя болтами со сварной стойкой нервюры № 1. Для крепления трубчатого стального раскоса между лонжеронами один из болтов, крепящий передний и задний стыковой узел, — ушковый.

Поддерживающие ленты-расчалки крепятся к фрезерованному узлу, укрепленному болтами на нижней полке лонжерона у стойки нервюры № 1.

Узлы крепления бипланной стойки (передний и задний) и несущих лент-расчалок монтируются на нижних полках лонжеронов верхнего крыла у нервюры № 16. На первых сериях самолетов узлы приварены к вертикальным пластинам стоек нервюры № 16 и технологически являются их неотъемлемой частью. Ушки узлов крепления лент-расчалок подкреплены усиливающими накладками.

На последних сериях самолетов узлы фрезерованы и крепятся к полкам лонжеронов крыла хромансильевыми болтами, термически обработанными до $\sigma_{вр} = 120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$. В ушках узлов монтируются серьги для крепления несущих лент-расчалок. К узлам приварены ушки с шаровыми шарнирами для крепления бипланной стойки.

Узлы крепления предкрылка к крылу

Предкрылок крепится к консоли верхнего крыла на шести узлах (рис. 30).

На усиленных носках нервюр № 3, 8, 13, 16, 21 и 26 и вклепан-

ных в лобовом отсеке диафрагмах установлены штампованные из материала АК6 кронштейны с двумя ребрами, образующие уши для крепления качалки. Кронштейны крепятся к носку и диафрагме болтами.

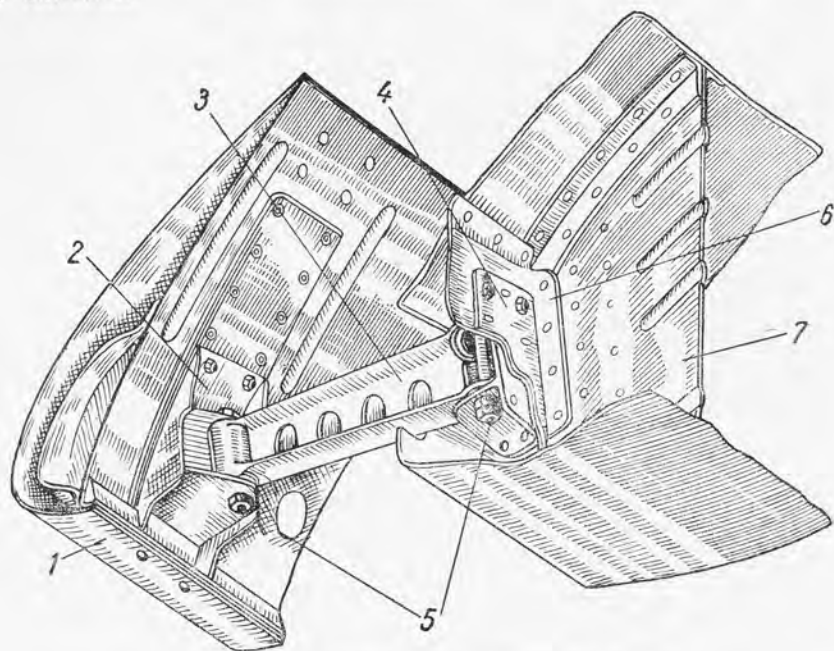


Рис. 30. Узел крепления предкрылка к крылу:

1 — предкрылок; 2 — кронштейн на предкрылке; 3 — качалка предкрылка; 4 — кронштейн крепления качалки; 5 — шарнирные болты; 6 — диафрагма; 7 — усиленный носок крыла.

Между ребрами на шарнирном болте вращается штампованная качалка подвески предкрылка, выполненная из материала АК6. Второй конец качалки входит в уши стального узла, укрепленного на предкрылке. В отверстие обоих концов качалки запрессованы по два радиальных двухрядных сферических шарикоподшипника № 1008, обеспечивающих свободное без заедания автоматическое открытие предкрылка на критических углах атаки.

На качалке, установленной на носке нервюры № 13, крепится резиновый шнуровой амортизатор диаметром 14 мм, второй конец которого укреплен на лонжероне. Амортизатор предназначен для плотного прижатия предкрылка к крылу. Предкрылок открывается в полете только тогда, когда аэродинамические силы преодолевают силы упругости амортизатора.

Стопор предкрылка. На самолетах по серию 76—20 на стоянке самолета предкрылки стопорились из кабины пилотов специальными кожаными ремнями.

С самолетов серии 77—01 для более надежного крепления предкрылков на стоянке введен штормовой стопор вместо кабинного.

Узлы подвески элеронов и закрылков. Узлы подвески элеронов и закрылков (рис. 31) представляют собой крон-

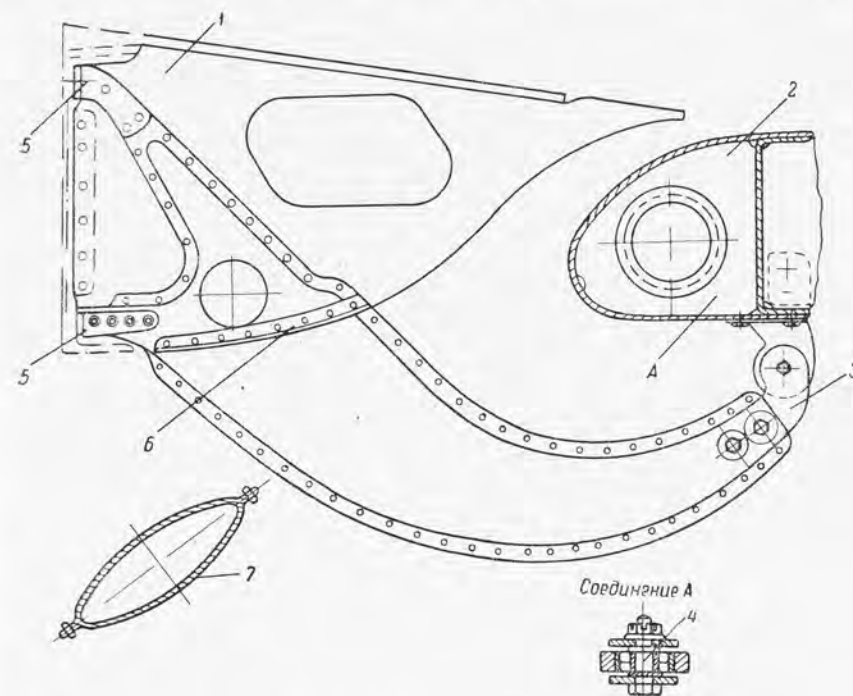


Рис. 31. Узел подвески элеронов и закрылков:

1 — хвостик нервюры; 2 — элерон (закрылок); 3 — вилка; 4 — стыковой болт; 5 — уголки крепления к лонжерону; 6 — уголок; 7 — щеки.

штейны криволинейной формы, изготовленные из двух штампованных щек из листового дуралюмина Д16АТ толщиной 1,2 мм, склепанных между собой и совместно с хвостиками нервюр. Для крепления кронштейна к полкам лонжерона к кронштейну приклепываются с двух сторон уголки, которые к полкам лонжеронов крепятся болтами.

Для крепления элеронов и закрылков на концах кронштейнов между щеками крепится на болтах вилка из материала АК6, в которую вставляется кронштейн элерона или закрылка. Кронштейн крепится шарнирным болтом, являющимся осью вращения.

Узлы крепления ходовых (передаточных) качалок управления закрылком и элероном монтируются на кронштейнах заднего лонжерона между нервюрами № 1—2, 6—7, 10—11, 14—15 и 17—18.

Металлическая обшивка, обод крыла и лючки

Металлическая обшивка крыла предназначена для придания жесткости и нужной формы лобовой и хвостовой частям крыла. Лобовая обшивка толщиной 0,6 мм приклепывается к бортам носков нервюр впотай заклепками диаметром 2,6 мм.

Хвостовая металлическая обшивка расположена по нижней поверхности хвостовой части крыла, придавая определенную форму щели между крылом и органами управления (закрыльком и элероном). Обшивка приклепывается к нижней полке заднего лонжерона, к бортам хвостиков нервюр и входит в обод крыла.

В местах крепления бипланной стойки к крылу снизу к полкам лонжеронов крыла и к лобовой обшивке приклепан подстоячный лист.

Для крепления полотняной обшивки по хвостовой кромке крыла совместно с обшивкой и ободом по всему размаху приклепан профиль 2НФ. По нервюрам № 3, 7, 11, 14, 18, 22 и 26 в хвостовой обшивке сделаны прорезы под кронштейны подвески элерона и закрылка. Места прохода тяги управления закрыльком и элероном у нервюр № 7 и 18 в хвостовой обшивке окантованы дуралюминовыми накладками.

Обод крыла. Задняя кромка крыла имеет обод, который представляет собой дуралюминовый лист толщиной 0,8 мм с двумя загнутыми бортами.

Передняя часть обода в местах приклейки хвостиков нервюр разбортована, в задний борт входит хвостовая обшивка. К каждому хвостику обод приклепан двумя заклепками. По длине обод состоит из четырех отрезков, которые разделяются вырезами под тяги управления. Кроме того, у нервюры № 12 имеется стык двух отрезков обода.

Лючки. На хвостовой обшивке верхнего крыла, в местах установки качалок управления самолетом, имеется пять стандартных смотровых лючков.

Лючок состоит из дуралюминовой окантовки толщиной 0,6 мм, крышки с петлей, язычка и пружины рессорного типа из материала У9А толщиной 0,6 мм. К окантовке лючка приклепаны стальная защелка с выштамповкой для захода пружины и петля для крепления крышки к окантовке при помощи шомпола, на котором, как на оси, установлен язычок с пружиной. В месте загиба пружины к крышке приклепана направляющая скоба.

При нажатии пальца руки на язычок пружина прогибается и выходит из защелки на окантовке, при этом лючок открывается, а пружина возвращается в свое первоначальное положение. Закрывается лючок автоматически — нажатием на его крышку.

В процессе эксплуатации наблюдаются трещины в металлической обшивке верхнего крыла на участке между нервюрами № 3 и № 4 корневой части крыла у заднего лонжерона. Образование

трещин в обшивке сопровождается значительным ослаблением, а иногда просечкой полотняной обшивки на этом участке.

На самолетах с 83-й серии с целью ликвидации трещин, возникающих на хвостовой обшивке в районе нервюр № 2—5, введены профили дет. Ш2002-0-29/30 и накладки дет. Ш2002-0-31, установленные между профилем и задним лонжероном крыла, толщины обшивки в связи с этим изменены с 0,8 на 0,6 мм.

Кроме трещин в металлической обшивке крыла, обнаруживаются трещины и в книце крепления нервюры № 3 к заднему лонжерону, а иногда и в стенке лонжерона. Причиной образования трещин является недостаточная прочность отдельных элементов конструкций, работающих в условиях повышенных вибраций. При ремонте самолета обшивка подкрепляется специальными профилями, а серийная кница заменяется на усиленную.

Крышки бензолоюков

На консоли крыла установлено три крышки бензолоюков, имеющих кривизну по контуру дужки крыла.

Крышки бензолоюков представляют собой штампованные листы из материала Д16АТ толщиной 0,8 мм, рифленные вдоль хорды и подкрепленные профилями z-образного сечения. По периметру крышки окантованы накладками из дуралюмина толщиной 0,8 мм, приклепанными впотай к листам. В местах прохода дренажных трубок бензосистемы продольные профили жесткости вырезаны и компенсированы поперечным профилем в форме желоба, изготовленного из дуралюмина толщиной 1 мм.

В местах установки датчиков электробензиномеров, а также у заливных горловин поставлены лючки на пружинных замках. Крышки бензолоюков крепятся к каркасу крыла болтами с полупотайной головкой и анкерными гайками 966А-50-5. Для установки болтов в листах штампуются лунки у отверстий, а в элементах каркаса раззенковываются отверстия.

Болты, крепящие крышки бензолоюков к крылу, обеспечивают их плотное прилегание, создавая контур, работающий на кручение.

В процессе эксплуатации наблюдается ослабление болтов крепления крышек бензолоюков, что может привести к срыву крышки в воздухе.

При техническом обслуживании планера техсоставом и при каждом предполетном осмотре материальной части самолета экипажем необходимо обращать особое внимание на состояние крепления крышек бензолоюков к каркасу крыла. При хождении по переднему лонжерону крыла во время заправки самолета бензином от автобензозаправщика, или при проверке наличия бензина в баках через заливные горловины, становиться ногами на крышки бензолоюков запрещается.

Полотняная обшивка крыла

Полотняная обшивка верхнего крыла выполнена из материала АМ-93.

Обшивка сшивается из полотнищ шириной 1350 мм машинным швом нитками № 20 и натянута на каркас крыла «чулком» так, чтобы основа ткани и швы были параллельны нервюрам. По за-концовке и задней кромке обшивка сшивается вручную нитками № 00. Перед обтяжкой все острые кромки каркаса крыла оклеиваются полотняными лентами во избежание протирания обшивки, а заклепки покрываются грунтом 138А.

К лобовой и хвостовой металлической обшивке полотно при-клеивается нитроклеем АК-20. К нервюрам полотно крепится с помощью специальных профилей 2НФ и лент 3НФ (рис. 32).

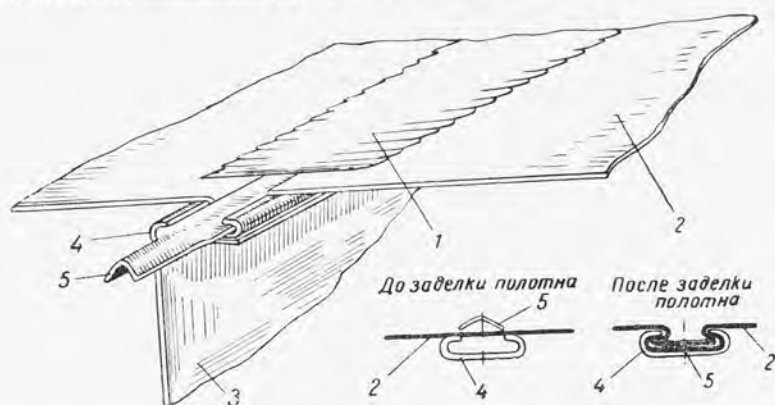


Рис. 32. Заделка полотна на нервюрах:

1 — зубчатая полотняная лента; 2 — основное полотно; 3 — нервюра; 4 — профиль 2НФ; 5 — лента 3НФ.

Такое крепление полотна имеет следующие преимущества по сравнению с простой пришивкой полотна нитками к нервюрам:

- 1) простота технологического процесса;
- 2) меньшая трудоемкость операций, чем при других способах крепления полотна к нервюрам;
- 3) более быстрая съемка полотна со всего крыла или с определенного отсека путем вытаскивания лент 3НФ из профиля 2НФ без нарушения целостности обшивки и профиля 2НФ.

Все машинные и ручные швы, а также места крепления полотна по нервюрам и по кромке заклеены зубчатыми лентами ЛАП-3. Вырезы под лючки, узлы и отверстия оклеены также зубчатыми лентами и полотняными шайбами.

В местах выхода балансира элерона и тяг управления на хвостовой кромке крыла приклеены обтекатели из алюминиевого сплава АМцМ Л0,6.

У каждой нервюры в месте выхода ее к заднему лонжерону справа сделаны дренажные отверстия, оклеенные целлулоидными шайбами.

С целью улучшения качества покрытий введена окраска полотняной обшивки крыльев и хвостового оперения перхлорвиниловыми эмалями ХВ-16 с применением в качестве промежуточного слоя лака 9—32.

При обнаружении в процессе эксплуатации самолета Ан-2 дефектов лакокрасочных покрытий на тканевой и металлической обшивках, окрашенных перхлорвиниловыми эмалями, необходимо производить ремонт.

Натяжение полотна проверяется тензометром ТП. В случае отсутствия тензометра натяжение полотна в условиях эксплуатации можно проверить и с помощью груза весом в 1 кг, положенного на середину отсека между нервюрами. При этом стрела прогиба от линейки, положенной на нервюры до полотна, не должна превышать 5—8 мм.

Для предохранения полотняной обшивки от протирания на верхних крыльях снизу по нервюрам № 1, 2, 3, 4, 5 изменен материал лент, наклеиваемых в местах крепления полотна к нервюрам, с перкали на полотно АМ-93. Кроме того, введена лента из полотна АМ-93 по заднему лонжерону верхнего крыла снизу между нервюрами № 1—5.

В процессе эксплуатации самолета обращать особое внимание на состояние полотняной обшивки на участке нервюр № 1 и 5 верхнего крыла. При провисании полотна вскрыть полотняную обшивку и осмотреть состояние металлической обшивки.

Механизация крыла

К механизации крыла относятся: автоматические предкрылки, щелевые закрылки и щелевые элероны-закрылки.

Автоматические предкрылки служат для увеличения подъемной силы и улучшения поперечной устойчивости самолета на больших углах атаки крыла, т. е. на малых скоростях полета.

На рис. 33 показана схема действия сил на предкрылок при различных углах атаки. Как видно из рисунка, на малых углах атаки крыла аэродинамические силы прижимают предкрылок к крылу, а на больших — наоборот, отодвигают его вперед от крыла.

Предкрылок представляет собой небольшое крылышко, расположенное перед носком крыла (рис. 34).

На каждой консоли верхнего крыла установлено по два предкрылка, соединен-

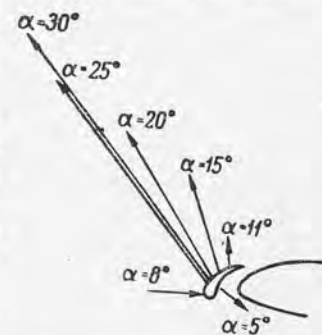


Рис. 33. Действие сил на предкрылок при различных углах атаки.

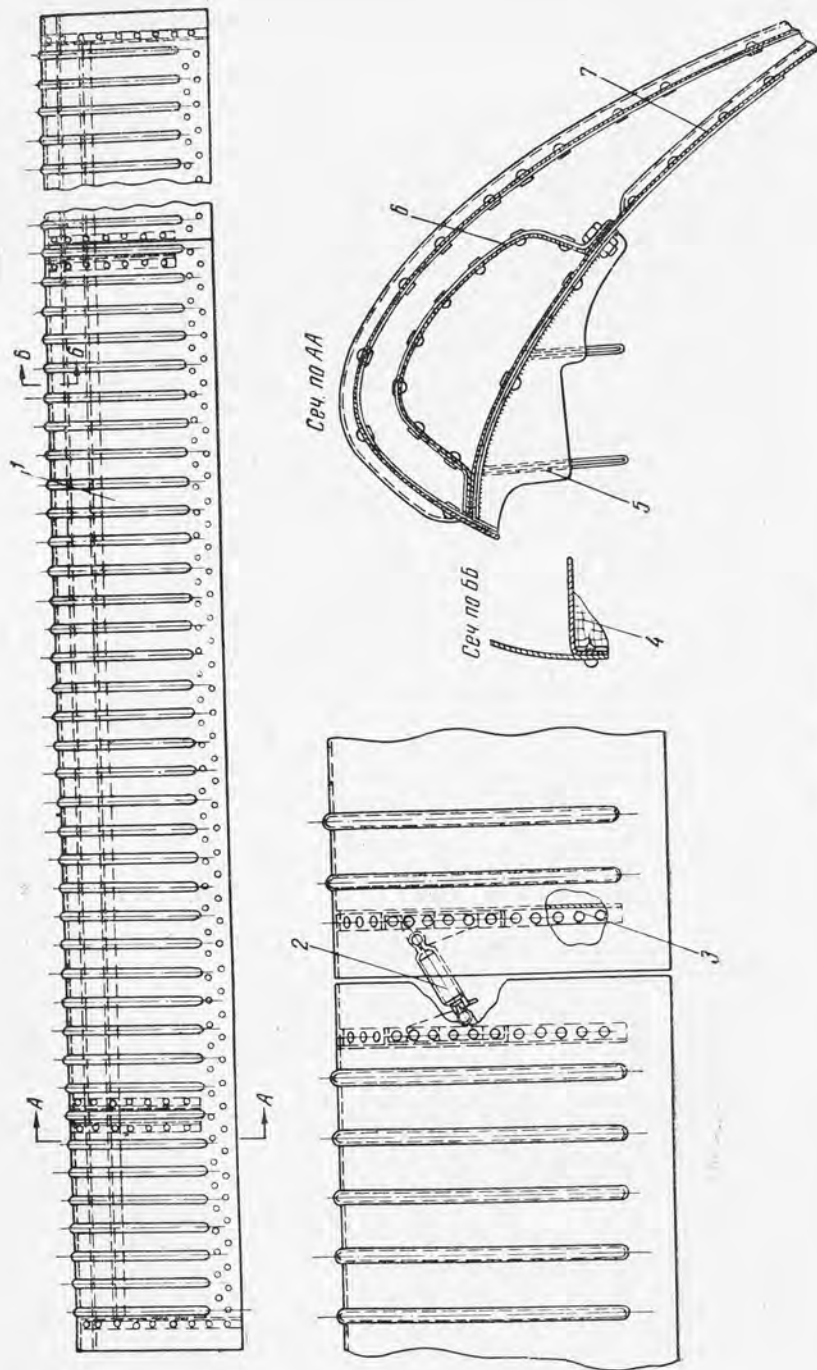


Рис. 34. Предкрылок:

1 — верхняя обшивка; 2 — тандер с муфтой в соединении предкрылков; 3 — нервюра; 4 — рейка; 5 — хорда; 6 — камера; 7 — нижняя обшивка.

ных между собой муфтой и тандером, укрепленными на крыле в трех точках каждый. Размах предкрылка 3850 мм. Хорда предкрылка составляет 15% хорды крыла. Предкрылок состоит из восьми нервюр, камеры, верхней и нижней обшивки и трех узлов подвески предкрылка.

Нервюры предкрылка. По размаху на расстоянии 42 мм от края обшивки расположено по одной торцевой нервюре, остальные нервюры расположены попарно у мест установки кронштейнов подвески предкрылка. Нервюры штампованные из листового дуралюмина толщиной 0,6—0,8 мм и своими бортами приклепываются к верхней и нижней обшивкам. В контуре нервюр сделана глубокая подсежка с бортом по форме камеры предкрылка.

Камера предкрылка, изготовленная из листового дуралюмина толщиной 0,3 мм, расположена между обшивками и приклепывается своими бортами к нижней обшивке.

На самолетах с 80-й серии с целью уменьшения веса и упрощения конструкции на предкрылках камера 6 не устанавливается.

Обшивка предкрылка. Верхняя обшивка предкрылка, изготовлена из листового дуралюмина толщиной 0,6 мм по форме профиля крыла, в продольном направлении имеет рифты с шагом 50 мм.

По размаху обшивка состоит из двух частей, состыкованных внахлестку на центральной паре нервюр.

Нижняя обшивка, изготовленная из дуралюмина толщиной 0,5 мм, имеет также продольные рифты для увеличения жесткости.

Верхняя и нижняя обшивки склепаны по задней кромке двумя рядами заклепок, расположенных в шахматном порядке.

По передней кромке предкрылка к обшивкам крепится винтами деревянная рейка треугольной формы, изготовленная из липы. Строжкой рейки достигается постоянный зазор между предкрылком и кромкой крыла.

На самолетах с 35-й серии третьей машины установлены усиленные предкрылки. Усиление произведено путем увеличения толщины нижней обшивки с 0,6 на 0,8 мм из материала Д16А, введением стрингеров и накладок на верхней обшивке и увеличения количества нервюр.

Узлы предкрылка (см. рис. 30). Кронштейны подвески предкрылка, сваренные из листовой стали 30ХГСА толщиной 1,2 мм, представляют собой согнутую по контуру нижней обшивки предкрылка пластину с приваренными двумя ушками и наваренными на них шайбами, между которыми крепится качалка подвески предкрылка. С двух сторон кронштейна приварены ребра жесткости. После сварки кронштейн термически обработан до $\sigma_{вр} = 100 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$. Кронштейны крепятся к предкрылку на нервюрах заклепками и болтами.

Все дуралюминовые детали предкрылка закаленные и анодированные.

ные. Верхняя обшивка прекрылка окрашена нитроэмалью АГТ-16, нижняя — АГТ-4.

Щелевой закрывок. На верхнем крыле щелевой закрывок устанавливается на участке от нервюры № 1 до нервюры № 12. Щелевой закрывок служит для увеличения кривизны профиля. При отклонении его вниз открывается щель для прохода потока воздуха. На взлете, при отклонении закрывка на $25-30^\circ$ происходит значительное увеличение C_y крыла при сравнительно небольшом возрастании C_x . При дальнейшем отклонении закрывка до 40° увеличение C_y продолжается, но одновременно значительно увеличивается C_x , что используется при посадке на площадке ограниченных размеров.

Длина закрывка верхнего крыла 3215 мм. Длина хорды — 600 мм (25% хорды верхнего крыла).

Закрывок состоит из каркаса, узлов и обшивки.

Каркас закрывка (рис. 35) состоит из лонжерона, тринадцати нервюр, обшивки и обода.

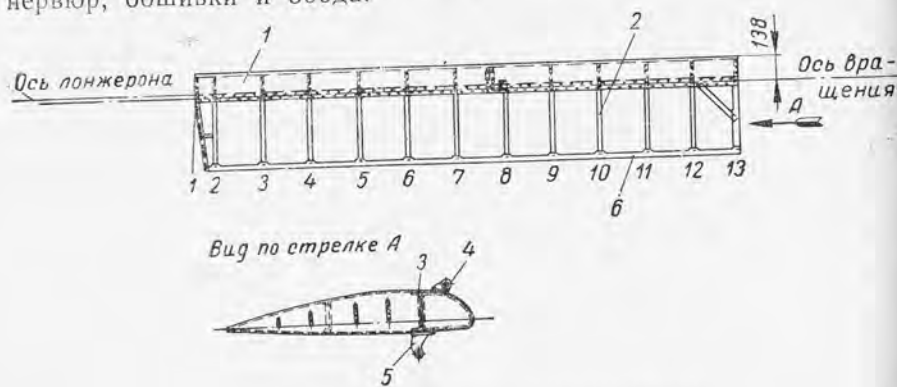


Рис. 35. Каркас закрывка верхнего крыла:

1 — лобовая обшивка; 2 — нервюра; 3 — лонжерон; 4 — кронштейн крепления тяги управления; 5 — кронштейн подвески; 6 — обод.

Лонжерон закрывка, штампованный из листового дуралюмина толщиной 1,2 мм, — швеллерного сечения с отбортованными отверстиями. Лонжерон по размаху состоит из трех участков, соединенных между собой накладками.

Нервюры состоят из носовой и хвостовой части. Носки нервюр, штампованные из листового дуралюмина, толщиной 0,6 мм, с отверстиями для облегчения, своими бортами приклепаны к лонжерону и обшивке. У кронштейнов подвески поставлены усиленные носки, изготовленные из дуралюмина толщиной 1,5 мм.

Хвостовые части нервюр между собой подобны. Они отштампованы из листового дуралюмина толщиной 0,6 мм с бортами, к которым приклепаны профили 2НФ для крепления полотна. В хвостовой части профили подсечены, входят в обод закрывка и склепы-

ваются с ним. Между концами профилей прокладываются конусные текстолитовые бобышки.

В местах подхода к лонжерону борта нервюр подсечены и приклепываются к бортам лонжеронов.

Хвостовые части нервюр имеют отверстия для облегчения овальной формы с небольшими бортами. Торцовые нервюры имеют глухие стенки с рифтами, перпендикулярными к хорде.

Металлическая обшивка носка с лонжероном образует замкнутый контур, работающий на изгиб и кручение.

Обшивка, изготовленная из листового дуралюмина толщиной 0,6 мм, приклепывается к носкам бортов, к лонжерону и имеет у нервюры № 8 стык внахлестку.

В месте стыка сделано углубление под тягу управления закрывком.

Обод изготовлен из листового дуралюмина толщиной 0,8 мм, согнут по форме контура хвостовика дужки и имеет отбортовку для крепления к нервюрам.

Узлы подвески закрывка крепятся к нижней полке лонжерона у нервюр № 4, 8 и 12 болтами диаметром 5 мм. В местах установки узлов лонжерон усилен кронштейнами, отлитыми из сплава АЛ9 в форме уголков с ребрами жесткости. Узлы подвески представляют собой кронштейны таврового сечения из дуралюмина Д16Т с треугольным основанием на нервюрах № 4 и 12 и прямоугольным — на нервюре № 8.

В ушках кронштейнов сделаны отверстия с запрессованными двухрядными шариковыми подшипниками № 1006, обеспечивающими свободное отклонение закрывков.

На верхней поверхности лобовой обшивки на двух усиленных носках расположен кронштейн крепления тяги управления закрывком. Кронштейн имеет прямоугольное основание и крепится к носкам четырьмя болтами. В ушке кронштейна запрессован двухрядный сферический шарикоподшипник. К ушку через кардан крепится тяга управления, выходящая из крыла.

При ремонте самолетов в местах установки узлов подвески закрывков обнаруживаются трещины. Трещины появляются вследствие повышенной вибрации закрывков и недостаточной прочности силовых элементов, особенно на верхних и нижних корневых закрывках.

Полотняная обшивка закрывка выполнена аналогично крылу. В обшивке сделаны дренажные отверстия, оклеенные целлулоидными шайбами.

Аэродинамическая компенсация закрывка 23%.

Щелевой элерон-закрывок устанавливается на консольной части верхнего крыла на участке от закрывка (нервюра № 12) до законцовки крыла. Законцовка элерона вписывается в контур крыла в плане.

Элерон имеет весовую балансировку 100% и аэродинамическую компенсацию — 21,7%.

Элерон-закрылок состоит из каркаса, узлов, полотняной обшивки и триммера — на левом элероне.

Каркас элерона. Каркас элерона (рис. 36) состоит из лонжерона, шестнадцати нервюр, дуралюминовой обшивки носка элерона и обода. На левом элероне имеется триммер.

Конструкция элерона аналогична конструкции закрылка.

Лонжерон — швеллерного сечения, изготовлен из листового дуралюмина Д16АТ толщиной 1,5 мм и состоит из четырех частей, состыкованных накладками.

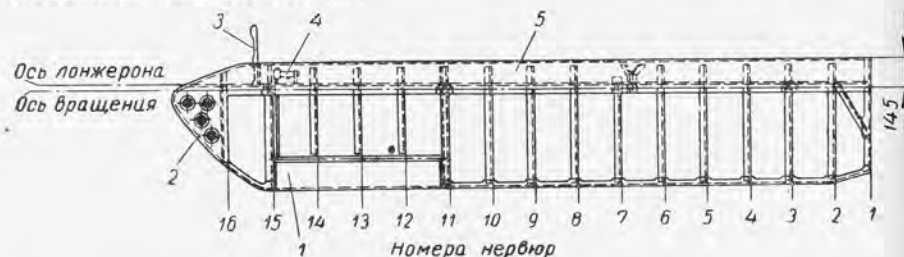


Рис. 36. Каркас элерона:

1 — триммер; 2 — законцовка; 3 — весовой балансир; 4 — электромеханизм УТ-6 (УТ-3); 5 — обшивка.

Узлы элерона. Элерон крепится к крылу на четырех кронштейнах, аналогичных кронштейнам крепления закрылка. Места установки кронштейнов на нижней полке лонжерона усилены литыми кронштейнами в виде уголков. На верхней полке лонжерона между нервюрами № 6 и № 7 установлен кронштейн крепления тяги управления элероном с запрессованным в нем двухрядным шариковым подшипником № 1006.

Балансировочный груз элерона расположен у нервюры № 15 и крепится в кронштейне, изготовленном из сплава АК6, с направляющей втулкой. Кронштейн приклепан к специальному носку, изготовленному из дуралюмина Д16АТ толщиной 1 мм.

Во втулку кронштейна вставляется и контрится болтом рычаг для крепления груза; груз при нейтральном положении элеронов вписывается в контур профиля крыла. Груз, отлитый из чугуна, в плане имеет каплевидную форму, расположен над рычагом и крепится к нему двумя болтами.

В хвостовой обшивке крыла сделан вырез с окантовкой, а на верхней поверхности крыла к полотняной обшивке приклеен и пришит обтекатель, изготовленный из алюминиевого сплава под груз, выступающий за контур крыла при отклонении элерона вниз.

Триммер элерона расположен на левом элероне и подвешен на петле, приклепанной к профилю, замыкающему укороченные хвостики нервюр № 12, 13 и 14.

Триммер состоит из лонжерона, семи нервюр и обшивки. Лонжерон имеет профиль швеллерного сечения с бортами, малкованы-

ми по контуру профиля. К лонжерону приклепана петля для крепления триммера к элерону при помощи шомпола, который является и осью вращения триммера.

Обшивка триммера, изготовленная из дуралюмина толщиной 0,5 мм, приклепана к нервюрам и лонжерону. По нижней поверхности триммера обшивка приклепывается к нервюрам пистонами диаметром 4 мм.

Нервюры расположены одна от другой на расстоянии 200 мм и изготовлены из дуралюмина Д16АТ толщиной 0,6 мм. Бортики нервюр приклепываются к лонжерону заклепками.

Для крепления тяги управления триммером у нервюры № 1 установлен кронштейн, сваренный из листовой стали 25. Место установки кронштейна усилено коробочкой.

Механизм управления триммером УТ-6 укреплен в лобовой части элерона в двух точках: одна из них — усиленный носок с вклепанным в него вкладышем, через который проходит болт крепления механизма УТ-6; вторая — кронштейн из сплава АЛ9, приклепанный к лонжерону с хомутом, стягивающим корпус механизма.

Полотняная обшивка элерона крепится так же, как и на крыле и закрылке с дренажными отверстиями у хвостика каждой нервюры, оклеенными целлулоидными шайбами.

Нижнее крыло

Нижнее крыло по своей конструкции и применяемым материалам аналогично верхнему крылу, но отличается от него своими размерами и механизацией.

На нижнем крыле отсутствуют предкрылок, элерон, а по всему размаху крыла установлен щелевой закрылок, состоящий из двух частей: корневого и концевого закрылков.

В отсеке между нервюрами № 14 и 15 правой и левой консоли нижнего крыла установлены регулируемые фары ФС-155. В левой нижней консоли крыла, между нервюрами № 16 и 17, введен лючок дополнительной рулевой фары ФР-100. Лючки фар закрыты откидными крышками, имеющими форму обвода крыла. Крышка лючка крепится к крылу двумя пружинными замками типа «Дзус» и состоит из двух дуралюминовых окантовок, между которыми установлено стекло фары из плексигласа. Между окантовками и стеклом проложена резиновая прокладка.

Каркас крыла

Каркас нижнего крыла (рис. 37) по своей конструкции аналогичен верхнему крылу и состоит из: двух лонжеронов, восемнадцати нервюр, из которых шесть усилены, пяти крестов-расчалок, законцовки, обода и обшивки. Между усиленными нервюрами № 10 и 13 имеется двойной крест-расчалка.

На заднем лонжероне между хвостиками нервюр № 5 и 6, № 14

и 15 установлены трехплечие качалки управления закрылками и между нервюрами № 1 и 2, № 9 и 10 установлены передаточные качалки для крепления тяг управления закрылком. Каждый корневой и концевой закрылок крепится к крылу на трех наружных кронштейнах.

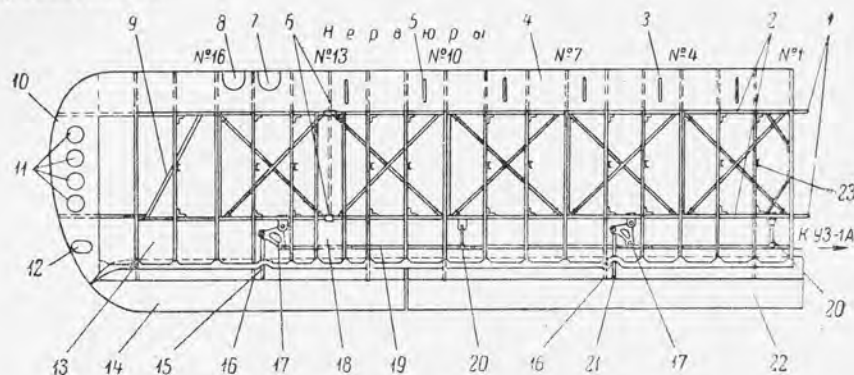


Рис. 37. Схема каркаса левой консоли нижнего крыла:

1 — узлы крепления консоли нижнего крыла к центроплану; 2 — лонжероны крыла; 3 — деформационные вырезы в обшивке носовой части крыла; 4 — обшивка носка крыла; 5 — внутрикрыльевые ленты-расчалки; 6 — узлы крепления бипланной стойки; 7 — посадочная фара; 8 — рулевая фара; 9 — дуралюминовая лента-расчалка; 10 — законцовка крыла; 11 — отверстия для облегчения; 12 — отверстие для монтажа и демонтажа жестких тяг управления закрылками; 13 — дуралюминовая обшивка хвостовой части крыла; 14 — концевой закрылок; 15 — тяга управления концевым закрылком; 16 — кронштейны и подвески закрылков к крылу; 17 — трехплечая качалка; 18 — подстоечный дуралюминовый лист; 19 — тяга управления закрылком; 20 — передаточные качалки управления закрылками; 21 — одноплечий рычаг управления закрылком; 22 — корневой закрылок; 23 — стойка нормальной нервюры.

Все элементы крыла по своей конструкции подобны одноименным элементам верхнего крыла, поэтому их описание не дается.

В отличие от верхнего крыла лобовая обшивка нижнего крыла между нервюрами № 1 и 13 имеет разрезы для устранения деформации обшивки крыла, появляющейся при натяжении лент-расчалок коробки крыльев. Места разреза обшивки усилены профилями и перед обтяжкой полотном разрезы оклеиваются лентами, имеющими по краям зубцы.

На лонжеронах крыла у нервюры № 13 монтируются стальные узлы крепления бипланной стойки. На нижней полке переднего лонжерона у нервюры № 13 установлен штампованный из стали 30ХГСА узел причала. Узлы соединения консоли нижнего крыла с фюзеляжем показаны на рис. 38.

Крепление обшивки нижнего крыла аналогично креплению обшивки верхнего крыла.

На самолетах с 103-й серии введена забортовка хвостовой обшивки нижнего крыла по лонжерону от нервюры № 1 до № 6.

Для предупреждения просечки полотна на верхнем и нижнем крыле введен резиновый профиль по нижней полке заднего лонжерона от нервюры № 1 до нервюры № 7.

Датчик компаса ГИК-1 установлен на кронштейне в носке законцовки левого нижнего крыла между 1-й и 2-й нервюрами законцовки.

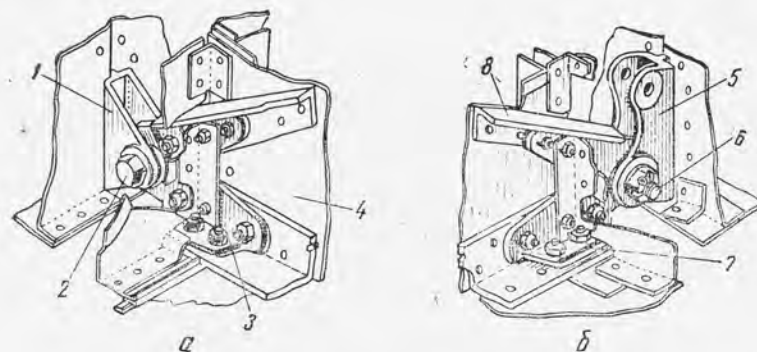


Рис. 38. Стыковые узлы соединения консоли нижнего крыла с фюзеляжем:

а — передний узел: 1 — узел фюзеляжа; 2 — болт стыковки; 3 — узел крыла; 4 — передний лонжерон крыла; б — задний узел: 5 — узел фюзеляжа (крепление крыла и ленты-расчалки); 6 — болт стыковки; 7 — узел крыла; 8 — задний лонжерон.

Щелевые закрылки нижнего крыла также аналогичны по своей конструкции закрылкам верхнего крыла. Количество нервюр в корневом закрылке одиннадцать, в концевом — девять. Аэродинамическая компенсация закрылков 23%. Отклонение закрылков крыла синхронное.

Бипланная стойка

Бипланная стойка (рис. 39), являясь элементом конструкции коробки крыльев, связывает лонжероны верхнего и нижнего крыльев и воспринимает усилия, возникающие при изгибе и кручении коробки.

Стойка склепана из двух штампованных боковин двутаврообразного сечения, изготовленных из листового дуралюмина Д16АТ толщиной 2,5 мм и имеет каплевидное сечение. Внутренний набор стойки, в верхней и нижней ее части, служит для придания необходимой ей жесткости. Торцовые обрезы стойки имеют форму контура профиля нижней части верхнего крыла и верхней части нижнего крыла и закрыты штампованными донышками швеллерного сечения, изготовленными из листового дуралюмина толщиной 2 мм с отбортованными отверстиями для облегчения и создания жесткости. Доньшки крепятся к боковинам заклепками и болтами. Болты ставятся для крепления резиновых буферов, заполняющих щель между обрезом стойки и поверхностью крыльев. В расширенной части стойки внизу и вверху поставлены дополнительные горизонтальные профили, согнутые у оси радиусом 100 мм.

По оси бипланной стойки для придания ей жесткости между боковинами вклепаны профили швеллерного сечения толщиной 2 мм и длиной 300 мм каждый.

Все дуралюминовые детали стойки каленые и анодированные.

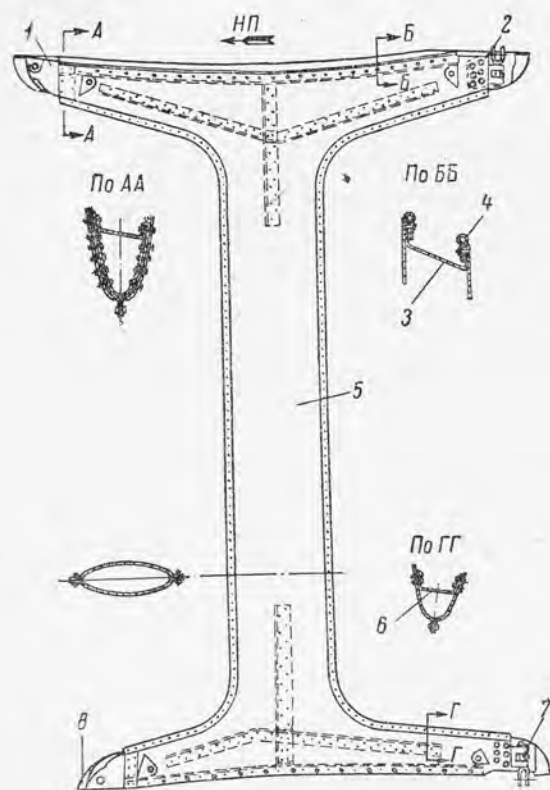


Рис. 39. Бипланная стойка:

1 — передний стыковой узел; 2 — задний стыковой узел; 3 — донышко; 4 — резиновая прокладка; 5 — боковина; 6 — усиливающий профиль; 7 — регулировочный болт; 8 — колпачок.

в виде пера с двумя ушками. Перо узла входит в боковины стойки и приклепывается к ней двухрядным заклепочным швом. В ушках имеется отверстие, в которое входит ушковой болт; между ушками вставляется гайка. При вращении гайки болт перемещается вдоль своей оси в пределах длины резьбовой части. Гайка контрится проволокой. Узлы закрываются обтекателями из дуралюмина толщиной 0,8 мм. К концам обтекателей приклепаны крючки, которые вставляются в скобы, приклепанные к подстоечным листам крыльев. Каждый обтекатель крепится к стойке двумя пружинными замками типа «Дзус».

Стойка крепится к крыльям двумя передними и двумя задними узлами; передние узлы неподвижны, задние — снабжены регулируемыми вилчатыми болтами. Передние узлы изготовлены из листовой стали толщиной 2,5 мм. Узлы имеют плотную посадку между боковинами стойки, к которым они приклепываются двухрядным заклепочным швом. В месте крепления стойки к крылу половины узлов сварены в виде ушков, в которые входят узлы крыла.

К ушку с двух сторон приварены шайбы для увеличения площади сопротивления смятию. При установке бипланной стойки между узлами крыльев и стойки прокладывается по две шайбы с каждой стороны.

Задние узлы стойки — штампованные из стали 45 и выполнены в

На левой бипланной стойке устанавливается приемник воздушного давления (ПВД) и приемник термометра наружного воздуха. Длина бипланной стойки по задним узлам равна 1875 мм.

Ленты-расчалки коробки крыльев

Для создания жесткости бипланной коробки в каждой полукоробке крыльев имеется пять лент-расчалок: две поддерживающие и три несущие.

Передние несущие и поддерживающие ленты сдвоенны. Несущие ленты-расчалки работают в полете на растяжение под действием суммарных усилий: нагрузки от подъемных сил верхнего крыла и нагрузки от подъемных сил нижнего крыла, передающейся по бипланной стойке на узлы крепления лент. Несущие ленты-расчалки № 14 длиной 4320 мм; поддерживающие ленты-расчалки № 11 длиной 4030 мм.

Поддерживающие ленты нагружены при стоянке на земле, а также нагружаются и от инерционных сил при посадке самолета.

Передние несущие ленты-расчалки крепятся в нижней части коробки крыльев к ушкам промежуточной серьги карданного сочленения, установленного на наклонном подкосе фермы центроплана, и в верхней части — к фрезерованному узлу на нижней полке переднего лонжерона верхнего крыла у нервюры № 16, также через карданное сочленение и промежуточную серьгу.

Задняя несущая лента-расчалка крепится в нижней части коробки к серьге кардана, установленного в верхних ушках узла 5 на заднем лонжероне центроплана (см. рис. 38, б), и в верхней части — к фрезерованному узлу на нижней полке заднего лонжерона верхнего крыла у нервюры № 16.

Поддерживающие ленты-расчалки крепятся в верхней части бипланной коробки к узлу на переднем лонжероне у нервюры № 1 и в нижней части — к узлу на переднем лонжероне нижнего крыла у нервюры № 13.

Величины натяжения лент-расчалок должны быть равны: для передних несущих (каждая лента) — 690—1100 кг; для задней несущей — 740—1100 кг; для поддерживающих — 900—1300 кг. Отклонение от указанных величин натяжений не допускается.

Измерение натяжения лент-расчалок производится при помощи тензомера типа ТР, который действует динамически. Приложив усилие к ручке прибора, пластинчатая пружина прогибается, и стрелка показывает натяжение в ленте. Для более точного определения натяжения лент-расчалок измерение производится в трех местах, расположенных на небольшом расстоянии одно от другого, и затем выводятся средние показания прибора.

Необходимо помнить, что натяжение сдвоенных лент должно быть одинаково как передней, так и задней ленты во избежание их обрыва.

Для устранения вибрации лент-расчалок на сдвоенных лентах устанавливаются виброгасители.

Для предохранения лент-расчалок от ударов виброгасителями доработаны хомуты, обеспечивающие перекрытие лент-расчалок.

Ленты-расчалки соединены лентодержателем, представляющим собой дуралюминовую трубу с деревянными вкладышами.

Неправильное натяжение лент приводит к повышенной вибрации лент-расчалок.

Для устранения разрушения серыг, лент-расчалок и предупреждения ухудшения летных данных самолета необходимо:

1. Проверять натяжение лент-расчалок после каждых 300 часов полета самолетом и после каждой грубой посадки.

2. Следить, чтобы не было ослабления виброгасителей.

3. При ремонте самолета осматривать резьбу лент-расчалок с помощью лупы 20-кратного увеличения и подвергать магнитному контролю серыги для выявления трещин.

Улучшение чистоты обработки серег крепления лент-расчалок бипланной коробки с $\nabla 5$ на $\nabla 6$ повысило их усталостную прочность.

Зализы

Стыки верхнего крыла с фюзеляжем закрыты легкоъемными зализами, штампованными из дуралюмина Д16АТ толщиной 0,6 мм и подкрепленными профилями жесткости. На самолетах с 38-й серии повышена жесткость зализов верхнего крыла с фюзеляжем за счет увеличения толщины материала зализов с 0,6 мм на 0,8 мм, в связи с этим количество профилей жесткости на зализах уменьшено. Зализы крепятся к крылу и фюзеляжу винтами с самоконтрящимися анкерными гайками, предварительно приклепанными к нервюре № 1 верхнего крыла и к фюзеляжу по контуру прилегания зализа. Для повышения герметичности соединения зализа с крылом и фюзеляжем введена резиновая прокладка из губчатой резины Р29 толщиной 3 мм.

Щель между нижним крылом и центропланом и узел крепления амортизационной стойки шасси закрыты лобовым обтекателем с лентами, затянутыми в задней кромке крыла замком с пластинчатой пружинной.

Для более удобного подхода к штуцеру амортизационной стойки шасси крепление откидной части зализа производится пружинными замками типа «Дзус» вместо ранее устанавливаемых анкерных гаек.

§ 5. ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Хвостовое оперение однокилевое с высокорасположенным полкосным стабилизатором и килем, расположенным симметрично продольной оси самолета. Оперение металлической конструкции с полотняной обшивкой и состоит из горизонтального и вертикального оперения.

К горизонтальному оперению относятся стабилизатор с двумя штампованными подкосами и руль высоты с триммером. К вертикальному оперению относятся киль и руль поворота с триммером.

Стабилизатор

Стабилизатор является органом продольной устойчивости самолета.

Он имеет прямоугольную форму в плане с закругленными краями и постоянный по размаху симметричный профиль, несколько сужающийся на участке законцовок.

Стабилизатор состоит из каркаса, узлов и полотняной обшивки.

Каркас стабилизатора состоит из двух половин, соединенных накладками по оси симметрии самолета. Каждая половина стабилизатора (рис. 40) состоит из двух лонжеронов швеллерного сечения, одиннадцати нервюр, двух крестов лент-расчалок, металлической обшивки, закрывающей отсек, и законцовки. На самолетах с 60-й серии с целью расширения диапазона центровок самолета стабилизатор имеет большие размах и площадь по сравнению с первыми сериями самолетов.

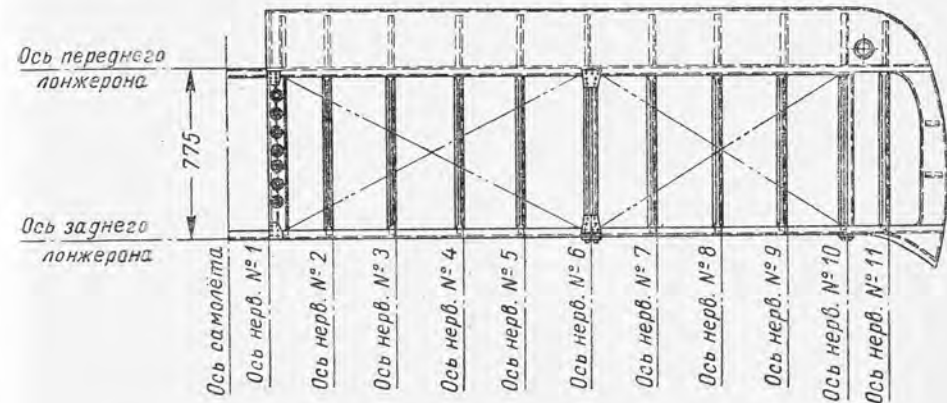


Рис. 40. Стабилизатор, устанавливаемый на самолетах до 60-й серии.

Размах стабилизатора увеличен с 6,6 м до 7,2 м, а площадь — с 6,99 м² до 7,56 м². В связи с этим увеличено количество нервюр в стабилизаторе. На самолетах с 60-й серии в каждой половине стабилизатора имеется тринадцать нервюр.

Лонжероны стабилизатора швеллерного сечения состоят из верхней и нижней полок уголкового профиля и стенки с отбортованными отверстиями для облегчения и придания жесткости. Вертикальные полки уголков лонжеронов сфрезерованы до 2 мм

по толщине. Стенки лонжеронов изготовлены из листового дуралюмина толщиной 0,6 мм и состоят из двух частей по размаху, стык которых проходит по нервюре № 6. Между отверстиями облегчения в стенке лонжерона имеются продольные рифты для повышения жесткости.

В концевой части лонжерона к стенке и полкам приклепан лонжерон законцовки швеллерного сечения из дуралюмина Д16АТ толщиной 0,8 мм, имеющие переменную высоту соответственно профилю законцовки стабилизатора.

По заднему лонжерону стабилизатора у нервюр № 6 и 10 расположены кронштейны подвески руля высоты.

У нервюр № 1, 6 и 10 на переднем и заднем лонжеронах установлены штампованные из сплава АК6 стойки с ушками для крепления муфт лент-расчалок.

Каждая половина стабилизатора расчалена двумя парами лент-расчалок № 6, ГОСТ 1004—48, ушки которых крепятся к стойкам, приклепанным к лонжеронам стабилизатора. Предельное натяжение лент-расчалок между нервюрами № 1 и 6—200 кг, и между нервюрами № 6 и 10—100 кг.

Нервюры делятся на усиленные и нормальные. Усиленными являются нервюры № 1, 6 и 10. Остальные — нормальные. Нервюры состоят из носка и средней части. Средние части нормальных нервюр — штампованные из дуралюмина Д16АТ толщиной 0,6 мм с отбортованными отверстиями для облегчения и рифтами между ними для повышения жесткости.

К верхним бортам нервюр приклепаны профили 2НФ для крепления полотна; вертикальными бортами нервюры приклепаны к лонжеронам.

Средние части усиленных нервюр, в отличие от нормальных, изготовлены из листового дуралюмина толщиной 1 мм, к бортам которых приклепаны усиливающие профили из того же материала толщиной 1 мм.

Усиленные нервюры к лонжеронам приклепаны накладками-кницами. На нервюре № 6 по переднему и заднему лонжеронам расположены узлы крепления подкоса стабилизатора.

Носки нервюр — штампованные из дуралюмина толщиной 0,6 мм и приклепаны к переднему лонжерону. К бортам носков нервюр приклепана лобовая обшивка.

Лобовая обшивка от нервюры № 1 до нервюры № 8 изготовлена из дуралюмина толщиной 1,2 мм, а на участке от нервюры № 8 и до нервюры № 12 — из дуралюмина толщиной 0,8 мм.

Законцовка стабилизатора состоит из двух частей: лобовой и междулонжеронной. Лобовая обшивка сварена из материала АМцП толщиной 0,8 мм с отверстием для облегчения.

В междулонжеронной части законцовка изготовлена из дуралюмина Д16АТ толщиной 0,8 мм и усилена двумя профилями-гнуги-ками.

Узлы

Стыковые узлы стабилизатора с фюзеляжем и кия со стабилизатором (рис. 41) установлены возле стыка половин стабилизатора.

Стабилизатор крепится к шпангоутам № 23 и 25 фюзеляжа четырьмя узлами, расположенными на небольшой базе.

Над узлами крепления стабилизатора к фюзеляжу расположены узлы крепления кия к стабилизатору.

Узлы изготовлены из стали 30ХГСА и крепятся к полкам лонжеронов стабилизатора болтами диаметром 5 мм из стали 30ХГСА.

В местах крепления узлов полки усилены штампованными стойками, выполненными из сплава АК6, которые также служат и для крепления лент-расчалок.

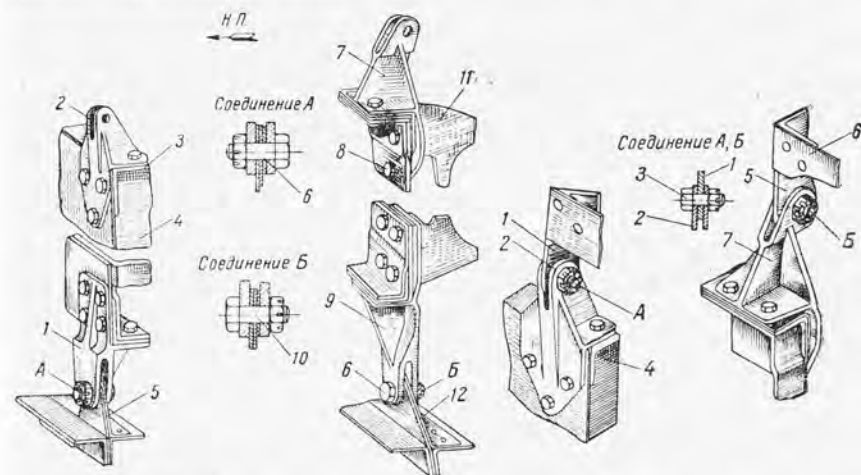


Рис. 41. Стыковые узлы стабилизатора с фюзеляжем и кия со стабилизатором:

а — узлы крепления стабилизатора к фюзеляжу: 1 — передний узел крепления стабилизатора к фюзеляжу; 2 — передний узел крепления кия; 3 — полка лонжерона; 4 — усиливающая стойка; 5 — узел на шпангоуте № 23; 6 — стыковой болт; 7 — задний узел крепления кия; 8 — усиливающая стойка; 9 — задний узел крепления стабилизатора к фюзеляжу; 10 — стыковой болт; 11 — центральная опора руля высоты; 12 — узел на шпангоуте № 25 фюзеляжа;

б — узлы крепления кия к стабилизатору: 1 — передний узел лонжерона кия; 2 — передний верхний узел на лонжероне стабилизатора; 3 — стыковой болт; 4 — усиливающая стойка на лонжероне стабилизатора; 5 — задний узел лонжерона кия; 6 — обшивка; 7 — задний узел крепления кия к стабилизатору.

Геометрические размеры передних и задних стыковых узлов обеспечивают установку стабилизатора на самолетах с 1-й по 60-ю серию под отрицательным углом, равным $1^{\circ}54'$, и на самолетах с 60-й серии под отрицательным углом, равным 1° к строительной горизонтали самолета.

Кроме крепления стабилизатора к шпангоутам № 23 и 25 фюзеляжа в верхней их части, он дополнительно еще крепится к шпангоуту фюзеляжа № 25 при помощи двух Т-образных подкосов,

соединенных с узлами, установленными на лонжеронах и нервюры № 6 стабилизатора.

Узлы крепления подкосов, изготовленные из стали 30ХГСА, ввинчиваются в вертикальные части узлов подкоса и контрятся гайками. Узлы крепления подкосов на переднем лонжероне представляют собой вилки и крепятся к лонжерону двумя болтами. Узлы на заднем лонжероне выполнены за одно с узлами, на которых крепятся качалки подвески руля высоты. Кронштейны для установки качалок подвески руля высоты фрезерованы и изготовлены из стали 30ХГСА, установлены на верхней и нижней полках заднего лонжерона стабилизатора и крепятся к ним болтами.

Стабилизатор обтянут полотном марки АМ-93 аналогично крылу. У нервюр по нижней поверхности имеются дренажные отверстия. Все машинные швы и места крепления полотна к нервюрам оклеены зубчатыми лентами.

Подкос стабилизатора

Подкос стабилизатора связывает консоль стабилизатора с фюзеляжем и работает на растяжение и сжатие, передавая нагрузку от подъемных сил горизонтального оперения на силовой шпангоут № 25 фюзеляжа.

Подкос состоит из двух штампованных склепанных между собой боковин из материала Д16АТ-Л2. В местах крепления подкоса к стабилизатору между боковин вклепаны штампованные из сплава АК6 узлы (рис. 42, узел Б), в которые вворачиваются регулировочные болты с контргайками.

Для установки нижнего регулировочного болта в нижней части подкоса, между боковинами, вклепано штампованное из стали 30ХГСА и термически обработанное ухо с двумя перьями.

В средней части уха имеется утолщение, в котором просверлено отверстие и нарезана резьба. В отверстие ввертывается ушковый регулировочный болт из стали 30ХГСА с контргайкой (рис. 42, узел А).

В процессе эксплуатации имели место случаи появления трещин в верхних узлах подкоса (рис. 42, узел Б, позиция 3), вследствие попадания ядохимикатов и появления коррозии.

Для предупреждения этого дефекта и предохранения резьбовой части узлов подкоса стабилизатора от попадания ядохимикатов с самолетов 125-й серии (сельскохозяйственного варианта) введены резиновые колпачки ШЗ002-26 на передние узлы.

На самолетах с 136-й серии резьбовая часть узлов подкоса стабилизатора усилена путем изменения R 10,5 на R 11,5 и смещения радиуса на 1 мм.

Раскос стабилизатора

Раскос стабилизатора связывает задний лонжерон стабилизатора с узлом, установленным на верхней части шпангоута № 23, и

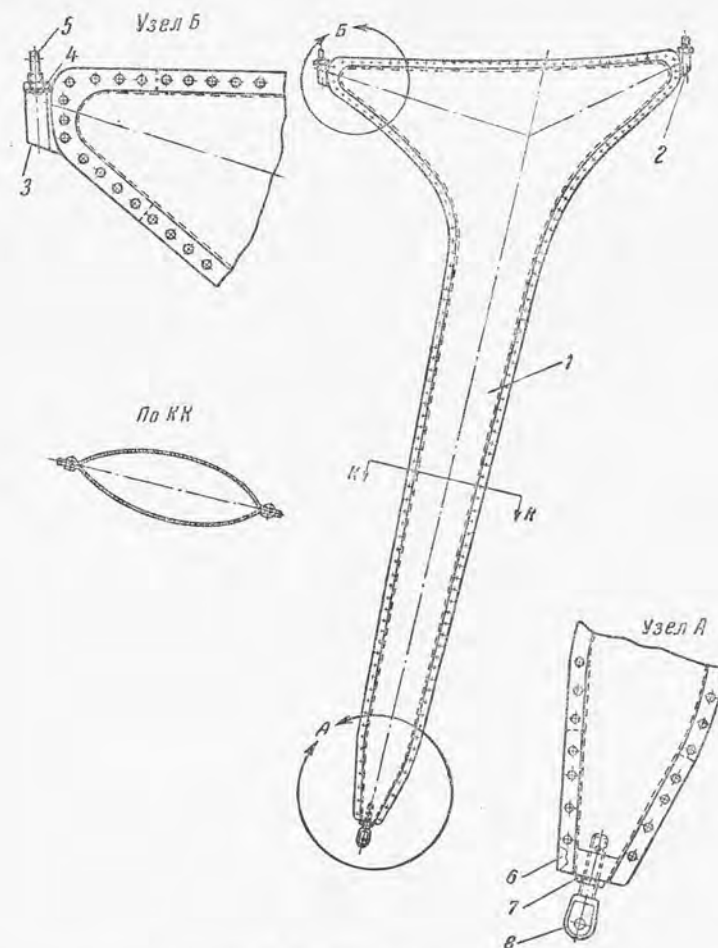


Рис. 42. Подкос стабилизатора:

1 — боковина подкоса; 2 — задний узел подкоса; 3 — передний узел подкоса; 4 — контргайка; 5 — вилчатый болт; 6 — нижний узел подкоса; 7 — контргайка; 8 — вилчатый болт.

служит для подкрепления заднего лонжерона в месте установки центральной опоры руля высоты.

Раскос сварной конструкции представляет собой две сваренные под углом трубы из стали 30ХГСА.

В месте сварки труб пропилены пазы, в которые вварено штампованное ухо, изготовленное из стали 30ХГСА, служащее для крепления раскоса к шпангоуту № 23 фюзеляжа.

Трубы в местах крепления к стабилизатору обжаты и в них сделаны пропилы, в которые вварены согнутые из листовой стали 30ХГСА толщиной 1 мм вкладыши.

Руль высоты

Руль высоты состоит из двух половин, симметрично расположенных относительно продольной оси самолета и соединенных между собой с помощью фланцев четырьмя болтами.

Руль высоты вписывается в общий профиль горизонтального оперения и подвешен в пяти точках к заднему лонжерону стабилизатора. Передняя кромка руля параллельна лонжерону стабилизатора и на концах закругляется. На левой половине руля, по задней кромке, установлен триммер.

Руль высоты имеет 24-процентную аэродинамическую компенсацию, облегчающую управление рулем, и 105-процентную весовую балансировку, предохраняющую руль от вибраций на всем диапазоне скоростей.

Каждая половина руля состоит из дуралюминового каркаса, узлов подвески и балансировочных узлов.

Каркас руля высоты (рис. 43) состоит из лонжерона, нервюр, обода и обшивки.

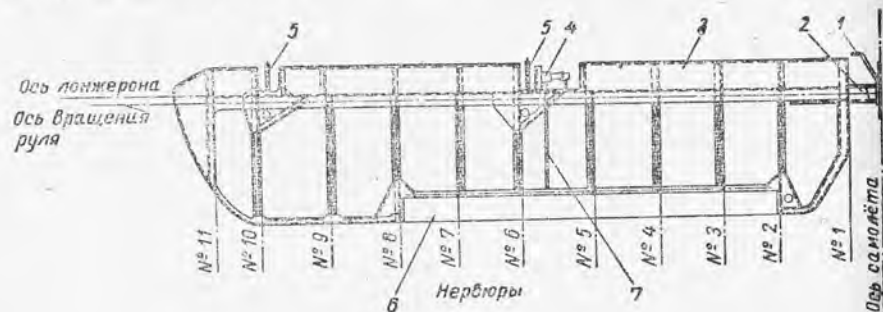


Рис. 43. Схема каркаса руля высоты:

1 — центральный кронштейн стабилизатора; 2 — дуралюминовая труба; 3 — обшивка; 4 — электромеханизм управления триммером УТ-6 (УТ-3); 5 — кронштейны подвески руля высоты к стабилизатору; 6 — триммер; 7 — тяга управления триммером.

Лонжероны — швеллерного сечения постоянной высоты, изготовлены из дуралюмина Д16АТ толщиной 1,2 мм. В стенке лонжерона сделаны отверстия облегчения с отбортовками для придания жесткости. Под кронштейны подвески руля у нервюр № 6 и 10 в лонжероне сделаны фигурные вырезы. Места вырезов усилены накладками швеллерного сечения и литыми кронштейнами из материала АЛ9, приклепанными к лонжерону.

Ось вращения руля высоты проходит сзади лонжерона, поэтому в местах вырезов, с задней стороны лонжерона, на шести болтах крепятся кронштейны подвески руля высоты, изготовленные из дуралюмина Д16, между ребрами которых вставляются качалки подвески руля.

В консольной части, за крайним узлом подвески, стенка лонжерона изготовлена из листового дуралюмина толщиной 0,8 мм, переменная по высоте соответственно толщине профиля законцовки.

У стыка обеих половин руля к лонжерону приклепана труба из дуралюмина Д16АТ, усиленная профилем. На трубе приклепаны фланцы, которые служат для соединения обеих половин руля. Между фланцами установлена качалка управления рулем. Во фланцах лонжеронов и качалке имеются отверстия, через которые проходят четыре болта для соединения обеих половин между собой.

К лонжерону руля приклепаны двенадцать нервюр, каждая из которых, кроме первой, состоит из носка и хвостовой части. Нервюра № 1 отштампована из целого листа Д16АТ толщиной 0,8 мм, имеет изогнутую форму, замыкая торец руля, и у нервюры № 2 переходит в обод, соединяясь с ним с помощью текстолитовой болышки.

Носки нервюр в месте установки кронштейнов управления сдвоены, создавая щель для прохода кронштейнов.

У нервюр в зоне триммера срезаны концы на длину хорды триммера и к ним приклепывается профиль швеллерного сечения для подвески триммера.

Лобовая обшивка на участке от нервюры № 1 до нервюры № 6 выполнена из дуралюмина толщиной 0,8 мм и от нервюры № 6 до нервюры № 10 — из дуралюмина толщиной 0,6 мм. Лобовая обшивка у кронштейнов подвески с двух сторон усилена кницями, соединяющими обшивку с бортом нервюры и с лонжероном.

Обод руля высоты изготовлен из материала Д16АТ толщиной 0,8 мм и по своей конструкции аналогичен ободу элерона и закрывков.

Узлы

Руль высоты подвешен к заднему лонжерону на пяти узлах. По оси самолета установлена центральная опора руля (рис. 44, б); остальные четыре узла (рис. 44, а) установлены на нервюрах № 6 и 10 правой и левой половин стабилизатора.

Центральная опора руля состоит из двух фрезерованных из дуралюмина кронштейнов, соединенных распоркой. В кронштейн вставляется одноплечий рычаг управления рулем высоты, изготовленный из дуралюмина. В рычаге имеются два отверстия под шариковые подшипники и четыре отверстия для прохода болтов крепления обеих половин руля между собой. Одно отверстие с двухрядным шариковым подшипником служит для установки болта (ось вращения руля), во втором отверстии с шариковым подшипником устанавливается болт тяги управления рулем высоты.

Кронштейны на нервюрах № 6 и 10 стабилизатора треугольной формы, штампованные из сплава АК6. Два конца кронштейна приклепаны к лонжерону стабилизатора, в третий конец запрессован шариковый подшипник. Кронштейн своим удлиненным концом входит между ребрами кронштейнов, установленных на лонжероне

руля, и соединяется с ними болтами. Для подхода к узлам снизу руля высоты имеются отверстия, заклеенные полотняной шайбой.

Грузы весовой балансировки устанавливаются в обеих половинах руля. Груз постоянного веса установлен между нервюрами № 8 и 9 и представляет собой поковку из стали 25, обработанную по контуру носка руля. К грузу приварены ребра, которые прикрепляются к носкам руля.

Регулировочный груз представляет собой болт из стали 25 диаметром 24 мм, который установлен между нервюрами № 1 и 2 в носовом отсеке в сваренном кронштейне, состоящем из двух пластин, между которыми вварена гайка с трубами. Кронштейны крепятся к носкам руля болтами.

Балансировка осуществляется уменьшением длины регулировочного болта.

Триммер руля высоты установлен на левой половине руля между нервюрами № 2 и 8. Триммер состоит из лонжерона швеллерного сечения, нервюр и обшивки. Крепится триммер на руле аналогично креплению триммера на элероне. На отдельных самолетах, в рембазах ГВФ, на триммере устанавливается триммерная пластина.

Управление триммером электродистанционное и осуществляется от электромеханизма УТ-6. Электромеханизм установлен на лонжероне руля, в отсеке между нервюрами № 5 и 6, от которого идет тяга управления к кронштейну, вклепанному в лонжерон триммера. Механизм крепится болтом к усиленному носку руля, в который вклепан фрезерованный вкладыш. Второй опорой механизма является литой кронштейн с прикрепленным хомутом, охватывающим корпус механизма.

Люк электромеханизма закрыт крышкой, которая крепится к носку и лонжерону болтами.

Руль высоты обтянут полотном АМ-93, которое крепится к каркасу руля аналогично закрылку и элерону.

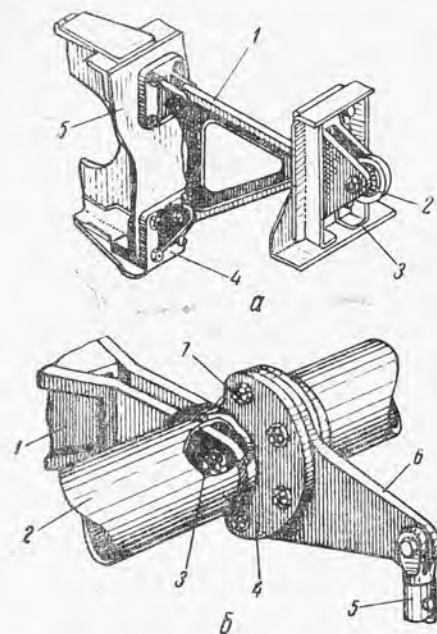


Рис. 44. Узлы подвески руля высоты:

а — боковой узел подвески руля высоты: 1 — кронштейн подвески руля; 2 — кронштейн на руле; 3 — лонжерон руля; 4 — кронштейн на стабилизаторе; 5 — лонжерон стабилизатора; б — узел центральной опоры руля высоты: 1 — кронштейн; 2 — труба руля; 3 — осевой болт; 4 — фланец руля с четырьмя отверстиями; 5 — тяга управления рулем высоты; 6 — одноплечая качалка руля; 7 — четыре болта соединения обеих половин руля.

Киль

Киль является органом путевой устойчивости, имеет треугольную форму с закругленным верхним концом и состоит из дуралюминового каркаса и узлов.

Каркас кия (рис. 45) состоит из двух лонжеронов, семи нервюр, двух раскосов и металлической обшивки. Все детали кия каленые и анодированные.

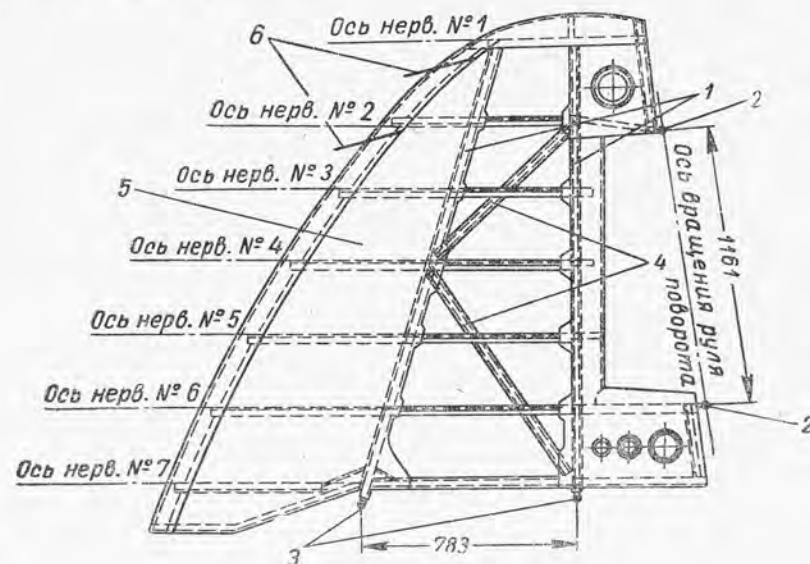


Рис. 45. Киль:

1 — лонжероны; 2 — узлы подвески руля направления; 3 — узлы крепления кия к стабилизатору; 4 — раскосы; 5 — обшивка; 6 — места крепления антенн РСБ-5 и АРК-5.

Передний лонжерон имеет наклон в сторону заднего лонжерона. Задний лонжерон установлен вертикально по отношению к продольной оси самолета.

Лонжероны — швеллерного сечения с загнутыми бортами, которые в местах установки нервюр разбортованы. Лонжероны — переменного сечения, сужающиеся кверху. В стенке лонжерона сделаны отверстия, отбортованные для жесткости.

В нижней торцевой части лонжерона к стенке и его бортам крепятся заклепками диаметром 5 мм узлы стыковки лонжерона со стабилизатором.

В киле имеется семь нервюр. Нервюра № 1 цельная, штампованная из дуралюмина Д16АТ. Нервюры № 2, 6 и 7 состоят из носка, средней части и хвостовой части. Остальные нервюры состоят из носка и средней части.

Носки нервюр, изготовленные из листового дуралюмина толщиной 0,8 мм, конструктивных отличий не имеют и отличаются друг

от друга только размерами. Носки имеют отверстия облегчения с отбортовкой для жесткости и вертикальные борта для крепления к переднему лонжерону заклепками диаметром 3 мм.

Средние части нервюр также аналогичны по своей конструкции, изготовлены из дуралюмина толщиной 0,6 мм, имеют отбортованные отверстия облегчения и поперечные рифты для жесткости. К бортам средней части прикреплены профили 2НФ для крепления полотна. Вертикальными бортами средние части нервюр соответственно с носками и хвостовиками приклепываются к лонжеронам.

Нервюра № 7 киля является торцевой, усиленной нервюрой. Носок изготовлен из дуралюмина толщиной 0,8 мм, имеет изогнутую форму и отбортованные отверстия облегчения, между которыми расположены поперечные рифты для жесткости. Средняя часть нервюры изготовлена из материала Д16АТ толщиной 1,2 мм с отверстиями облегчения и поперечными рифтами для жесткости.

К бортам носка и средней части нервюры № 7 прикреплены анкерные гайки для крепления заливов оперения.

Отсек киля между лонжеронами усилен двумя раскосами, штампованными из листового дуралюмина толщиной 0,8 мм с отверстиями облегчения и поперечными рифтами. Раскосы пересекают средние части нервюр № 3, 5 и 6 через специальные отверстия и крепятся к переднему лонжерону у нервюры № 4 и к заднему лонжерону у нервюр № 2 и 7. Раскосы связаны с нервюрами в месте их взаимного пересечения уголками-гнутиками из дуралюмина толщиной 0,8 мм, которые прикреплены к каркасу и нервюре.

Лобовая кромка киля закрыта дуралюминовой обшивкой толщиной 0,8 мм. От лобовой кромки до переднего лонжерона к носкам нервюр и к лонжерону приклепана обшивка толщиной 0,6 мм с рифтами жесткости. Дуралюминовой обшивкой толщиной 0,8 мм закрыт участок между нервюрой № 1 и хвостовой частью нервюры № 2, с одним отбортованным отверстием, и в нижней части между нервюрами № 6 и 7 установлен участок обшивки толщиной 1,2 мм, с тремя отбортованными отверстиями облегчения.

Для уменьшения щели между задним лонжероном киля и осевым компенсатором руля направления на участке между нервюрами № 2 и 6 прикреплен лист обшивки толщиной 0,6 мм с небольшими бортами, подкрепленный в местах подхода к лонжерону нервюр кронштейнами из дуралюмина, имеющими форму профиля руля направления.

В верхней части киля от нервюры № 1 до кромки устанавливается законцовка киля, состоящая из обшивки толщиной 0,8 мм, которая усилена продольными профилями жесткости и поперечными рифтами.

Узлы крепления киля к стабилизатору (см. рис. 41, б) изготовлены из стали 30ХГСА толщиной 5 мм с последующей фрезеровкой плоскостей прилегания к лонжерону и стыковых ушков. Узлы термически обработаны до $\sigma_{вр} = 100 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$ и крепятся к переднему и заднему лонжеронам киля заклепками диаметром 4—5 мм.

Узлы подвески руля направления — штампованные из сплава АК6 и представляют собой ушки с двумя перьями, которые приклепываются к хвостикам нервюр № 2 и 6 заклепками диаметром 5 мм. Узлы термически обработаны и анодированы. Хвостик нервюры № 6 в месте приклепки узла усилен двумя дуралюминовыми профилями толщиной 1 мм.

К переднему лонжерону у нервюр № 1 и 2 крепятся антенны связной радиостанции РСБ-5 и радиоконуса АРК-5.

Для крепления антенны к лонжерону киля прикреплен кронштейн из дуралюмина толщиной 1 мм, к которому крепится пружина с проволочным сердечником, соединенным с тросом, заплетенным на коуш.

Полотняная обшивка киля крепится к каркасу киля аналогично ранее описанным агрегатам.

Руль направления

Руль направления крепится к килю и фюзеляжу на трех узлах. Двумя узлами руль направления крепится к килю и третьим — к шпангоуту № 26 фюзеляжа.

Руль состоит из каркаса, узлов, полотняной обшивки и триммера.

Каркас руля направления (рис. 46) состоит из лонжерона, двенадцати нервюр, лобовой обшивки и профиля триммера. Все дуралюминовые детали каркаса каленые и анодированные.

Лонжерон руля направления — швеллерного сечения имеет отверстия для облегчения, отбортованные для жесткости. Лонжерон имеет переменное по высоте сечение, плавно сужающееся кверху. Лонжерон изготовлен из листового дуралюмина Д16Т толщиной 1,5 мм.

От нервюры № 11 и до нижней кромки руля лонжерон переходит в стенку, изготовленную из дуралюмина толщиной 0,8 мм.

В местах установки кронштейнов подвески руля поставлены коробочки швеллерного сечения из дуралюмина толщиной 1,5 мм.

Лонжерон имеет наклон по отношению к вертикальной оси самолета.

Нервюры руля, за исключением № 1 и 12, разрезные, имеют переменные размеры по хорде и высоте дужки и состоят из носка и хвостика, изготовленных из дуралюмина толщиной 0,6 мм. Нервюры имеют отверстия для облегчения.

Носки нервюр на участке от нервюры № 6 до нервюры № 10 перпендикулярны лонжерону и имеют у лонжерона излом по отношению к нервюре. Носки у кронштейнов подвески руля сдвоенные, образуя щель для прохода качалок, и связаны с лонжероном книпцами из дуралюмина толщиной 0,8 мм, прикрепленными с двух сторон. Хвостики нервюр замыкаются ободом.

Обод изготовлен из листового дуралюмина толщиной 0,6 мм,

согнут по форме профиля и имеет борта, отогнутые на участках подхода нервюр.

В нижней части руля к ободу приклепан расширенный участок в виде доньшка, соединенного с нервюрой № 12 и с участком стенки, замыкающей лонжерон.

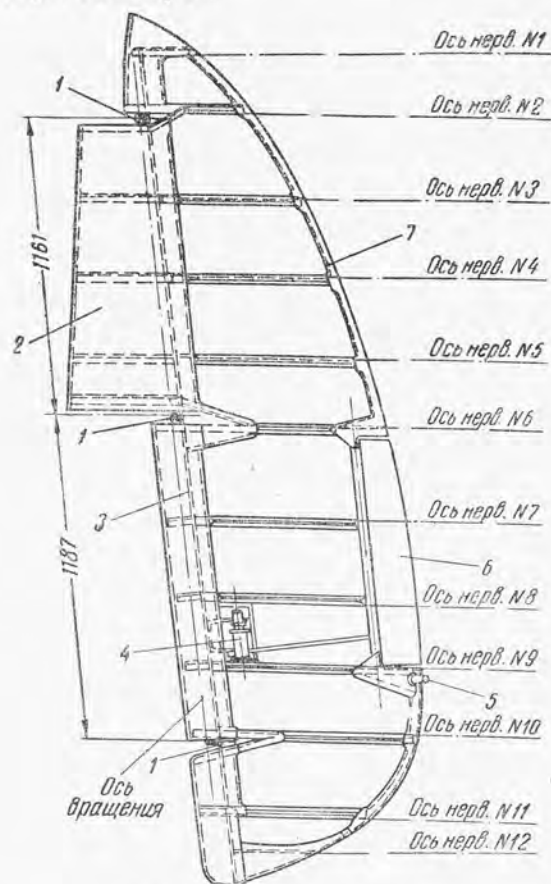


Рис. 46. Руль направления:

1 — узлы подвески руля к килю; 2 — аэродинамический компенсатор; 3 — лонжерон; 4 — электромеханизм УТ-6 (УТ-3); 5 — хвостовой АНО; 6 — триммер; 7 — обод.

Верхняя часть руля закрыта законцовкой, сваренной из сплава АМцАП толщиной 0,6 мм, приклепанной к лонжерону, ободу, нервюре № 1 и носку нервюры № 2.

На участке от нервюры № 6 до нервюры № 9 хвостовики нервюр укорочены на длину триммера и с помощью уголков-гнутиков к нервюрам приклепан профиль швеллерного сечения с петлей для подвески триммера. Нервюры № 6 и 9 в месте установки триммера

связаны с ободом кницями, причем нижние кницы имеют выколотку, в которую вставлена труба под аэронавигационный огонь.

В кницах поставлены сквозные поршни под штормовые стопора руля поворота и руля высоты.

Лобовая обшивка руля направления толщиной 0,6 мм состоит из трех участков. Все участки приклепаны к носкам нервюр и к лонжерону и имеют за лонжероном небольшой борт.

На участке от нервюры № 2 до нервюры № 6 руль направления имеет осевой аэродинамический компенсатор; осевая компенсация 19%-я.

На участке от нервюры № 6 до нервюры № 10 в обшивке сделаны два отверстия под электропроводку, которые усилены приклепанными окантовками.

Узлы подвески руля направления (рис. 47, а) установлены на лонжероне киля у нервюр № 2 и 6 и крепят руль к килю. Узлы состоят из двух элементов: кронштейна, фрезерованного из дуралюмина Д16, с двумя ушками и серьги. Кронштейн крепится к лонжерону четырьмя болтами.

Серьга входит в ушко кронштейна своим концом, в которое запрессован шарикоподшипник. Второй конец серьги представляет собой вилку, в которую входит кронштейн, приклепанный к хвостовой части нервюры руля.

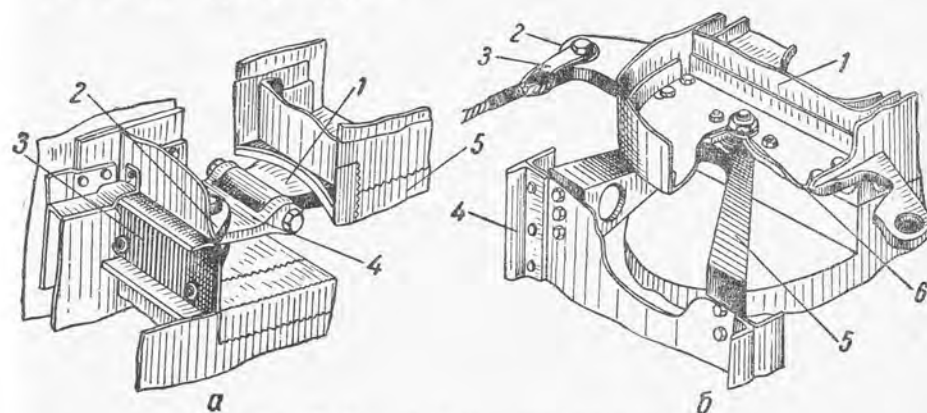


Рис. 47. Узлы подвески руля направления:

а — узел подвески руля к килю: 1 — кронштейн руля; 2 — кронштейн киля; 3 — накладка; 4 — серьга; 5 — руль направления; б — нижний узел крепления руля к шпангоуту № 26; 1 — руль направления; 2 — рычаг; 3 — серьга; 4 — шпангоут № 26; 5 — кронштейн; 6 — стыковой болт.

Нижний кронштейн крепления руля к шпангоуту № 26 фюзеляжа (рис. 47, б) служит одновременно двуплечим рычагом, к которому крепятся тросы управления рулем направления. Кронштейн — штампованный из сплава АК6, симметричный относительно горизонтальной оси. Форма штамповки кронштейна обеспечивает посадку его на лонжерон руля у нервюры № 10. Кронштейн в центре

имеет прилив с квадратным отверстием, в которое вставляется стыковой болт, служащий осью вращения руля.

В ушки кронштейна запрессованы шариковые подшипники, к которым подходят тросы управления. Кронштейн крепится к лонжерону болтами и заклепками.

В разъемном кронштейне на шпангоуте № 26 фюзеляжа запрессован радиально-упорный шарикоподшипник, обеспечивающий свободное вращение руля.

Весовой балансир руля установлен в осевом компенсаторе между нервюрами № 4 и 6 и представляет собой груз с двумя приваренными пластинами для крепления его к нервюрам. В торцевой части груза просверлено отверстие, в котором нарезана резьба. В это отверстие ввертывается болт, уменьшением длины которого достигается балансировка руля. Весовая балансировка руля направления 100%-я.

Триммер руля направления состоит из лонжерона, пяти нервюр и обшивки. По своей конструкции триммер руля направления аналогичен триммерам элерона и руля высоты, за исключением контура задней кромки триммера.

Управление триммером электродистанционное и осуществляется электромеханизмом УТ-6. Электромеханизм управления триммером устанавливается между нервюрами № 8 и 9 сзади лонжерона. От электромеханизма идет тяга к кронштейну, вклепанному в лонжерон триммера.

Место установки электромеханизма окантовано профилями и закрыто крышкой люка, подвешенной на петле. Крышка люка закрывается двумя замками «Дзус».

Обшивка руля направления выполнена из полотна марки АМ-93, приклеена к металлической обшивке и крепится лентами к профилям нервюр аналогично ранее описанным агрегатам.

В нижней части руля в металлическом донышке просверлено три дренажных отверстия, оклеенные целлулоидными шайбами.

Для стопорения рулей и элеронов к самолету придается кабинный стопор. Стопор окрашен в красный цвет. В дополнение к кабинному стопору на руль высоты и руль направления устанавливаются штормовой стопор в виде тросов-расчалок с тандерами для натяжения тросов.

Общие сведения

К взлетно-посадочным устройствам относятся: шасси, установка хвостового колеса, воздушная система управления тормозами колес и лыж, закрылки и предкрылки.

Шасси в полете неубирающиеся, с гидropневматическими амортизаторами перевернутого типа.

Хвостовое колесо самоориентирующееся.

Воздушная система самолета служит для торможения колес и лыж, подзарядки амортизационных стоек и колес шасси в полевых условиях, управления сельскохозяйственной аппаратурой, а также для управления рулями поплавков на самолетах водного варианта.

§ 6. ШАССИ

Шасси (рис. 48) воспринимает нагрузки, действующие на самолет при его взлете, посадке, передвижении по земле и на стоянке.

Шасси пирамидального типа состоит из двух отдельных половин. Каждая половина шасси собрана из двух (переднего и заднего) подкосов, амортизационной стойки, полуоси, на которую посажено колесо полубаллонного типа с двусторонним пневматическим камерным тормозом, зимой — лыжа. Амортизационные стойки закрыты двухстворчатым обтекателем, собранным на шомполе и на четырех пружинных замках. Для определения степени осадки самолета на последних сериях обтекатели амортизационных стоек имеют откидные крышки.

Особенность конструкции шасси состоит в том, что при обжатии амортизаторов все стержни меняют свое положение в пространстве, при этом передние подкосы вращаются вокруг своих осей, цилиндры амортизаторов проворачиваются на штоках, и колеса изменяют наклон как к вертикали, так и к продольной оси самолета.

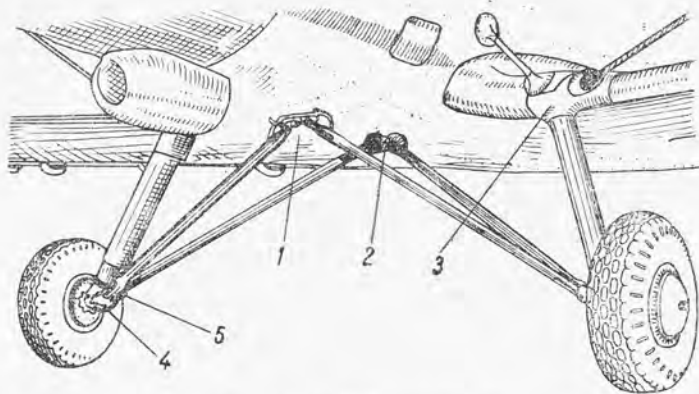


Рис. 48. Шасси самолета:

1 — узел крепления передних подкосов; 2 — узел крепления задних подкосов; 3 — обтекатель узла крепления амортизатора; 4 — узел крепления полуоси к переднему подкосу; 5 — узел крепления заднего подкоса к переднему подкосу.

Шарнирные узлы шасси

Передние и задние подкосы верхними узлами крепятся к башмакам, установленным по оси самолета снизу фюзеляжа на шпангоутах № 4 и 6. Передний подкос соединен с башмаком посредством шарового шарнира (узел А), задний — посредством кардана (узел Б). Амортизационные стойки верхними узлами стыкуются с узлами ферм центроплана (узел В). Передний подкос в нижней своей части соединен с задним подкосом шарниром (узел Г) и с полуосью — гребенкой (узел Д).

Конструкция узлов шасси показана на рис. 49.

Узел Д, выполненный в виде гребенки, воспринимает все нагрузки, возникающие при переднем и боковом ударе в колесо.

Болты крепления передних и задних подкосов к башмакам фюзеляжа и амортизационных стоек — к пирамиде центроплана, а также болт крепления заднего подкоса к переднему подкосу имеют клапанные штауферы для набивки смазки в соединения.

Подкосы

Передние подкосы изготовлены из двух штампованных половин из хроманселевой стали толщиной 2,5 мм, сваренных между собой по передней и задней кромке. Подкосы имеют переменный профиль с увеличением сечения по направлению к гребенке. В конце подкоса врезаны и вварены штампованные узлы.

Верхний узел крепления передних подкосов заканчивается ушком, в которое запрессована стандартная шаровая опора. Опора состоит из обоймы с шаровым гнездом, в которую вложен цементи-

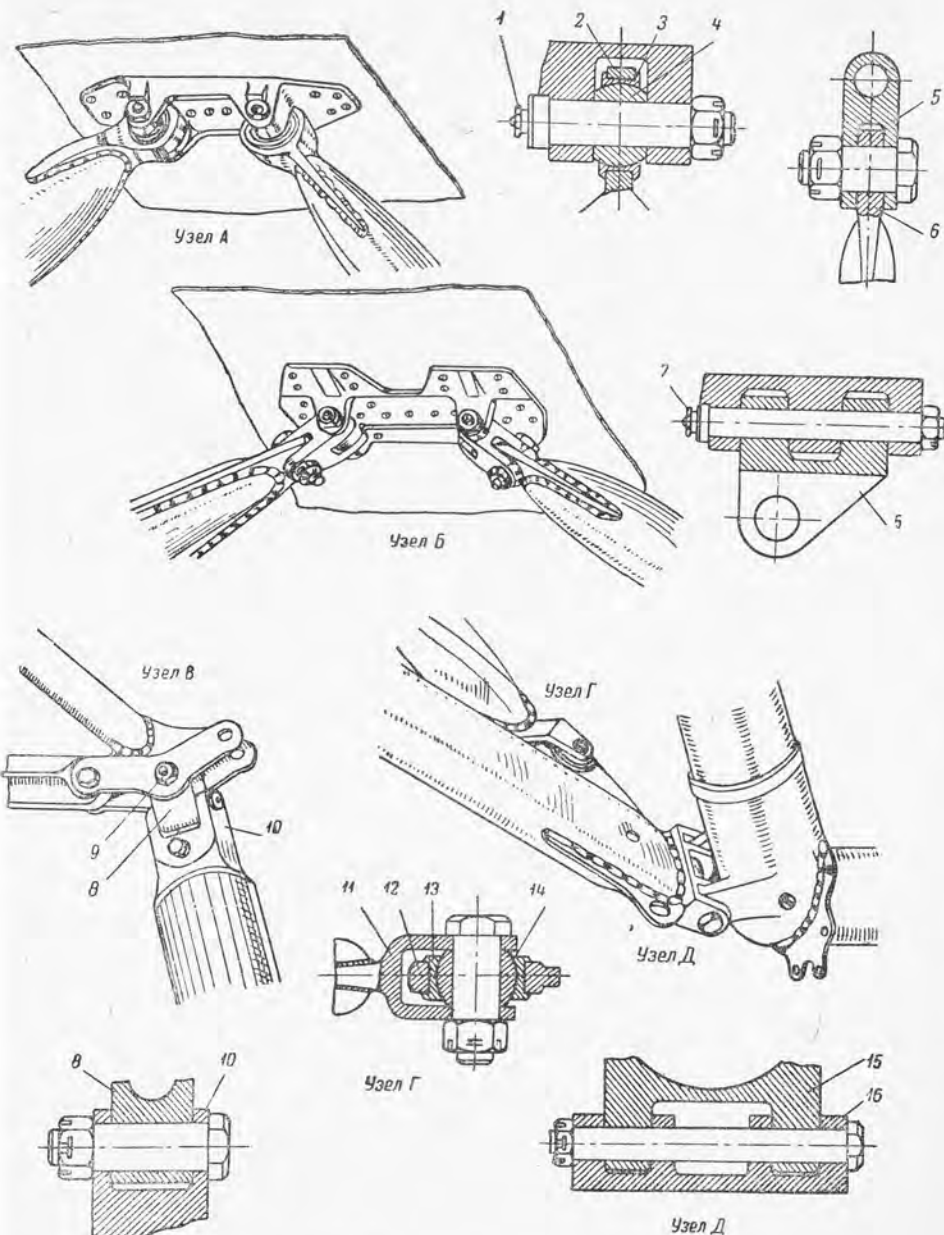


Рис. 49. Шарнирные узлы шасси:

А — узел крепления передних подкосов: 1 — клапанный штауфер; 2 — верхнее ушко подкоса; 3 — обойма; 4 — шаровой вкладыш;
Б — узел крепления задних подкосов: 5 — кардан; 6 — ушко подкоса; 7 — клапанный штауфер;
В — узел крепления амортизатора: 8 — кардан; 9 — клапанный штауфер; 10 — вилка амортизатора;
Г — узел крепления заднего подкоса к переднему подкосу: 11 — вилка заднего подкоса; 12 — ушко переднего подкоса; 13 — обойма; 14 — шаровой вкладыш;
Д — узел крепления полуоси к переднему подкосу; 15 — ушки полуоси; 16 — гребенка подкоса.

рованный шаровой вкладыш. Выступающая из ушка подкоса кромка обоймы после запрессовки развальцована.

Нижний узел заканчивается гребенкой с двумя ушками. В заднем ушке имеется шаровой шарнир крепления заднего подкоса шасси с шаровой опорой. Конструкции опор нижнего и верхнего узлов аналогичны. Переднее ушко служит для буксирования самолета.

По концам подкоса имеются отверстия для шланга, подводящего сжатый воздух к тормозам колес и лыж или к рулям поплавков.

Задний подкос изготовлен из такого же материала, как и передний, имеет постоянное сечение каплевидной формы по длине и сварен по задней кромке. Подкос заканчивается сверху ушком, входящим в вилчатый конец кардана, а внизу — вилкой, охватывающей нижний шаровой шарнир ушка переднего подкоса.

Подкосы после сварки закаляются и грунтуются грунтом АЛГ-5.

Полуось

Полуось — пустотелая, изготовлена из целой стальной поковки и имеет форму колена, изогнутого под тупым углом. Полуось коротким концом, на котором имеется усиливающий буртик, напрессована на глухой посадке на цилиндр амортизатора до упора в наружный его буртик. От проворачивания полуось фиксируется конусным болтом, проходящим через отверстия полуоси и ушки цилиндра.

Для стыковки с гребенкой переднего подкоса полуось имеет ушки. Под ушками в полуоси имеется отверстие для прохода шланга, подводящего через внутреннюю полость полуоси сжатый воздух к наружному тормозу колеса. На удлиненной (горизонтальной) части полуоси имеются: шлицы для посадки двух тормозных фланцев, два пояса под внутренние обоймы конических роликовых подшипников, наружная резьба под гайку крепления колеса и внутренняя резьба для крепления обтекателя втулки колеса, на торцевой поверхности — вырезы для выхода тормозного шланга.

На самолетах с 64-й серии устанавливаются усиленные полуоси Ш4101-93 взамен полуосей Ш4101-90 (Рис. 50).

Полуоси усилены за счет увеличения диаметра в переходной части полуоси к горловине на 6 мм и длины — на 5 мм.

Полуоси имеют галтельный переход большего радиуса горизонтальной части полуоси к горловине и увеличенную опорную поверхность тормозного фланца.

В связи с изменением размеров полуоси завод в каждый комплект лыж прикладывает упорное кольцо Ш4300-7, а также два кольца Ш4300-5, которые следует устанавливать при монтаже лыж на самолеты до 19-й машины 63-й серии.

На болт, соединяющий гребенку переднего подкоса с ушками полуоси, установлена серьга с шаровым гнездом под специальный домкрат для снятия колес шасси, который прикладывается в одиночный комплект самолета.

В процессе эксплуатации на самолетах Ан-2 наблюдались частые случаи разрушения болтов соединения полуосей шасси с передним подкосом.

В большинстве случаев болты разрушаются по радиальным отверстиям для выхода смазки на внешнюю поверхность.

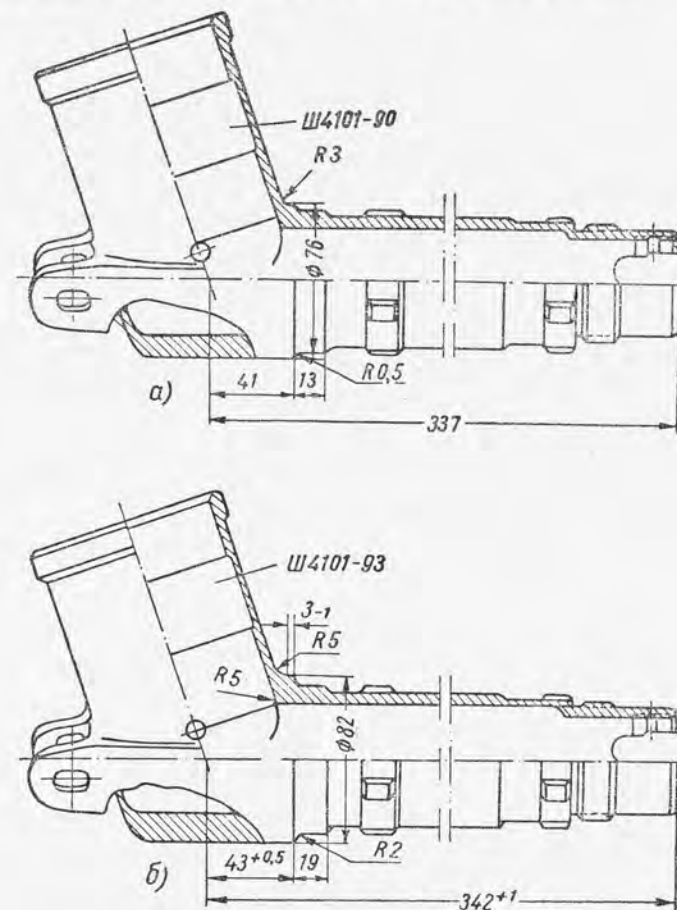


Рис. 50. Полуось:

а — полуось на самолетах по 63-ю серию включительно; б — полуось на самолетах с 64-й серии (усиленная).

Дефект легко обнаруживается путем визуального осмотра соединения подкосов с полуосью шасси по смещению частей разрушившегося болта вперед или назад, по ослаблению затяжки гайки или потере части болта.

Причиной разрушения болтов являются недостаточная их прочность и однородность материала трущихся пар.

В связи с этими недостатками заводом-изготовителем на самолетах с 101-й серии для улучшения условий работы и смазки в ушки полуоси шасси запрессованы бронзовые втулки и с 115-й серии болты крепления подкоса заменены на усиленные Ш4100-69, имеющие меньшую глубину и диаметр осевого смазочного отверстия.

Доработка самолетов ранних серий производится при ремонте самолетов Ан-2 по бюллетеню № 30901103 (82-Р).

Эти мероприятия уменьшили случаи разрушения болтов соединения переднего подкоса с полуосью шасси. Имелись отдельные случаи разрушения болтов Ш4100-69, связанные с грубыми посадками самолетов, неграмотной эксплуатацией самолетов Ан-2 на лыжах, а также нарушением технологии изготовления болтов Ш4100-69 в ремонтных заводах ГВФ и установкой этих болтов на самолеты Ан-2, проходившие ремонт.

При техническом обслуживании необходимо тщательно производить осмотр болтов Ш4100-69, нет ли ослабления в затяжке их гаек или потери части болта из-за его разрушения, и своевременно и качественно производить набивку смазки в сочленения передних подкосов и полуосей шасси.

На транспортных самолетах через 900 часов налета и учебных через 600 часов производить периодический контроль болтов на магнитном дефектоскопе или методом красок на предмет выявления усталостных трещин болтов у отверстий выхода смазки. Дефектные болты подлежат замене.

В процессе эксплуатации также имелись случаи поломок полуоси в галтельном переходе. Этот дефект появляется, в основном, в зимний период эксплуатации самолетов, вследствие резких и крутых разворотов при рулении на аэродромах с неукатанным снежным покровом, а также от страгивания самолета с места с примерзшими («неотбитыми») лыжами.

Летный и инженерно-технический состав должен строго выполнять руководства по летной и зимней эксплуатации самолета Ан-2.

Амортизатор

Амортизатор шасси (рис. 51) состоит из цилиндра, перемещающегося в нем штока, головки штока с заливной трубкой, манжетного уплотнения, гайки диффузора с клапаном, резинового уплотнения, зарядного клапана для зарядки амортизационной стойки воздухом и двух бронзовых направляющих штока в цилиндре.

Цилиндр изготовлен из хромансильевой стальной болванки путем высверливания и расточки. В нижней части цилиндр имеет два ушка для крепления цилиндра амортизационной стойки к полуоси при помощи конического болта.

Внутри цилиндра, в его верхней части, имеется резьба под бронзовую гайку (верхнюю буксу), два отверстия под контрящие винты бронзовой гайки и одно отверстие для контроля за герметичностью манжетного уплотнения штока амортизатора.

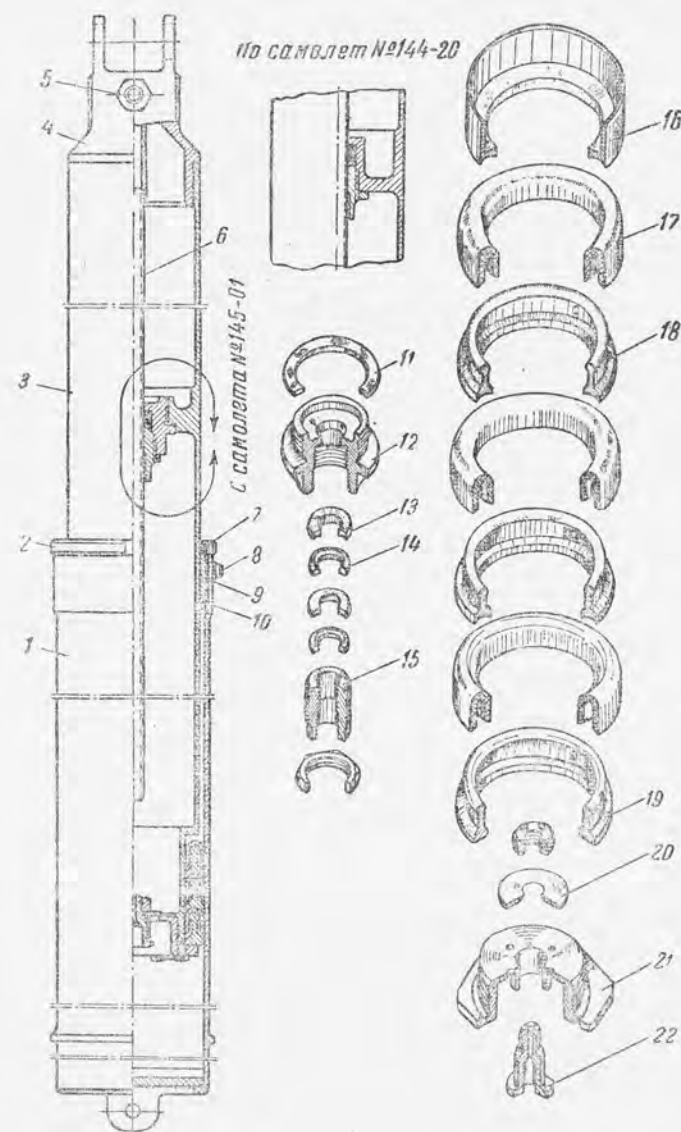


Рис. 51. Амортизатор шасси:

1 — цилиндр; 2 — верхняя буска; 3 — шток; 4 — доннышко штока; 5 — зарядный клапан; 6 — заливная трубка; 7 — фетровое кольцо; 8 — винт; 9 — канавка для графитовой смазки; 10, 11 — фибровая прокладка; 12 — гайка; 13 — резиновая прокладка; 14 — фасонная шайба; 15 — направляющая втулка; 16 — нижняя буска; 17 — кожаная манжета; 18, 19 — фасонное кольцо; 20 — шайба клапана; 21 — гайка клапана; 22 — полый болт клапана (диффузор).

Внутренняя рабочая поверхность цилиндра обрабатывается хонингованием, наружная — шлифуется и покрывается слоем кадмия, кроме нижнего участка, на который напрессовывается полусфера.

Цилиндр после изготовления испытывается на герметичность давлением смеси, равным 250 кг/см^2 .

В нижней части на цилиндре припаяна этикетка с техническими данными амортизатора.

Цилиндр изготовлен из стали 30ХГСА и закален.

Шток амортизатора пустотелый и изготовлен из хромансильевой стальной болванки путем высверливания и расточки. В верхней части шток имеет внутреннюю резьбу для соединения с головкой штока (донышком). В нижней части шток заканчивается переходным сечением под уплотнительный пакет с внутренней резьбой под гайку-клапан и вырезами на конце для контровки винтами гайки-клапана.

На наружной поверхности штока имеется ограничительный буртик для ограничения хода штока в цилиндре. Ограничительный буртик упирается в бронзовую гайку и тем самым предохраняет разъединение штока с цилиндром во время полета при освобождении амортизатора от нагрузки.

Внутри штока, в средней его части, расположена перегородка с отверстием, через которое проходит зарядная трубка головки штока. Перегородка делит внутреннюю полость штока на две камеры: верхнюю — нерабочую и нижнюю — рабочую, где находится сжатый воздух.

Наружная поверхность верхней части штока (выше ограничительного буртика), которая ходит в бронзовой гайке, хромируется и полируется.

На зеркале штока электрическим карандашом нанесены риски с цифрами 42, 90, 117, 135, 148, 160 и 170, показывающие осадку амортизатора в миллиметрах при стоянке самолета, и верхнюю цифру 245, показывающую полный ход штока в цилиндре в мм.

Риска с цифрой 42 является контрольной, предназначенной для проверки количества масла АМГ-10, необходимого для зарядки амортизатора.

Требуемое количество масла АМГ-10 для заливки в амортизатор шасси равно 1680 см^3 . Начальное давление азота (воздуха) 30^{-1} кг/см^2 .

Шток изготовлен из стали 30ХГСА и закален.

Головка штока изготовлена из хромансильевой стальной поковки путем высверливания и фрезерования. Головка имеет: два ушка для крепления амортизатора к узлу фермы центроплана, наружную резьбу для свинчивания головки с верхней части штока, отверстие с резьбой под зарядный клапан, трубку, к которой приваривается зарядная трубка, и контрольное отверстие для проверки герметичности резинового уплотнения зарядной трубки в перегородке штока.

Резьбы головки и штока облуживаются оловом и свинчивание их производится в нагретом состоянии для получения плотного спая по резьбе.

На нижнем конце штока набран пакет, состоящий из нижней бронзовой направляющей втулки (буксы), трех кожаных манжет и трех фасонных дуралюминовых колец. Манжеты изготовлены из кожи хром-чепрак и для уменьшения трения пропитываются в смеси парафина и графита при температуре 70°C . Нижняя бронзовая направляющая и пакет затянут гайкой диффузора.

На самолетах с 124-й серии с целью унификации спиртоглицериновая смесь в амортизаторах шасси и хвостового колеса заменена маслом АМГ-10.

Соответственно уплотнительный пакет штока с кожаными манжетами заменен пакетом с резиновыми кольцами.

Пакет (рис. 52) состоит из дуралюминового распорного кольца 4, нижней бронзовой буксы 6, трех внешних резиновых колец 8, трех кожаных колец 9 и трех внутренних резиновых колец 7.

Гайка диффузора состоит из стального корпуса с резьбой и диффузора с дуралюминовым клапаном. В корпусе гайки имеется: центральное отверстие под полый болт диффузора, четыре торцовых отверстия диаметром 5,5 мм для перетекания жидкости из цилиндра в рабочую полость штока и два отверстия в головке гайки под стопорные винты.

Для заворачивания гайки диффузора в шток корпус гайки имеет грани под ключ. Полый болт с осевым отверстием диаметром 2,8 мм вставлен в центральное отверстие гайки диффузора и может перемещаться в нем вверх и вниз. Перемещение болта в отверстии гайки ограничивается вверх его головкой, а вниз — шайбой-клапаном из алюминиевого сплава, которая закреплена гайкой на конусном участке болта.

При движении болта вверх шайба открывает четыре отверстия в корпусе гайки диффузора, при движении вниз — перекрывает их.

Гайка диффузора контрится двумя винтами, ввернутыми в тело головки гайки. Цилиндрические гладкие концы винтов входят в шлицы, прорезанные в торце штока амортизатора. Винты контрятся проволокой.

Для герметизации места прохода заливной трубки в перегородку штока вмонтирован пакет из резиновых прокладок и дуралюминовых фасонных колец.

Для упрощения замены резиновых прокладок, уплотняющих заливную трубку в штоке, пакет из прокладок и фасонных колец выполнен съемным.

Движение штока внутри цилиндра направляется двумя бронзовыми направляющими (буксами), гайкой и втулкой. В теле гайки проточены две кольцевые канавки, из которых нижняя служит для набивки графитовой смазки СТ, а верхняя — для фетровой прокладки, снимающей со штока пыль и грязь при осадках амортизатора. Под гайку положена кольцевая фибровая прокладка, в кото-

рую при обратном ходе амортизатора шток упирается своим буртиком; гайка контрится двумя винтами.

Зарядный клапан (рис. 53) служит для зарядки амортизатора воздухом. Клапан состоит из корпуса, штока с резиновым уплотнительным конусом, пружины, двух гаек и крышки клапана с конусом.

Уплотнение воздушной камеры штока перед сборкой амортизатора испытывается на прочность под давлением в 250 кг/см^2 (с применением машинного масла) и на герметичность — давлением воздуха, равным 150 кг/см^2 . Выдержка под давлением — по 2 мин.

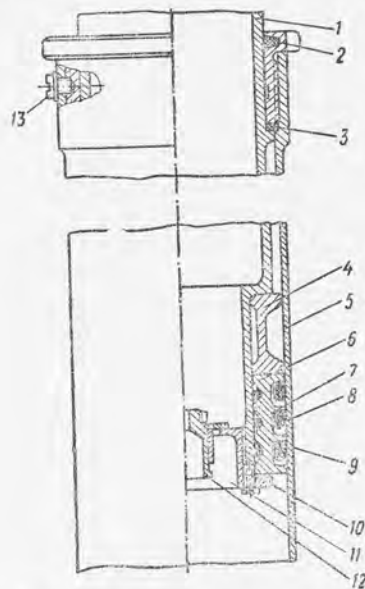


Рис. 52. Уплотнение штока амортизатора шасси на самолетах с 124-й серии.

1 — шток; 2 — верхняя буска (бронзовая гайка); 3 — прокладка; 4 — распорное дюралюминовое кольцо; 5 — цилиндр; 6 — нижняя бронзовая буска; 7, 8 — кольцо резиновое; 9 — кольцо кожаное; 10 — гайка клапана; 11 — контргайка; 12 — полый болт клапана (диффузор); 13 — контршпилька.

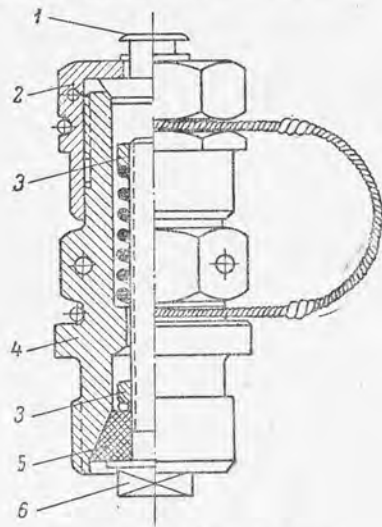


Рис. 53. Зарядный клапан.

1 — конус крышки; 2 — крышка клапана; 3 — гайка; 4 — корпус клапана; 5 — уплотнительный конус (клапан); 6 — шток.

Зарядка амортизатора шасси маслом АМГ-10 и азотом (воздухом)

Для заполнения амортизаторов шасси применяется масло АМГ-10 (ГОСТ 6794-53). Заряжаются амортизаторы азотом.

Примечание. При отсутствии азота разрешается производить подзарядку амортизаторов воздухом.

В связи с заполнением амортизаторов маслом АМГ-10 вместо спиртоглицериновой смеси АМ70/10 в конструкцию амортизатора внесены изменения:

1. Изменен уплотнительный пакет штока, вместо кожаных манжет применены резиновые кольца.

2. Укорочена заливная трубка штока.

3. На зеркале штока нанесена риска, предназначенная для контроля количества масла, необходимого для зарядки амортизатора.

Зарядка амортизаторов маслом АМГ-10 имеет особенности, вытекающие из способности АМГ-10, находящегося под давлением, растворять воздух, что сопровождается некоторым падением давления.

Так, если после стоянки самолета на земле освободить амортизаторы от нагрузки и измерить давление, то оно окажется меньше начального $\approx$ на 1 кг/см^2 . В течение 1—1,5 часа давление восстанавливается.

При стравливании давления до «0» происходит выделение из масла растворенного в нем воздуха, сопровождающееся образованием пены поверх масла. Процесс образования пены длится до 1,5 часа.

Пена образуется также при заливке масла АМГ-10 в амортизатор через заливную трубку. При этом в трубке могут образоваться воздушные пробки, особенно в амортизаторах шасси, где трубка имеет большую длину и малое проходное сечение.

Исходя из этого, проверку давления и количества масла в амортизаторах в условиях эксплуатации необходимо проводить в следующем порядке:

1. Поднять самолет со стороны проверяемого амортизатора винтовым домкратом так, чтобы колесо не касалось земли. Выдерживать в таком положении 1 час.

2. Сняв колпачок с заливного клапана, измерить приспособлением $\frac{63740}{028}$ давление в амортизаторе и произвести дозарядку амортизатора азотом (воздухом), если давление меньше нижнего предела.

При зарядке совместно с приспособлением $\frac{63740}{028}$ пользоваться шлангом А5802-1.

3. Если имеются признаки утечки масла из амортизатора, вывернуть зарядный клапан и выдерживать амортизатор в течение 1 часа в свободном состоянии, что необходимо для исчезновения пены. Затем постепенно опускать домкрат до соприкосновения колеса с землей и далее, пока амортизатор не будет обжат до контрольной риски. При нормальной зарядке масло должно подняться до уровня гнезда для зарядного клапана. В противном случае необходимо доливать масло до тех пор, пока видимый его уровень в заливной трубке перестанет понижаться.

Если количество масла больше нормы, излишек сольется.

Заливку масла следует вести с перерывами, тонкой струей — для предотвращения образования воздушных пробок в зарядной трубке.

4. По окончании проверки вторично поднять самолет домкратом до отделения колеса от земли, поставить зарядный клапан и зарядить амортизатор азотом. Поставить на место колпачок зарядного клапана и опломбировать его.

Опустить самолет домкратом.

В процессе эксплуатации самолета Ан-2 наблюдались случаи течи АМГ-10 из контрольного отверстия амортизатора из-за недоброкачества уплотнительных манжет.

Для устранения этого дефекта заводом-изготовителем увеличена толщина резиновых колец и введена набивка в полость между цилиндром и штоком выше буксы смазки ЦИАТИМ-201, и контрольное отверстие в цилиндре амортизатора не делается.

О правильности зарядки амортизаторов можно судить по величине их осадки при стоянке самолета на земле. Зависимость осадки амортизатора от изменения веса самолета приведена в табл. 14 (на самолетах серии 124-01).

Таблица 14

Вес самолета, кг	Осадка, мм
3600	90 ± 9
4200	117 ± 12
4800	135 ± 14
5250	148 ± 15
5500	170

Если величина осадки больше или меньше чем положено, следует снять с амортизатора нагрузку (поднять самолет на подъемниках) и проверить давление воздуха, в случае необходимости довести его до требуемой величины.

При нормальном давлении азота и малой осадке амортизатора часть жидкости необходимо из амортизатора удалить. При удалении жидкости поднять самолет на подъемниках и стравить давление воздуха до нуля.

При нормальном давлении воздуха и большой осадке амортизатора необходимо в амортизатор добавить жидкость до необходимого объема.

Обтекатели амортизаторов

Амортизаторы шасси закрыты обтекателями, изготовленными из дуралюмина. Обтекатель состоит из двух створок (внешней и внутренней), собранных по передней кромке на шомполе и по задней кромке — на четырех винтовых замках типа дзус. При освобождении замков внутренняя створка может быть открыта.

Обтекатель в верхней своей части крепится на штоке двумя стяжными хомутами. Внутри к створкам обтекателя приклепано

четыре направляющих профиля, по которым скользит своими текстолитовыми накладками хомут, неподвижно надетый на верхней части цилиндра.

Для контроля за осадкой амортизатора по меткам штока на внешней стороне обтекателя имеется откидная крышка, закрываемая двумя пружинными замками.

С целью удобства подхода к зарядному клапану амортизационной стойки в обтекателе узла пирамиды центроплана имеется легкосъемная крышка, смонтированная на пружинных замках.

Работа амортизатора

При ударе о землю цилиндр амортизатора перемещается вверх по штоку. Гидросмесь, приподняв шайбу диффузора, перетекает из цилиндра в воздушную камеру штока через четыре отверстия в гайке диаметром 5,5 мм, отверстие в полом болте диаметром 2,8 мм и сжимает воздух в рабочей камере штока.

При снятии нагрузки с амортизатора гидросмесь под давлением воздуха нажимает на шайбу-клапан диффузора, клапан перекрывает четыре отверстия в гайке диаметром 5,5 мм и гидросмесь перетекает обратно в цилиндр только через одно отверстие в полом болте диаметром 2,8 мм, чем обеспечивается плавное разжатие амортизатора, т. е. происходит обратная амортизация.

Колеса шасси

Колесо шасси (рис. 54) полубаллонного типа с двусторонними камерными пневматическими тормозами и протектированными многослойными покрывками.

Барабан колеса и съемная реборда отлиты из электрона. Барабан имеет одну несъемную реборду и втулку, в выточке которой запрессованы внешние обоймы роликовых подшипников.

Съемная реборда крепится на барабане колеса двумя полукольцами для предотвращения от осевого смещения реборды и шестью штифтами — от радиального перемещения.

С обеих сторон к барабану колеса крепятся стальные тормозные рубашки на девяти болтах каждая. На корпусе рубашки имеются ребра для отвода тепла, возникающего при торможении колес, в окружающий воздух. Внутри тормозных рубашек входят пневматические камерные многоколодочные тормоза.

Корпус тормоза имеет форму барабана с двумя бортами. Один из бортов съемный и крепится к корпусу болтами. Между бортами по окружности корпуса тормоза уложена кольцевая плоская резиновая протектированная камера. Поверх камеры по окружности расположено пятнадцать фрикционных тормозных колодок, прижатых к корпусу двумя спиральными пружинами.

Каждая колодка представляет собой каркас, к которому приклепана четырьмя заклепками фрикционная пластина из пласт-

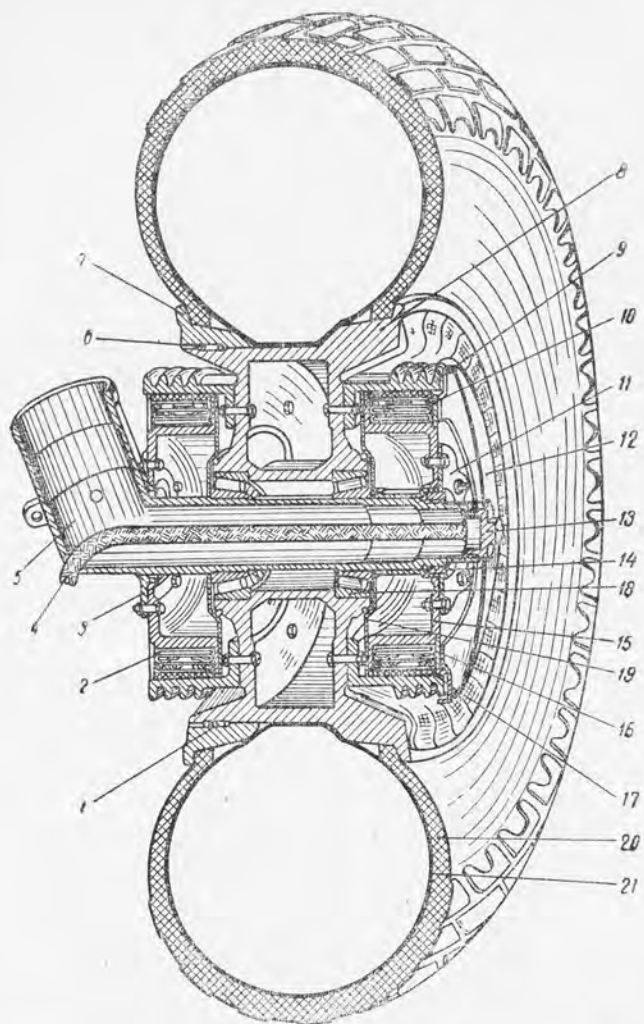


Рис. 54. Колесо шасси:

1 — стопорный штифт; 2 — тормозная камера; 3 — съемный внутренний тормозной фланец полуоси; 4 — тормозной шланг; 5 — полуось; 6 — контрящее полукольцо; 7 — съемная реборда; 8 — барабан колеса; 9 — тормозная рубашка; 10 — возвратная пружина; 11 — съемный тормозной фланец полуоси; 12 — обтекатель колеса; 13 — гайка обтекателя; 14 — установочная гайка; 15 — корпус тормоза; 16 — съемный борт корпуса тормоза; 17 — фрикционная пластина; 18 — роликподшипник; 19 — крышка обтюлятора; 20 — крышка шины; 21 — камера шины.

массы КФ-3. От проворачивания колодки удерживаются шлицевыми выступами на обоих бортах корпуса тормоза, которые входят в шлицевые пазы колодок.

Под действием сжатого воздуха, который подводится от системы управления тормозами, камера расширяется и прижимает тормозные колодки к тормозной рубашке. При падении давления в тормозах колодки от тормозной рубашки отходят под действием двух возвратных спиральных пружин.

К корпусу тормоза на восьми болтах крепится стальной фланец, который при помощи шлицевого соединения посажен на полуось.

Колесо смонтировано на полуоси на двух радиально-упорных конических роликподшипниках № 9-7513, которые запрессованы во втулки барабана колеса.

Осевой и радиальный люфты колеса устраняются затяжкой гайки.

Внутренний тормоз имеет приклепанный к борту корпуса предохранительный щиток. Внешний тормоз закрыт обтекателем, который крепится на конце полуоси гайкой.

В процессе эксплуатации необходимо заменить колесо, если обнаружены следующие дефекты:

1. Трещины любой длины в кольцевой канавке барабана под контрящие полукольца съемной реборды и наличие продольных рисок на поверхности канавки глубиной более 0,5 мм.

2. Разработаны канавки под контрящие полукольца, размер от края канавки до торца корпуса барабана становится меньше 9 мм.

3. Забоины в корпусе колеса глубиной более 5 мм.

4. Ослабление посадки наружных обойм роликподшипников.

5. Трещины в корпусе колеса и тормозных рубашках.

6. Наличие конусного или неравномерного износа рабочих поверхностей.

7. Надиры глубиной более 0,5 мм и наличие цветов побежалости на рабочих поверхностях тормозных рубашек.

Наличие усталостных трещин на поверхности канавки под контрящие полукольца необходимо проверять методом красок, изложенным в приложении 4 «Технологического указания по техническому обслуживанию планера самолета Ан-2» (изд. РИО Аэрофлота, 1955).

Для выявления вышеуказанных дефектов и других повреждений тормозных механизмов при выполнении авиационно-химических работ и при учебно-тренировочных полетах на самолетах с колесным шасси необходимо снимать колеса с полуосей шасси через каждые 100 часов налета самолета.

Перед монтажом колес необходимо смазать роликподшипники смазкой УТВ (1/13) или СТ (НК-50) так, чтобы заполнилось пространство между роликами и внутренними обоймами роликподшипников. Отрегулировать установочной гайкой затяжку роликподшипников колеса. Затяжка роликподшипников колеса при постановке на полуось шасси должна обеспечивать свободное вращение колеса от руки и отсутствие осевого и радиального люфтов.

Установочную гайку колеса необходимо контрить контровочной проволокой ПВК или КОК. После монтажа колеса необходимо нанести нитролаком красного цвета метки шириной 25—30 мм на реборду и надбортовую часть покрышки колеса.

§ 7. УСТАНОВКА ХВОСТОВОГО КОЛЕСА

Установка хвостового колеса (рис. 55) состоит из качающейся фермы, шкворня с центрирующим механизмом, вилки, нетормозного колеса и амортизатора.

Сварная качающаяся ферма состоит из цилиндра, вилки с ушками для крепления к узлам фюзеляжа и двух труб с ушком, в которое запрессована обойма с шаровым вкладышем.

В верхний и нижний концы цилиндра фермы запрессованы бронзовые втулки. Во втулках смонтирован цилиндрический шкворень. К верхнему концу шкворня приварена шайба с отверстием для прохода болта центрирующего механизма; на нижний конец шкворня надеты и приварены пятка и кулачок. Кулачок шкворня прилегает к нижнему торцу цилиндра фермы, обработанному по профилю кулачка шкворня. К пятке шкворня четырьмя болтами крепится вилка колеса, отштампованная из сплава АК6.

Центрирующий механизм, или пружинно-кулачковое устройство, состоит из кулачков, пружины и стяжного болта с шайбами, смонтированных внутри шкворня. Пружинно-кулачковое устройство позволяет колесу вместе с вилкой и шкворнем поворачиваться на 360° и при отклонении колеса на угол меньше 90° принудительно возвращает его в нейтральное положение.

При нейтральном положении колеса (колесо находится в линии продольной оси самолета) шкворень подтянут вверх пружиной и кулачки шкворня и цилиндра по всей поверхности плотно прилегают один к другому. При боковых нагрузках на колесо шкворень поворачивается, кулачки заставляют шкворень опускаться и сжимают пружину. Для уменьшения трения кулачковая поверхность цилиндра фермы омеднена. Для обеспечения смазки шкворня и бронзовых скользящих подшипников на ферме имеются клапанные штауферы; верхний штауфер имеет штуцер.

С целью предотвращения попадания пыли и грязи на трущиеся поверхности кулачков на ферме имеется кожух с фетровым кольцом.

Ферма и шкворень изготовлены из хроманселевой стали.

Хвостовое колесо (рис. 56) баллонного типа, нетормозное. Барабан колеса отлит из электрона, имеет съемную реборду, которая на барабане крепится двумя полукольцами и штифтами.

Для увеличения сцепления покрышки с ободом борта барабана на ребрах имеются шлицевые пазы, в которые входят шлицевые выступы борта покрышки. Во втулке барабана с обеих сторон запрессованы конические роликоподшипники. Сальники подшипников состоят из войлочного кольца, заключенного между двумя дура-

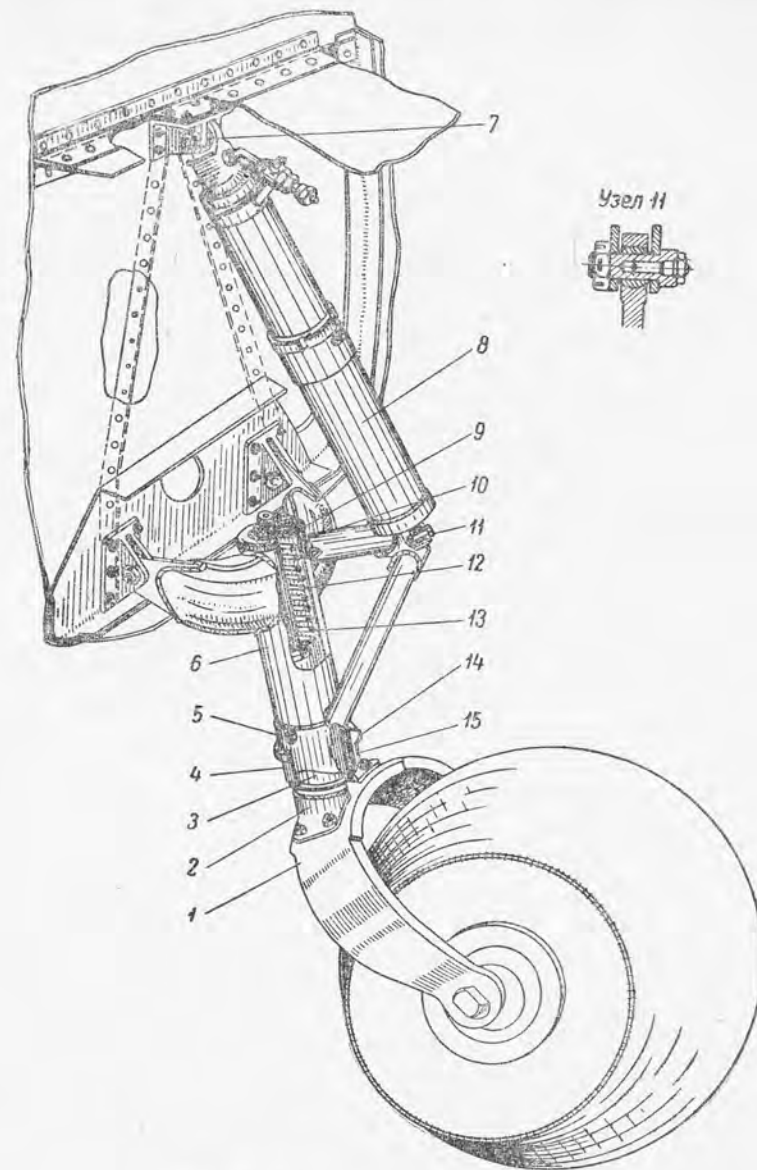


Рис. 55. Установка хвостового колеса:

1 — вилка колеса; 2 — пятка шкворня; 3 — кулачок шкворня; 4 — кожух; 5 — клапанный штауфер; 6 — качающаяся ферма; 7 — шаровой шарнир амортизатора; 8 — амортизатор; 9 — шайба шкворня; 10 — верхняя втулка шкворня; 11 — шаровой шарнир фермы; 12 — пружина; 13 — шкворень; 14 — кольцо; 15 — нижняя втулка шкворня.

и приспособлением, входящим в комплект наземного оборудования самолета, поставляемого заводом.

Качающаяся ферма своими ушками крепится к нижним узлам шпангоута № 23. Амортизационная стойка крепится к узлу на шпангоуте № 23 и к трубчатому подкосу цилиндра фермы.

Для осмотра фермы и амортизатора хвостовой установки на правом борту фюзеляжа между шпангоутами № 23 и 24 имеется люк. При осмотре амортизатора особое внимание обращать на отсутствие выбивания жидкости из контрольного отверстия цилиндра амортизатора и на осадку амортизатора, а также на отсутствие трещин в узлах и ушках и среза болтов крепления узлов к шпангоуту.

§ 8. ЛЫЖИ ШАССИ

Лыжи шасси самолета Ан-2 (рис. 59, а) цельнометаллические, клепаной конструкции и изготовлены из дуралюмина марки Д16. Основная лыжа состоит из силового каркаса, верхней обшивки и полоза.

Силовой каркас (рис. 59, б) состоит из кабана, двух лонжеронов, десяти шпангоутов, передних литых башмаков, задних и боковых ободов.

Лонжероны склепаны из прессованных дуралюминовых уголков и стенок из листового дуралюмина толщиной 2 мм.

Шпангоуты отштампованы из дуралюминовых листов. Средние части шпангоутов, между лонжеронами, выполнены толщиной 1,5 мм и крайние, залонжеронные части, — толщиной 2 мм.

Литые башмаки выполнены из сплава АЛ4, задние и боковые обода — из листового дуралюмина толщиной 2 мм.

Кабан сварен из хроманселевых труб, сверху закрыт легко-съемным дуралюминовым обтекателем.

Полоз лыжи изготовлен из дуралюминового листа толщиной 3,5 мм, обшитого с наружной стороны листовой нержавеющей сталью ЭИ-100 толщиной 0,6 мм посредством стальных заклепок с потайной головкой.

Верхняя обшивка изготовлена из дуралюминового листа толщиной 1 мм и крепится к каркасу заклепками и винтами.

Для сокращения длины пробега при посадке и улучшения маневренности самолета по свежему покрову лыжи снабжены тормозами.

Тормозной механизм (рис. 59, в) размещен в хвостовом отсеке лыжи и состоит из силового воздушного цилиндра, двух возвратных пружин и гребенки с семью шипами, выступающей из полоза при торможении на глубину 45 мм. Управление тормозами лыж аналогично управлению тормозами колес шасси. Давление в редукционном клапане ПУ-7 для тормозов лыж отрегулировано на 8—10 кг/см².

Лыжа устанавливается на полуось шасси. В связи с изменением размеров полуоси на самолетах с 64-й серии в комплект лыж

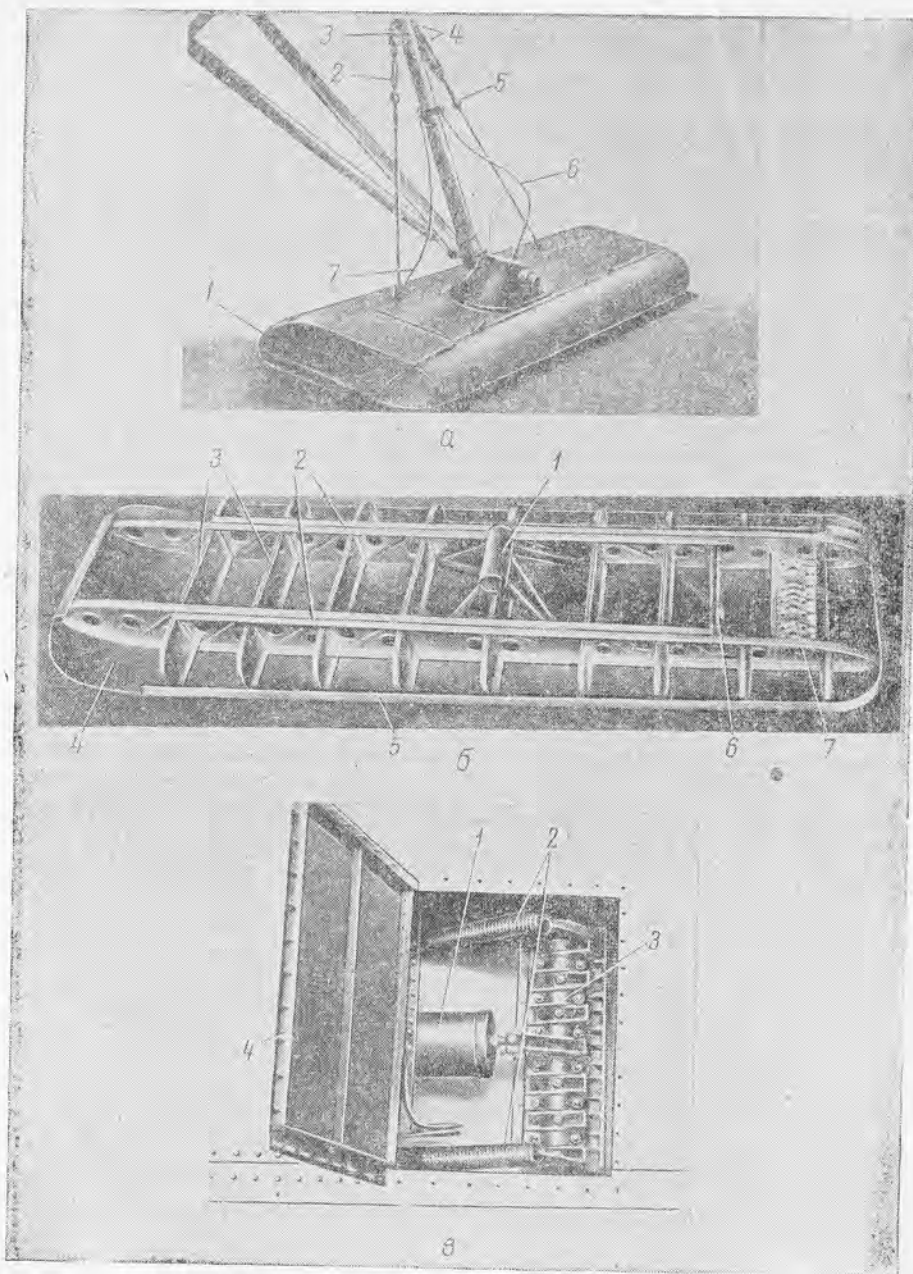


Рис. 59. Лыжа шасси:

а — общий вид лыжного шасси: 1 — усиленный носок основной лыжи; 2 — передняя балансирочная цепь; 3 — хомут крепления амортизаторов; 4 — задняя балансирочная цепь; 5 — хомут крепления предохранительных тросов; 6 — задний предохранительный трос; 7 — передний предохранительный трос;
б — каркас лыжи шасси: 1 — кабан; 2 — лонжероны; 3 — шпангоуты; 4 — полоз; 5 — боковой обод; 6 — узел крепления силового воздушного цилиндра; 7 — гребенка с шипами;
в — тормозной механизм: 1 — силовой воздушный цилиндр; 2 — возвратные пружины; 3 — гребенка с шипами; 4 — крышка люка.

добавлено упорное кольцо Ш4300-7. К каждому комплекту лыж завод прикладывает два кольца Ш4300-5, которые следует устанавливать при монтаже лыж на самолетах с 19-й машины 63-й серии.

Хвостовая лыжа

Хвостовая лыжа (рис. 60) цельнометаллической конструкции. Лыжа состоит из силового каркаса, полоза и съемной верхней обшивки.

Силовой каркас состоит из двух лонжеронов и шести поперечных шпангоутов. Лонжероны изготовлены из дуралюминовых пресованных уголков и дуралюминовой стенки толщиной 1,5 мм.

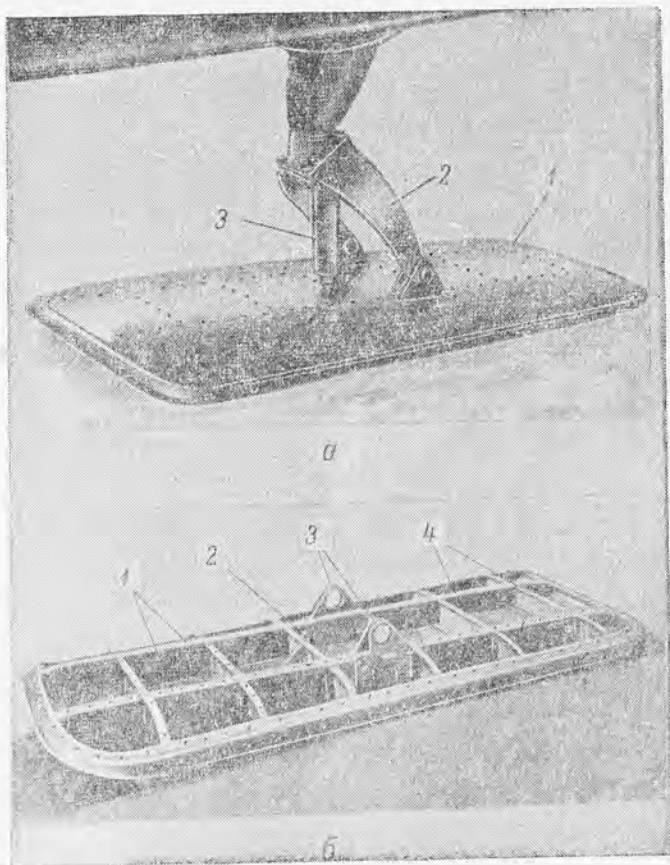


Рис. 60. Хвостовая лыжа:

а — общий вид лыжи: 1 — хвостовая лыжа; 2 — вилка хвостового колеса; 3 — амортизатор лыжи;
б — каркас хвостовой лыжи: 1 — лонжероны; 2 — ушко для крепления пружинного амортизатора; 3 — фрезерованные кабаны; 4 — шпангоуты.

Шпангоуты штампуются из листового дуралюмина толщиной 1,5 мм. Верхняя обшивка изготовлена из дуралюминового листа толщиной 1 мм и крепится к каркасу болтами при помощи анкерных гаек.

Полоз лыжи изготовлен из дуралюминового листа толщиной 3 мм, обшитого с наружной стороны листовой нержавеющей сталью толщиной 0,6 мм. Для улучшения продольной устойчивости лыжи полз снабжен в хвостовой части направляющим гребнем, способствующим развороту лыжи за самолетом при рулении.

Для установки лыжи на вилку колеса к лонжеронам приклепаны два фрезерованных кабана из дуралюмина.

На самолетах с 26-й серии вилка колеса не имеет ушков под водило для разворота колеса при буксировке самолета. При установке хвостовой лыжи на самолеты до 26-й серии вилка требует доработки путем удаления ушка под водило.

Установка лыж на самолет

При переходе к эксплуатации самолета на лыжном шасси необходимо, чтобы толщина снежного покрова аэродрома была не менее 35 см при свежес выпавшем снеге и 25 см при укатанном или слежавшемся снеге.

При переводе самолета с колес на лыжи сначала устанавливают лыжи шасси, а затем хвостовую лыжу.

Установочный угол лыж шасси относительно продольной оси самолета, при его вывешивании, равен 0° .

В полете каждая лыжа удерживается в заданном положении двумя балансировочными цепями. Каждая балансировочная цепь состоит из пружинного амортизатора, троса толщиной 8 мм и тандера для регулирования длины цепи.

Пружинный амортизатор состоит из цилиндра, штока и набора тарельчатых пружин. Ход переднего пружинного амортизатора 95—100 мм, заднего 18—23 мм.

Верхние концы балансировочных цепей крепятся к дуралюминовой хомуту, установленному на штоке амортизационной стойки шасси, нижние концы крепятся к лыже. Свободная длина передней балансировочной цепи равна 1520 мм, а задней — 1190 мм.

Предохранительные тросы крепятся верхним концом к стальному хомуту, установленному в верхней части цилиндра амортизационной стойки шасси, а нижние концы — к лыже. Предохранительные тросы при вывешивании самолета в линию полета обеспечивают отклонение переднего носка лыжи от нейтрального положения вниз на $15^\circ \pm 30'$ и вверх — на $7,5^\circ \pm 30'$.

Подвеска лыжи весит 6 кг. Вес лыжи с подвеской 89 кг.

При установке хвостовой лыжи на самолет необходимо убедиться, что установлены колодки под лыжи по оси и включен стояночный тормоз.

Поднять хвостовую часть самолета на подъемник и установить

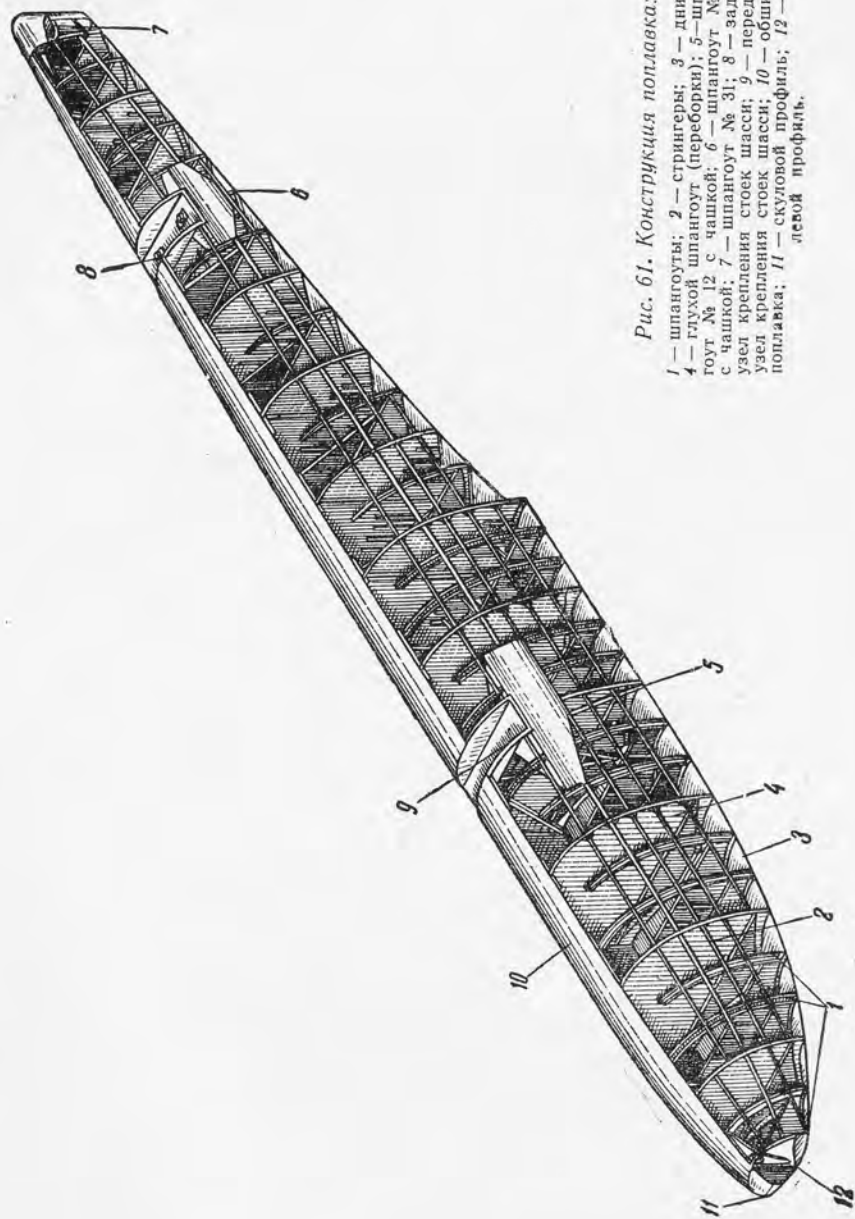


Рис. 61. Конструкция поплавка:

1 — шпангоуты; 2 — стрингеры; 3 — дно; 4 — глухой шпангоут (переборка); 5 — шпангоут № 12 с чашкой; 6 — шпангоут № 26 с чашкой; 7 — шпангоут № 31; 8 — задний узел крепления стоек шасси; 9 — передний узел крепления стоек шасси; 10 — обшивка поплавка; 11 — скуловой профиль; 12 — килевый профиль.

лыжу, предварительно смазав бронзовые втулки смазкой УТВ (1—13). Установочный угол лыжи относительно продольной оси самолета равен $1^\circ \pm 30'$.

Диапазон углов отклонения лыжи по вертикали находится в пределах от $+21^\circ$ до -30° .

В полете лыжа удерживается в заданном положении пружинным амортизатором, который крепится к ушковому болту вилки костыля и к лыже. Лыжа может ориентироваться, как и колесо, на 360° .

§ 9. ПОПЛАВКОВОЕ ШАССИ

Самолет Ан-2В на поплавковом шасси предназначен для эксплуатации в озерно-речных и прибрежных морских районах в качестве транспортного самолета, а также для разведки движения рыбы и льдов.

Для крепления поплавкового шасси на самолете используются узлы крепления сухопутного шасси и два дополнительных узла у шпангоутов № 8 и 15. Схема шасси двухпоплавковая.

Полное водоизмещение поплавков обеспечивает 104%-й запас плавучести при полном полетном весе самолета 5250 кг. Вес поплавка 220 кг.

Конструкция поплавка

Поплавки (рис. 61) по своей конструкции одинаковы и взаимозаменяемы.

Каркас каждого поплавка состоит из тридцати одного шпангоута, тринадцати стрингеров, расположенных в верхней части поплавка, двух скуловых профилей уголкового сечения, килевого профиля таврового сечения и дуралюминовой обшивки толщиной 0,8—1,2 мм.

Шпангоуты поплавка делятся на три группы: силовые шпангоуты № 12 и 26 с узлами крепления стоек шасси; глухие шпангоуты, служащие водонепроницаемыми переборками, и нормальные шпангоуты.

Набор шпангоутов выполнен из листового дуралюмина и пресованных профилей. Шпангоут № 12 в зоне скуловых стрингеров усилен накладками и кронштейнами. На шпангоуте № 12 расположены узлы крепления выкатной тележки.

Стыковые узлы силовых шпангоутов выполнены из хромансильевой стали 30ХГСА. Заклепочные швы глухих и силовых шпангоутов герметизированы тиоколовой лентой УПЛ и тиоколовой замазкой УЗ.

Обшивка поплавка выполнена из листового дуралюмина толщиной от 0,8 до 1,2 мм и приклепана к каркасу поплавка заклепками с плосковыпуклой головкой. Клепка обшивки по глиссирующей части днища производится заклепками с потайными головками. Герметизация заклепочных швов обшивки, глухих и силовых

шпангоутов выполнена лентой из АСТ-100, пропитанной свинцовым суриком на олифе.

Скуловые и килевой профили установлены с наружной стороны обшивки днища для предохранения обшивки от повреждения при эксплуатации самолета на мелководье и при передвижении на берегу. Соединение килевого и скуловых профилей на редане осуществляется при помощи стальных и дуралюминовых кронштейнов. По всей длине поплавок на гребень килевого профиля надета окантовка, заменяемая при истирании в процессе эксплуатации.

В верхней части поплавок от шпангоута № 3 до шпангоута № 26 на обшивку приклепаны два профиля перевернутого корытообразного сечения, служащие упорами для ног при хождении по поплавку.

Каждый поплавок разделен на двенадцать водонепроницаемых отсеков, обеспечивающих непотопляемость самолета при затоплении двух смежных отсеков любой части поплавка.

Сверху листы обшивки в каждом отсеке имеют вырезы, усиленные окантовками люверсов и ремонтных люков; люверсы взаимозаменяемые. Герметизация люверсов обеспечивается легкоъемными резиновыми кольцами.

Передняя часть поплавок оканчивается буфером, обшитым брезентом.

Верх хвостовой части поплавок имеет вырез для пневмоцилиндра водяного руля, закрываемый съемным обтекателем.

На каждом поплавке в носовой части установлен буксирный замок.

На поплавке имеется четыре швартовочных кольца и три утки.

Для защиты от коррозии все дуралюминовые детали анодируются, грунтуются и окрашиваются масляными эмалями, а остальные детали кадмируются.

Ферма шасси

Ферма шасси состоит из передних стоек с подкосами, задних стоек с соединительной распоркой и шести лент-расчалок. Все жесткие элементы фермы выполнены из стальных труб каплевидного сечения.

Передние стойки шасси крепятся к ферме центроплана на узлах сухопутного шасси. Подкосы подходят к башмаку крепления подкосов сухопутного шасси, установленному на шпангоуте № 4 фюзеляжа. Задние стойки крепятся к съемным ушковым болтам, ввернутым в литые пятки, установленные в нижней части шпангоута № 15.

Каждая стойка крепится к поплавку при помощи двух болтов.

Ленты-расчалки на фюзеляже крепятся к съемным стальным узлам, установленным под стойками шпангоута № 8. Ленты-расчалки боковые: передние № 14, задние № 9 и ленты-расчалки заднего креста № 11. Натяжение лент-расчалок при сборке на земле и после спуска самолета на воду приведено в табл. 15.

Номер ленты-расчалки	Натяжение лент-расчалок, кг	
	при сборке на земле	после спуска самолета на воду
9	465 ± 200 $- 50$	Не более 800
11	690 ± 50	Не более 690
14	1140 ± 50	Не более 2000

Подкосы и расчалки правой стороны взаимозаменяемы с теми же деталями левой стороны фермы. Места стыка стоек и подкосов с поплавками закрыты съемными обтекателями.

Все детали фермы шасси имеют антикоррозийное покрытие.

Водяные рули

Водяные рули, установленные в хвостовых частях поплавков, представляют собой толстые дуралюминовые пластины, прикрепленные с помощью вилки к вертикальной трубчатой оси. В верхней части оси установлена качалка, соединенная со штоком пневмоцилиндра. Пневмоцилиндр управления рулями — двойного действия и имеет прямой и обратный ход.

Управление рулями осуществляется от пневмосистемы управления тормозами колес и лыж. С этой целью пневмоцилиндр соединен с баллоном сжатого воздуха через клапан ПУ-7, при помощи которого регулируется давление в системе управления рулями от 6 до 10 кг/см². При нажатии на тормозную гашетку, установленную на левом штурвале управления самолетом, водяные рули работают совместно с рулем направления.

Углы отклонения водяных рулей $\pm 20^\circ$.

Для предохранения рулей от поломок перо руля сделано поднимаящимся. В рабочем нижнем положении руль удерживается силой веса и двумя спиральными пружинами.

Управление буксировочными замками осуществляется пневмоцилиндрами прямого действия, которые установлены на общих кронштейнах замков. Замки открываются пневмокраном, установленным на левом штурвале. Закрытие замков производится вручную.

§ 10. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

Воздушная система на самолетах Ан-2 (рис. 62) и Ан-2В (рис. 63) предназначена для управления тормозами колес, лыж и водяными рулями поплавков.

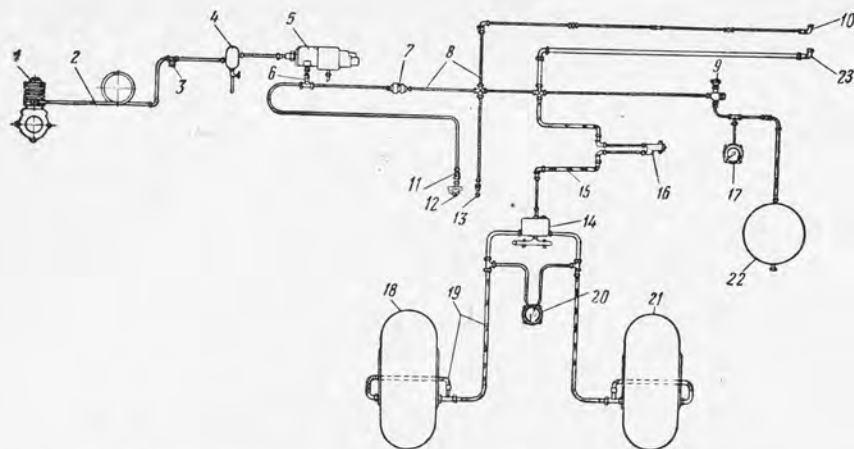


Рис. 62. Принципиальная схема воздушной системы с 115-й серии:

1 — компрессор АК-50М; 2 — трубопровод к компрессору; 3 — заглушка; 4 — фильтр-отстойник ФТ-9900; 5 — автомат давления АД-50; 6 — обратный клапан; 7 — прямоточный фильтр; 8 — трубопроводы; 9 — кран наполнения КН-50; 10 — штуцер подзарядки амортизатора хвостового колеса; 11 — обратный клапан; 12 — бортовой зарядный штуцер; 13 — штуцер подзарядки амортизаторов шасси; 14 — дифференциал ПУ 8/1; 15 — шланг; 16 — редукционный клапан ПУ-7; 17 — манометр на 80 ат; 18 — левое колесо шасси; 19 — шланг; 20 — двухстрелочный манометр на 12 ат; 21 — правое колесо шасси; 22 — бортовой баллон сжатого воздуха; 23 — штуцер подвода воздуха к ПУ-7 управления сельскохозяйственной аппаратурой.

В воздушную систему самолета Ан-2 входят: компрессор АК-50М, фильтр-отстойник ФТ-9900, автомат давления АД-50, прямоточный фильтр, кран наполнения КН-50 с редукционным клапаном, манометр воздуха на 80 кг/см^2 , бортовой баллон, редукционный клапан ПУ-7, дифференциал ПУ-8/1, двухстрелочный манометр воздуха тормозной магистрали на 12 кг/см^2 , бортовой зарядный штуцер и штуцеры подзарядки амортизаторов и колес в полевых условиях.

На самолетах Ан-2В в общую воздушную систему дополнительно включены следующие агрегаты: пневмокран управления буксировочными замками и электропневмоклапан ЭК-48 управления регулятором оборотов винта РВ-101.

Проводка системы сжатого воздуха состоит из трубопроводов, гибких шлангов и соединительной арматуры, собранных на пасте БУ.

Зарядка бортового баллона воздухом на земле производится от аэродромного баллона через бортовой зарядный штуцер. Во время работы мотора зарядка баллона производится от компрессора, установленного на двигателе.

Воздушная система позволяет производить подзарядку амортизаторов и камер колес в полевых условиях, для чего служат добавочные штуцеры, расположенные один снизу фюзеляжа между шпангоутами № 3 и 4 и второй — на стенке шпангоута № 23.

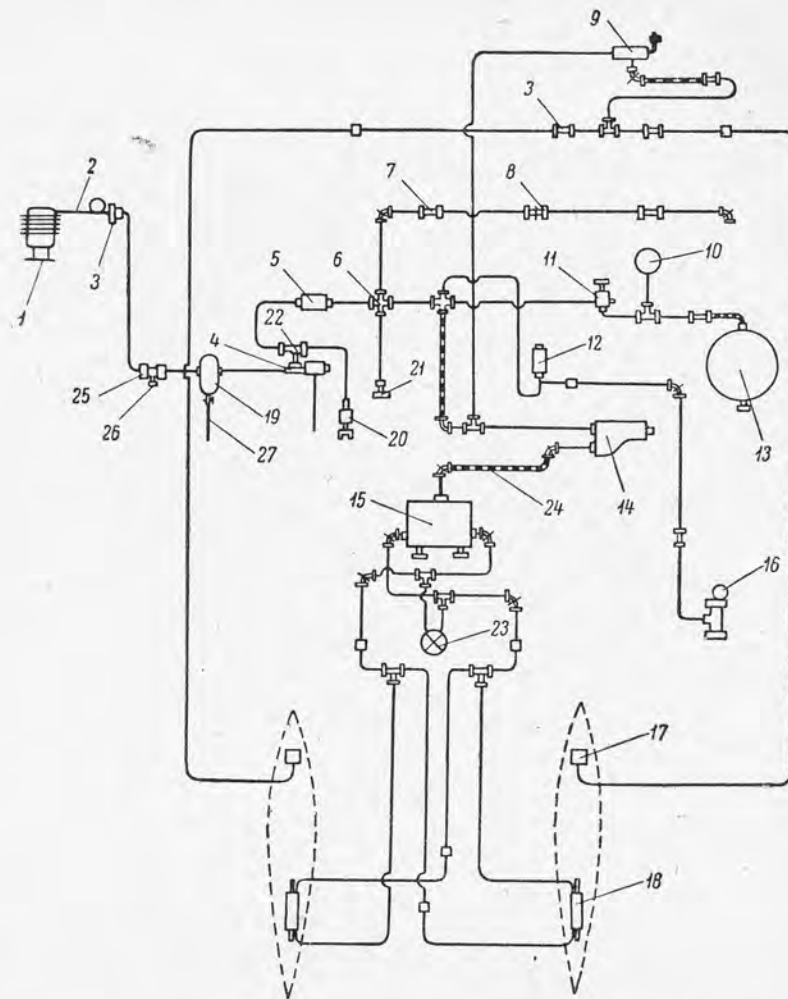


Рис. 63. Принципиальная схема пневмосистемы самолета Ан-2В (водного варианта):

1 — компрессор АК-50М; 2 — трубопровод; 3 — угольник фланцевый; 4 — автомат давления АД-50; 5 — прямоточный фильтр; 6 — крестовина проходная; 7 — штуцер проходной; 8 — штуцер фланцевый; 9 — пневмокран; 10 — манометр МВ-80 на 80 кг/см^2 ; 11 — кран КН-50 наполнения с редукционным клапаном; 12 — электропневмоклапан ЭК-48; 13 — бортовой баллон сжатого воздуха объемом 8 л; 14 — редукционный клапан ПУ-7; 15 — дифференциал ПУ-8/1; 16 — регулятор винта РВ-101; 17 — носовой буксировочный замок; 18 — пневмоцилиндр руля поплавок; 19 — фильтр-отстойник ФТ-9900; 20 — зарядный штуцер с обратным клапаном; 21 — штуцер фланцевый; 22 — тройник с обратным клапаном; 23 — трехстрелочный манометр на 12 кг/см^2 ; 24 — бронированный резиновый шланг среднего давления; 25 — тройник проходной; 26 — заглушка; 27 — трубка слива отстоя.

К подзарядным штуцерам присоединяется шланг с приспособлением для проверки давления. Шланг имеет сменные штуцеры, позволяющие производить подзарядку как от бортового, так и от аэродромного баллонов.

Агрегаты воздушной системы

Компрессор АК-50М — авиационный двухступенчатый, не выключающийся компрессор воздушного охлаждения на 50 кг/см^2 . Компрессор смонтирован на задней крышке картера двигателя с правой стороны. Производительность компрессора 8 л воздуха давлением 50 кг/см^2 в течение 22 минут. Необходимая скорость обдува цилиндра компрессора воздухом составляет не менее 72 км/час .

Фильтр-отстойник ФТ-9900 расположен в самой нижней точке воздушной системы и крепится к шпангоуту № 3 фюзеляжа под полом кабины пилотов возле нижнего люка. Слив отстоя из фильтра-отстойника производится через кран сливной трубкой. Для слива отстоя необходимо повернуть маховичок крана. В закрытом положении маховичок контрится проволокой. В процессе эксплуатации слив отстоя из фильтра-отстойника производится при каждом послеполетном стоянке. Перед вылетом необходимо убедиться, что кран фильтра-отстойника закрыт и законтрен.

Автомат давления АД-50 (рис. 64) служит для поддержания постоянного давления в воздушной системе в пределах $40 -$

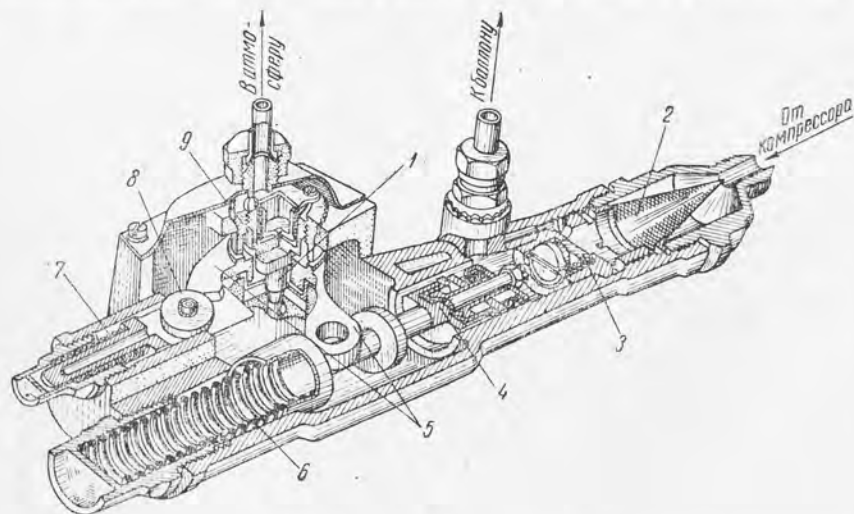


Рис. 64. Автомат давления АД-50:

1 — игла; 2 — фильтр; 3 — обратный клапан; 4 — поршень; 5 — рычаг иглы; 6 — редукционная пружина; 7 — фиксатор; 8 — ролик фиксатора; 9 — гайка иглы.

54 кг/см^2 . Автомат установлен слева под полом кабины пилотов на шпангоуте № 3.

Автомат давления состоит из литого алюминиевого корпуса, поршня, редукционной пружины, обратного клапана, сетчатого фильтра конической формы, иглы, рычага иглы, гайки иглы, фиксатора, ролика фиксатора, стального штуцера для присоединения трубопровода от фильтра-отстойника, штуцера с обратным клапаном для присоединения трубопровода, идущего к прямоточному фильтру, двух затяжных гаек-колпачков, редукционной пружины и фиксатора, крышки со штуцером для присоединения трубопровода сообщения с атмосферой и деталей крепления.

При понижении давления в баллоне до 40 кг/см^2 воздух, нагнетаемый компрессором (рис. 65), пройдя через сетчатый фильтр автомата, отжимает обратный клапан и нагнетается в баллон. Ког-

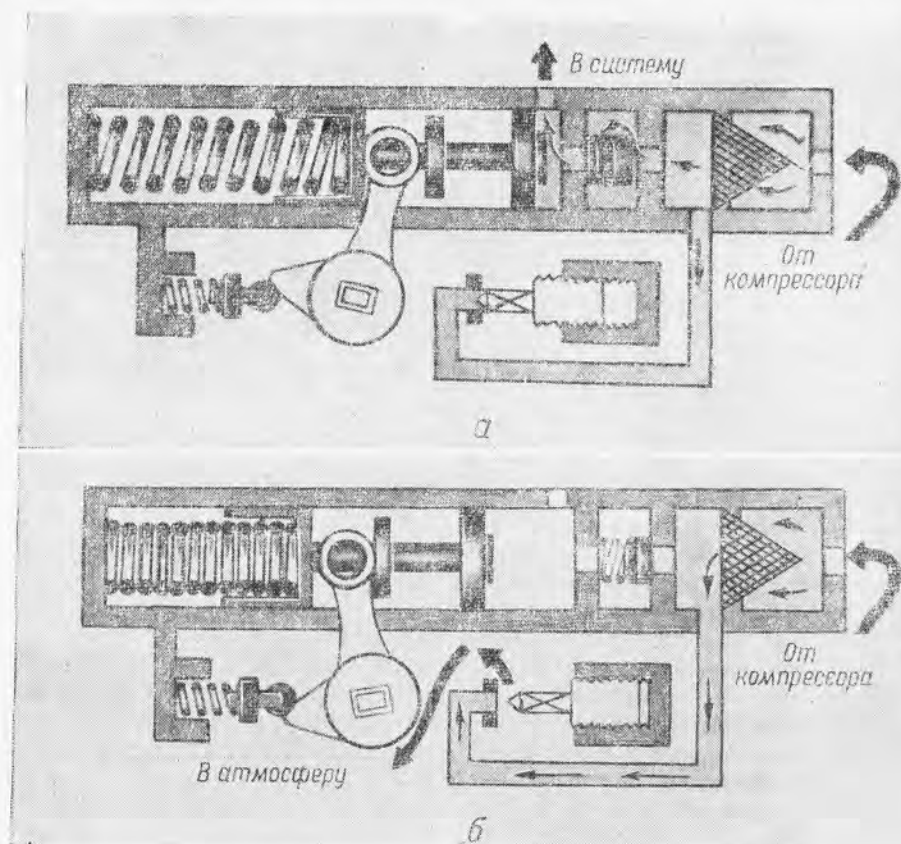


Рис. 65. Схема работы автомата давления АД-50:

а — давление в системе меньше 50 кг/см^2 ; б — давление в системе больше 50 кг/см^2 .

да давление в баллоне достигает $50+4 \text{ кг/см}^2$, воздух давит на поршень, поршень сжимает редукционную пружину, отрегулированную на $50+4 \text{ кг/см}^2$, и поворачивает рычаг иглы. Игла, входящая плоскими гранями в соответствующее гнездо рычага, поднимается и открывает отверстия для выхода воздуха через боковой канал в атмосферу. Давлением воздуха закрываются обратные клапаны, которые препятствуют выходу воздуха из полости автомата и баллона.

В процессе эксплуатации наблюдается понижение давления воздуха в системе по причине износа резинового уплотнения поршня или заедания редукционной пружины. В этом случае автомат давления необходимо заменить новым.

Прямоточный фильтр (рис. 66) предназначен для очистки воздуха, подаваемого в баллон. В корпусе фильтра имеется ряд

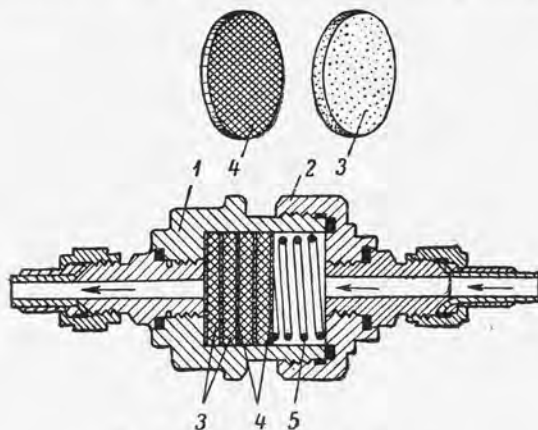


Рис. 66. Прямоточный фильтр:

1 — корпус; 2 — крышка; 3 — прокладки; 4 — сетки;
5 — пружина.

металлических сеток и войлочных прокладок, служащих для очистки воздуха. Направление потока воздуха показано на рис. 66 стрелкой. Прямоточный фильтр смонтирован на шпангоуте № 3 рядом с автоматом давления.

Кран наполнения КН-50 (кран сети) установлен на левом пульте в кабине пилотов. Кран состоит из корпуса, в который вмонтирована запорная игла с пружиной и маховичком, редукционного клапана, штуцеров и направляющей гайки иглы.

При вращении маховичка по часовой стрелке игла крана опускается по резьбе в корпусе и запирает канал в нижнем штуцере, подводящем воздух в бортовой баллон. Редукционный клапан постоянно сообщается с линией нагнетания, независимо от того, открыт или закрыт кран. Пружина клапана отрегулирована на давление воздуха $50+5 \text{ кг/см}^2$.

Если давление воздуха в линии нагнетания по какой-либо причине повышается, излишек воздуха стравливается через отверстия в корпусе в атмосферу.

На стоянке самолета кран наполнения должен быть всегда закрыт, перед вылетом — открыт.

Манометры воздушной системы расположены на левом пульте кабины пилотов рядом с краном наполнения. Манометр на 80 кг/см^2 , включенный между краном наполнения и баллоном, постоянно показывает давление в баллоне.

Двухстрелочный манометр для тормозов на 12 кг/см^2 служит для контроля давления отдельно в тормозах правого и левого колеса.

Баллон сжатого воздуха емкостью 8 л сферической формы, сварен из двух полусферических обечаек, отштампованных из стали 30ХГСА толщиной 2 мм. В каждую полусферу вварено по одному штуцеру. Верхний штуцер служит для заполнения баллона сжатым воздухом и для расхода воздуха, нижний — для слива конденсата.

Баллон рассчитан на рабочее давление 50 кг/см^2 с 3,5-кратным запасом прочности. После сварки баллон нормализуется и красится снаружи черной эмалью. Баллон расположен под полом кабины пилотов с правой стороны на кронштейне с углублением по форме баллона. Кронштейн приклепан к стрингеру фюзеляжа № 4, к нижнему лонжерону и обшивке фюзеляжа между шпангоутами № 2 и 3. Крепление баллона к кронштейну осуществлено хомутом, состоящим из чашки и приваренных к ней лент. Ленты стягиваются болтами. Под чашку, кронштейн и ленты проложены резиновые прокладки.

Редукционный клапан ПУ-7 (рис. 67) служит для редуцирования (понижения) давления воздуха, поступающего из бортового баллона под давлением $40-54 \text{ кг/см}^2$ до давления $6-10 \text{ кг/см}^2$, необходимого для управления тормозами колес, лыж и водяными рулями поплавков.

Клапан ПУ-7 системы управления тормозами установлен в кабине пилотов на левой штурвальной колонке в верхней ее части и состоит из следующих основных частей: корпуса 5, отлитого из сплава алюминия, редукционной пружины 6, поршня 4, «чулочной» резиновой мембраны 3, толкача 1, гайки 18, зажимного кольца 17, большого клапана выпуска 7, малого клапана выпуска 8, большого клапана впуска 15, малого клапана впуска 13, пружины большого клапана впуска 12, пружины большого клапана выпуска 16, штуцера 10 отвода воздуха от ПУ-7 к тормозам, штуцера 11 подвода воздуха от баллона к клапану ПУ-7 и других деталей.

Клапан имеет три полости: верхнюю 2, среднюю 9 и нижнюю полость 14. Верхняя полость сообщается с атмосферой через отверстия в толкаче, средняя полость сообщается косым каналом в корпусе с магистралью, идущей к дифференциалу ПУ-8/1, и

нижняя полость сообщается с магистралью, идущей к бортовому баллону.

Работа клапана. Клапан ПУ-7 имеет два положения: заторможено и расторможено (рис. 68).

При положении «расторможено» гашетка управления тормозами отпущена, редукционная пружина 6 находится в разжатом по-

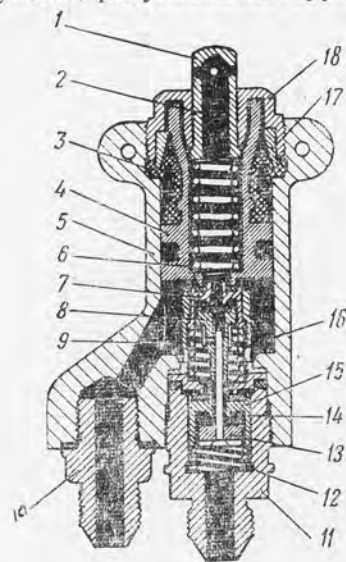


Рис. 67. Редукционный клапан ПУ-7:

1 — толкач; 2 — верхняя полость; 3 — «чулочная» резиновая мембрана; 4 — поршень; 5 — корпус; 6 — редукционная пружина; 7 — большой клапан выпуска; 8 — малый клапан выпуска; 9 — средняя полость; 10 — штуцер отвода воздуха от ПУ-7; 11 — штуцер подвода воздуха к клапану от баллона; 12 — пружина большого клапана впуска; 13 — малый клапан впуска; 14 — нижняя полость; 15 — большой клапан впуска; 16 — пружина большого клапана впуска; 17 — зажимное кольцо; 18 — гайка.

ложении, при этом большой и малый клапаны выпуска открыты, а большой и малый клапаны впуска закрыты.

Средняя полость 9 сообщается с верхней полостью 2 через открытый малый клапан выпуска 8, отверстие большого клапана выпуска 7 и центральное отверстие поршня 4, при этом воздух из тормозов может свободно выходить в атмосферу через отверстия в толкаче 1 (рис. 68, а).

При нажатии на тормозную гашетку усилие передается через жесткую тягу, расположенную внутри оси левого штурвала, и через Г-образный рычаг на толкач (рис. 68, б).

Толкач, в свою очередь, нажимает на редукционную пружину 6, которая, сжимаясь, передает усилие на поршень 4, перемещая его вниз. Поршень, упирающийся своим седлом в резиновую подушку большого клапана выпуска, переместит этот клапан до соприкосновения с малым клапаном выпуска, разъединив тормозную систему с атмосферой. При дальнейшем движении толкача вниз откроется малый клапан впуска. Сжатый воздух из бортового баллона пройдет через нижнюю и средние полости клапана ПУ-7 в тормозную систему. При открытии малого впускного клапана давление воздуха под большим клапаном впуска резко упадет, и вследствие разности давления над клапаном и под ним большой клапан впу-

ска откроет большое отверстие для прохода воздуха, что значительно ускорит процесс торможения (см. рис. 68, б, положение «заторможено»). С изменением усилия нажатия на тормозную гашетку, а следовательно, на толкач и редукционную пружину меняется соответственно и давление воздуха, пропускаемого в тормозную систему.

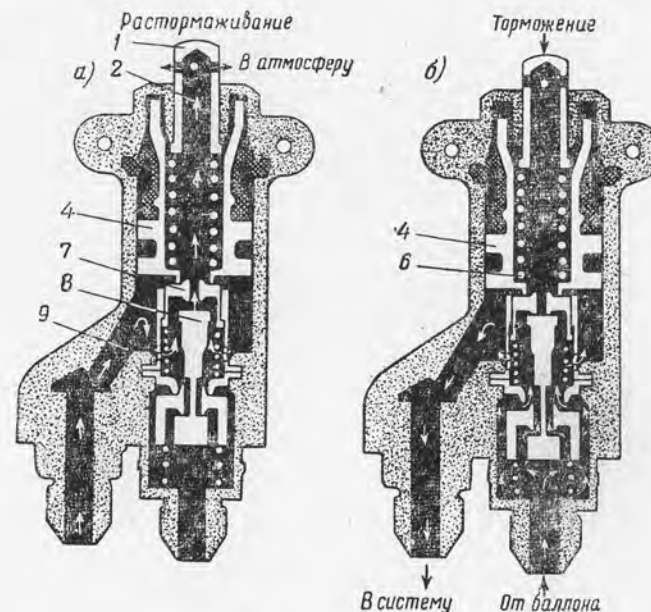


Рис. 68. Схема работы клапана ПУ-7:

а — положение «Расторможено»: 1 — толкач; 2 — верхняя полость; 4 — поршень; 7 — большой клапан выпуска; 8 — малый клапан выпуска; 9 — средняя полость.
б — положение «Заторможено»: 4 — поршень; 6 — редукционная пружина.

Ход гашетки ограничивается регулировочным винтом, установленным на Г-образном рычаге.

При замене клапана ПУ-6, устанавливаемого на самолетах до серии 110-11, клапаном ПУ-7 вместо регулировочного винта Ш5120-1 ставится винт Ш5120-1 головкой вниз.

Дифференциал ПУ-8/1 (рис. 69) предназначен для одновременного и раздельного торможения колес или лыж шасси, а также управления водяными рулями на самолете водного варианта.

Дифференциал ПУ-8/1 установлен на кронштейне Ш5210-112 впереди левого ножного управления и своим рычагом связан жесткой тягой 3 с коромыслом педалей 8 (рис. 70).

Дифференциал ПУ-8/1 (рис. 69) состоит из: корпуса 8, рычага 1, коромысла 3, двух поршней 5, двух «чулочных» мембран 6, двух

предохранительных (впускных) клапанов 7, двух прижимных колец 4 и трех штуцеров 9.

Два боковых штуцера связаны с магистралями, идущими к тормозам колес, и один — с магистралью, идущей к редукционному клапану ПУ-7.

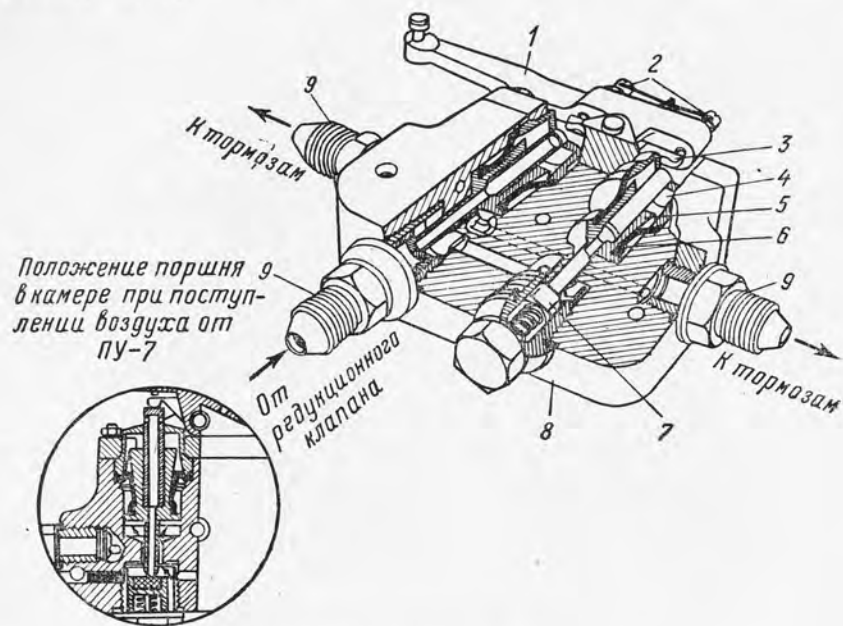


Рис. 69. Дифференциал ПУ-8/1:

1 — рычаг; 2 — регулировочные винты; 3 — коромысло; 4 — прижимное кольцо; 5 — поршень; 6 — «чувствительная» резиновая мембрана; 7 — предохранительный клапан; 8 — корпус; 9 — штуцеры.

Предохранительные (впускные) клапаны при помощи пружин постоянно прижаты своими резиновыми уплотнителями (подушками) к торцам штоков поршней, в которых имеются осевые отверстия для выхода воздуха из тормозов в атмосферу при раздельном расторможении колес (рис. 71, а, в).

Работа дифференциала ПУ-8/1. При нейтральном положении педалей ножного управления рулем направления и нажатии на гашетку редукционного клапана ПУ-7 происходит одновременное торможение обоих колес или лыж (рис. 71, б).

При этом сжатый воздух, поступающий от редукционного клапана ПУ-7, перемещает поршни 3 вперед до упора в коромысло 2 и идет через щели между предохранительными (впускными) клапанами и корпусом дифференциала к тормозам колес, где происходит одновременное торможение обоих колес шасси или лыж.

Если отпустить тормозную гашетку клапана ПУ-7 (снять дав-

ление с толкача), то воздух по тем же каналам дифференциала выйдет из тормозов в атмосферу через клапан ПУ-7 (рис. 71, а).

Раздельное торможение колес осуществляется следующим образом.

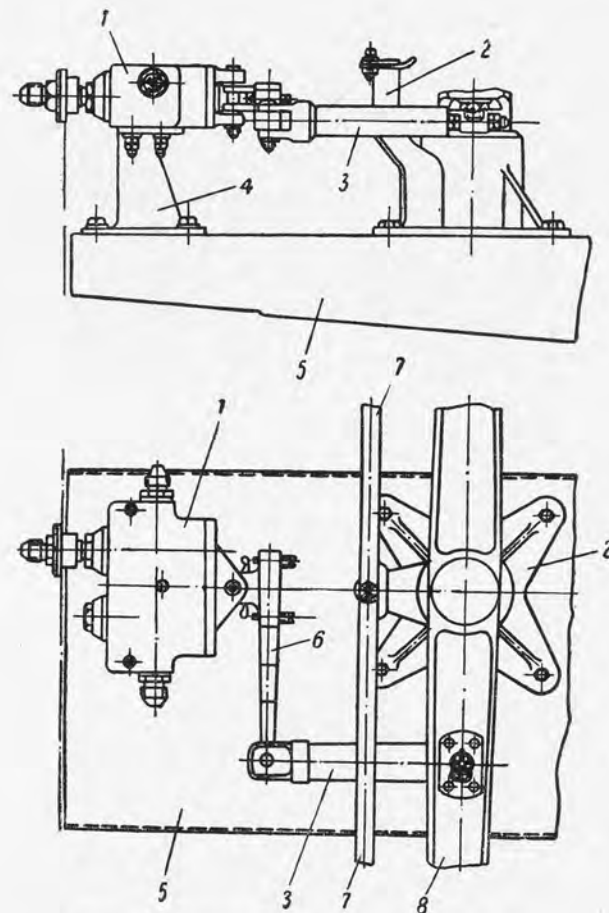


Рис. 70. Установка дифференциала ПУ-8/1: на самолете Ан-2:

1 — дифференциал ПУ-8/1; 2 — кронштейн педалей Ш5210-16; 3 — жесткая тяга; 4 — кронштейн дифференциала Ш5210-112; 5 — левая силовая балка фюзеляжа; 6 — рычаг; 7 — выравнивающие тяги подножек педалей; 8 — коромысло педалей.

При нажатии на гашетку клапана ПУ-7 и отклонении педалей ножного управления усилие передается через жесткую тягу на рычаг дифференциала (рис. 71, в). При этом, если нажимать на правую педаль ножного управления, затормаживается правое ко-

лесо и, наоборот, при нажатии на левую педаль — затормаживается левое колесо, а правое растормаживается.

Проследим движение воздуха в данном случае. При нажатии на правую педаль коромысло педалей, поворачиваясь в колонке ножного управления, тянет за собой жесткую тягу рычага дифференциала. Рычаг дифференциала нажимает на правую часть коромысла 2, которое в свою очередь пошлет вперед правый поршень 3, который в свою очередь пошлет вперед правый поршень 4, который в свою очередь пошлет вперед правый поршень 5, который в свою очередь пошлет вперед правый поршень 6, который в свою очередь пошлет вперед правый поршень 7.

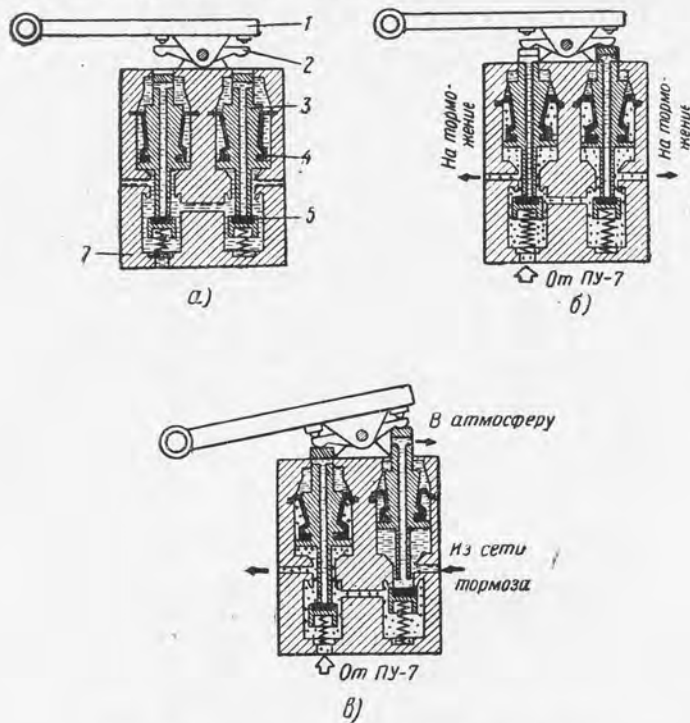


Рис. 71. Схема работы дифференциала ПУ-8/1:

1 — рычаг; 2 — коромысло; 3 — поршень; 4 — «чулочная» резиновая мембрана; 5 — предохранительный клапан; а) оба колеса расторможены; б) оба колеса заторможены; в) левое колесо растормаживается.

Левый поршень дифференциала при снятии с него нагрузки и под давлением воздуха на него снизу будет перемещаться в противоположном направлении правому поршню, т. е. назад. До тех пор, пока предохранительный клапан своей резиновой подушкой не будет упираться в седло (кольцевой буртик) корпуса, левое колесо при этом будет еще заторможено. Как только клапан дойдет до седла корпуса и упрется в него, при дальнейшем движении педалей и поршней передний шток левого поршня отойдет от резиновой подушки клапана и откроется выход воздуха из тормоза

левого колеса в атмосферу через отверстие в поршне (рис. 71, в). Правое колесо при этом будет оставаться заторможённым.

При нажатии на левую подножку педалей ножного управления рулем направления произойдет обратное действие в работе дифференциала.

Максимальный угол отклонения рычага дифференциала 30° . Угол отклонения рычага дифференциала, при котором начинается расторможение колеса, 14° . При отсутствии давления в тормозах между коромыслом дифференциала 2 и штоками поршней 4 имеется зазор (рис. 71, а), необходимый для свободного хода педалей ножного управления при отклонении руля поворота в полете, чтобы коромысло дифференциала не нажимало на поршни и не вызывало их перемещение и износ. Для регулировки синхронности торможения колес и лыж шасси на рычаге дифференциала имеются регулировочные винты.

Трубопроводы пневмосистемы в основном выполнены из трубок Т6×4, за исключением трубопровода от фильтра-отстойника до автомата давления, который изготовлен из трубок Т8×6. Трубопроводы изготовлены из АМГМ.

Соединение трубопроводов со штуцерами осуществляется на конической развальцовке без промежуточного вкладыша и с промежуточным вкладышем (типа Паркер). Трубопроводы крепятся к каркасу самолета посредством колодок и хомутиков. Хомутик на шпангоуте № 6 металлизирован.

Все трубопроводы перед монтажом испытываются под давлением воздуха 75 кг/см^2 в течение 5 мин. Трубопроводы воздушной системы окрашены в черный цвет.

Гибкие бронированные шланги, состоящие из резинового шланга в металлической оплетке размером $4 \times 14 \text{ мм}$, служат для подвода воздуха к тормозам колес.

Шланги проведены внутри передних подкосов шасси и полуосей.

Испытание бронированных шлангов производится под давлением воздуха 15 кг/см^2 .

Часть проводки к редукционному клапану ПУ-7 под полом кабины пилотов выполнена из резинового шланга среднего давления РСД.

Шланги перед монтажом подвергаются испытанию под давлением воздуха 75 кг/см^2 в течение 5 мин.

Для зарядки бортового баллона от аэродромного баллона на самолете зарядный штуцер смонтирован на щитке, против лючка с левой стороны фюзеляжа между шпангоутами № 3 и 4: к нему на резьбе присоединен обратный клапан.

Штуцер для подзарядки амортизационных стоек и камер авиашин колес смонтирован снизу, на обшивке фюзеляжа между шпангоутами № 3 и 4.

Штуцер для подзарядки амортизатора и камеры авиашины хвостового колеса выведен на шпангоут № 23 против лючка на правом борту шпангоута фюзеляжа.

Проверка работы тормозной системы производится при давлении воздуха в общей воздушной сети 40—54 кг/см².

Перед проверкой работы тормозной системы необходимо убедиться в ее герметичности, для чего следует установить педали в нейтральное положение, нажать на гашетку управления тормозами, закрыть кран КН-50 и, удерживая гашетку в указанном положении в течение 2—3 мин., проверить по двухстрелочному манометру давление воздуха: понижения давления воздуха не должно быть.

Отпустить гашетку управления тормозами и проверить по двухстрелочному манометру давление воздуха тормозной сети. Давление воздуха должно быть равно нулю. Время расторможения колес равно 1—1,5 секунды.

Затем нажать на гашетку и, отклоняя поочередно педали ножного управления, убедиться в нормальном срабатывании дифференциала ПУ-8/1. При запаздывании торможения одного из колес относительно другого необходимо отрегулировать дифференциал ПУ-8/1 или выяснить причину несвоевременного расторможения колеса.

Запаздывание торможения одного из колес может привести к резкому развороту самолета, особенно на пробеге после его посадки.

Общие сведения

К управлению самолетом относятся: управление элеронами, рулем высоты, рулем направления, закрылками, триммерами рулей и элеронов и управление тормозами колес шасси.

Управление самолетом двойное и состоит из ручного и ножного управления. Штурвальная установка ручного управления и педали ножного управления смонтированы на двух силовых балках пола кабины пилотов. Балки воспринимают все нагрузки, возникающие при передачах усилий к рулям и элеронам.

Балки имеют П-образное сечение с отогнутыми внутрь нижними кромками. Нижняя часть балок обшита частично дуралюминовой обшивкой толщиной 0,6 мм. В ней имеются лючки для контроля за состоянием тросов, для установки роликов и для монтажа сектора крепления тросов к левому ножному управлению и кронштейна крепления соединительной тяги к правому ножному управлению. В верхней стенке балок имеются отверстия для прохода штурвальных колонок и кронштейнов педалей, а также отверстия для подхода к шарнирам соединительной тяги, связывающей правое и левое ножное управление; последние отверстия закрыты заглушками на резьбе.

На внутренних бортах балок в месте подвески штурвальной установки приклепаны усиливающие кронштейны. Кронштейн на левой балке подкреплен раскосом с кронштейном для роликов, установленным снизу на переднем конце балки.

Передача от штурвальной колонки и педалей ножного управления к рулям и элеронам осуществляется посредством тросов и жестких тяг.

Правая колонка штурвальной установки и правое ножное управление может быть снято без нарушения передачи к рулям и элеронам, для чего необходимо удалить тросы управления элеронами

от правого штурвала и соединительную тягу между кронштейнами ножного управления под полом кабины пилотов.

Управление верхними и нижними закрылками электродистанционное и осуществляется от двух отдельных электромеханизмов УЗ-1АМ. Передача от электромеханизмов УЗ-1АМ к закрылкам жесткая и осуществляется посредством тяг. Управление закрылками верхнего крыла кинематически связано с управлением элеронами так, что при выпуске закрылков элероны зависают и работают как закрылки.

Управление триммерами также электродистанционное и осуществляется от электромеханизмов УТ-6.

Управление тормозами шасси пневматическое с рычажной передачей от гашетки на левом штурвале к редукционному клапану ПУ-7 и от педалей ножного управления к дифференциалу ПУ-8/1.

§ 11. ШТУРВАЛЬНАЯ УСТАНОВКА

Управление рулем высоты и элеронами относится к ручному управлению и осуществляется при помощи штурвальной установки (рис. 72). Штурвальная установка состоит из поперечной дуралю-

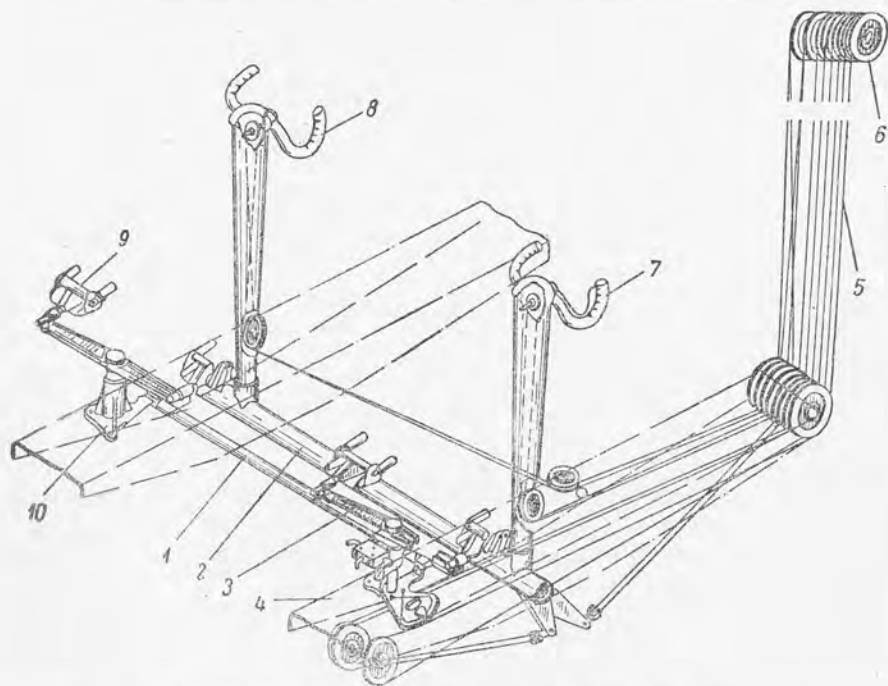


Рис. 72. Управление самолетом из кабины пилотов:

1 — тяга; 2 — поперечная труба; 3 — коромысло; 4 — силовая балка; 5 — тросы; 6 — ролики; 7 — левый штурвал; 8 — правый штурвал; 9 — правая педаль; 10 — кронштейн.

миновой трубы, изготовленной из материала Д16Т, двух штурвальных колонок коробчатого сечения и двух штурвалов.

Поперечная дуралюминовая труба ручного управления с узлами (рис. 73) подвешена к внутренним стенкам продольных силовых балок пола кабины пилотов на двух кронштейнах, приваренных к узлам, в которых монтируются обоймы двух шарикоподшипников. Узлы, выполненные из стали, надеты на обжатые концы дуралюминовой поперечной трубы и прикреплены к ним заклепками.

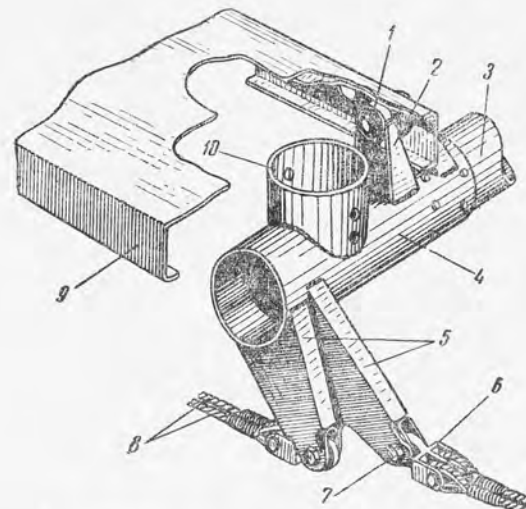


Рис. 73. Поперечная дуралюминовая труба с узлами и ее подвеска к силовой балке:

1 — болт; 2 — кронштейн; 3 — поперечная дуралюминовая труба; 4 — стальной узел; 5 — рычаги управления рулем высоты; 6 — серьга; 7 — болт; 8 — тросы; 9 — левая силовая балка пола кабины пилотов; 10 — вертикальный стальной стакан с двумя отверстиями для крепления штурвальных колонок.

На узлах приварены также вертикальные стаканы (гнезда) под штурвальные колонки и на левом кронштейне приварены рычаги для крепления тросов управления рулем высоты.

Штурвальные колонки (рис. 74) коробчатого сечения, склепаны из двух дуралюминовых штампованных профилей конической формы. На нижние концы колонок надеты и прикреплены стаканы с приваренными кронштейнами для крепления роликов управления элеронами.

В верхней части колонок прикреплены передний и задний кронштейны, в которых запрессованы обоймы двух шарикоподшипников под ось штурвала. На заднем кронштейне ниже оси штурвала имеется трехгранный прилив, в который упираются головками регулирующие болты, ограничивающие отклонение штурвала по-

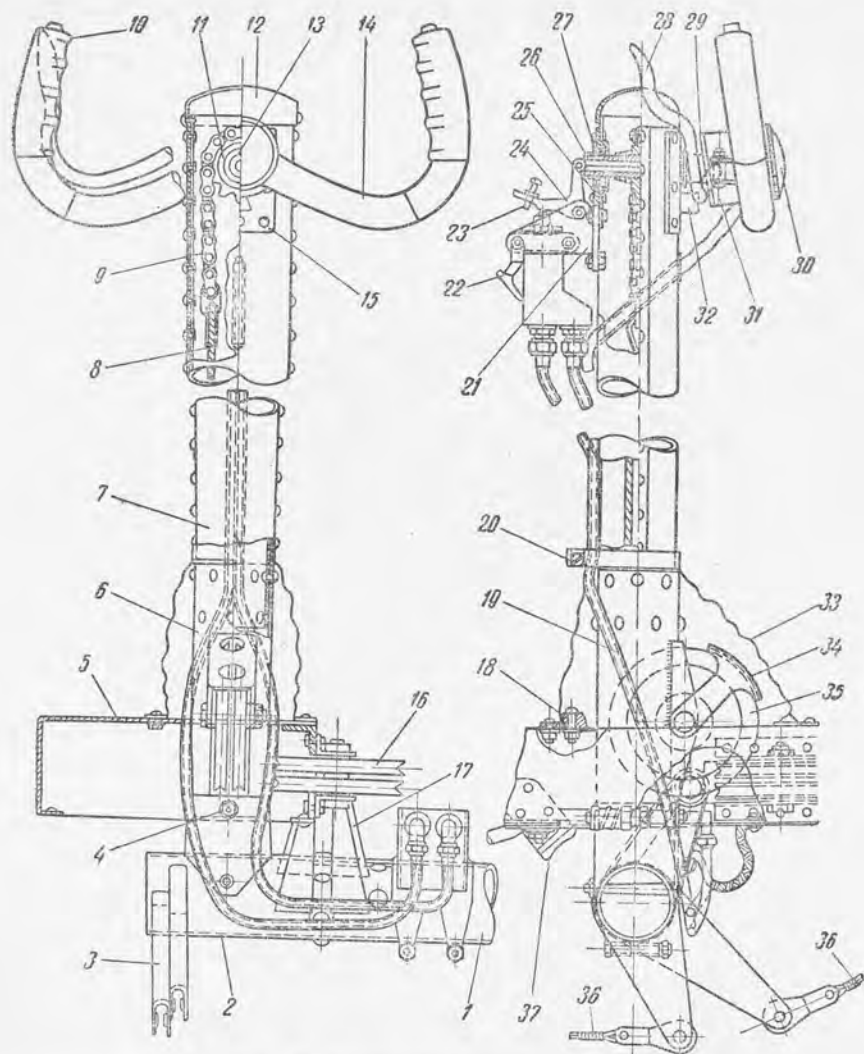


Рис. 74. Левая штурвальная колонка:

1 — поперечная дуралюминевая труба 60×57 мм; 2 — стальной узел (концевое колено); 3 — рычаги управления рулем высоты; 4 — конусный болт крепления штурвальной колонки к вертикальному стакану; 5 — левая силовая балка пола кабины пилотов; 6 — кронштейн штурвальной колонки; 7 — штурвальная колонка; 8 — трос управления элеронами; 9 — ролик-втулочная цепь (цепь Галля); 10 — резиновый наконечник ручек штурвала; 11 — зубчатая шестерня оси штурвала (звездочка); 12 — крышка штурвальной колонки; 13 — шпонка; 14 — штурвал; 15 — задний кронштейн оси штурвала; 16 — ролики управления элеронами; 17 — кронштейн подвески поперечной трубы; 18 — верхний упор штурвальной колонки; 19 — воздухопроводы тормозной системы; 20 — хомут крепления чехла штурвальной колонки; 21 — кронштейн редукционного клапана ПУ-7; 22 — защелка стояночного тормоза; 23 — винт-ограничитель хода нажимного рычага клапана ПУ-7; 24 — нажимной рычаг клапана ПУ-7; 25 — передний кронштейн оси штурвала; 26 — тяга; 27 — ось штурвала; 28 — гашетка управления тормозами колес; 29 — шайба оси штурвала; 30 — крышка барабана штурвала; 31 — барабан штурвала; 32 — упор штурвала; 33 — чехол; 34 — предохранитель; 35 — ролики управления элеронами; 36 — тросы управления рулем высоты; 37 — нижний упор штурвальной колонки.

углом 90°. На левой штурвальной колонке спереди на болтах укреплен кронштейн с редукционным клапаном ПУ-7.

Каждая колонка вставлена в гнездо узла и зафиксирована в нем двумя конусными болтами.

Для ограничения отклонений штурвальных колонок на силовых балках пола установлены упоры; верхний — в вырезе балки и нижний — под балкой.

Штурвал состоит из оси, полого барабана и двух ручек. Ручки изготовлены из хроманселевых труб, приваренных к полуму барабану. Барабан со стороны пилота закрыт крышкой из аминопласта, установленной на резьбе. На барабане левого штурвала имеется прорезь и два ушка для крепления тормозной гашетки. Барабан при помощи фланца тремя болтами соединен с шайбой, приваренной наклонно к оси штурвала.

Ось штурвала точеная, пустотелая, смонтирована на двух шарикоподшипниках в верхней части штурвальных колонок и закреплена гайкой. Внутри колонки на оси штурвала, на шпонке, посажена шестерня (звездочка) с девятью зубьями, через которую перекинута ролик-втулочная цепь (цепь Галля). К концам цепи присоединены тросы, проходящие внутри колонки к нижним роликам, смонтированным на колонке.

На ручках штурвалов установлены резиновые наконечники и смонтированы кнопки включения командной радиостанции и СПУ. Жгуты от колонок проведены внутри ручек штурвалов, сквозь барабан и колонку. Для контроля состояния шестерни и цепи Галля на верхнем конце колонки на двух винтах установлена съемная крышка.

В процессе эксплуатации самолетов, вследствие недостатков производства, наблюдались случаи появления трещин в шестерне-звездочке в месте выреза под шпонку и трещины в шайбе оси штурвальной колонки.

На самолетах с 34-й серии устанавливаются ось с увеличенной толщиной шайбы и шестерни повышенной точности изготовления. Шестерни изготавливаются из поковок с увеличенным наружным диаметром ступицы и шестерни.

При техническом обслуживании после каждых 300 часов налета необходимо осматривать шестерни при помощи лупы пятикратного увеличения, обращая особое внимание на места выреза под шпонку, а также осматривать шайбы крепления оси к барабану штурвала при помощи лупы десятикратного увеличения. При обнаружении трещин в шестерне или шайбе необходимо их менять на усиленные, причем ось и шестерню целесообразно заменять в комплекте.

§ 12. ПЕДАЛИ НОЖНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Ножное управление двойное и предназначено для управления рулем направления. Каждая педаль ножного управления (рис. 75) состоит из кронштейна (колонки), отлитого из алюминиевого спла-

ва АЛ9, полый вертикальной стальной оси, двуплечего коромысла, прикрепленного к оси, двух кронштейнов, установленных по концам коромысел, двух регулирующих по длине подножек, двух стальных тяг подножек и гайки крепления оси в кронштейне.

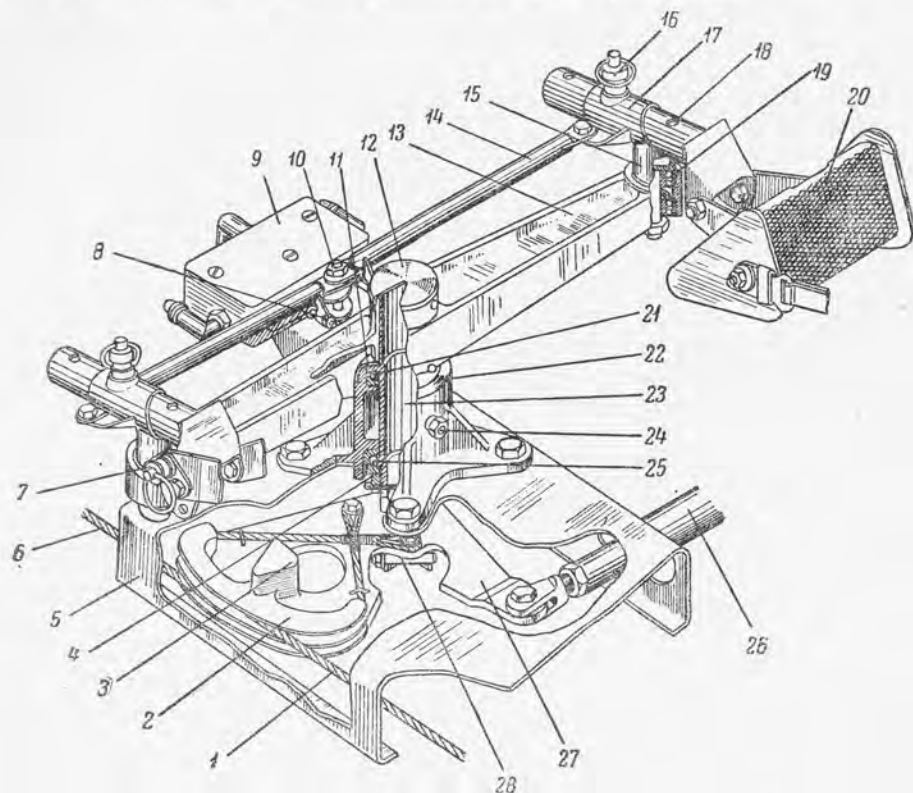


Рис. 75. Левая педаль ножного управления:

1 — трос; 2 — сектор (кулиса); 3 — упор сектора; 4 — гайка; 5 — левая силовая балка пола кабины пилотов; 6 — трос; 7 — стопор подножки; 8 — винт; 9 — дифференциал Д-1; 10 — палец; 11 — колпачок кронштейна; 12 — колпачок коромысла; 13 — коромысло педали; 14 — выравнивающая тяга подножки педали (тяги параллелограмма); 15 — кронштейн подножки; 16 — стопор штока подножки; 17 — направляющая штока; 18 — шток подножки; 19 — шарикоподшипник; 20 — подножка; 21 — верхний подшипник педали; 22 — кронштейн педальной установки; 23 — ось коромысла педали; 24 — клапанный штауфер; 25 — нижний подшипник педали; 26 — тяга к рычагу правой педали; 27 — рычаг сектора; 28 — конусный болт.

На нижнем конце оси левой педали монтируется отштампованный из сплава АК6 сектор для крепления тросов руля направления.

На нижнем конце оси правой педали монтируется одноплечий рычаг для соединения посредством жесткой тяги с рычагом, который имеется на секторе левой педали.

Кронштейн (колонка) в нижней части имеет четыре ушка для крепления к силовой балке пола кабины пилотов четырьмя болта-

168

ми, и в верхней части спереди имеются приливы. Кронштейн в верхней и нижней частях имеет внутреннюю полость, в которой расточены гнезда. В каждое гнездо запрессованы наружные обоймы радиально-упорных подшипников, набранных из отдельных шариков, в которых смонтирована ось коромысла.

Полая ось коромысла выточена из стали 30ХГСА. На верхнем участке оси имеется фланец, которым ось опирается на шарики верхнего подшипника. От перемещения вверх ось удерживается гайкой, накрученной на ось снизу и упирающейся своим верхним торцом в шарики нижнего подшипника. Смазка подшипников осуществляется через шариковый клапан, ввернутый в корпус кронштейна педалей. Через клапан смазка подается во внутреннюю полость кронштейна и оттуда поступает в подшипники. Между фланцем оси и ступицей коромысла установлен штампованный колпачок, защищающий верхний подшипник кронштейна от попадания грязи.

Коромысло двутаврового сечения, отштамповано из сплава АК6. Ось и коромысло, которое своей ступицей насажено на ось, соединены шестью стальными заклепками.

К левой стороне коромысла левой педали крепится жесткая тяга управления дифференциалом ПУ-8/1 (см. рис. 70, поз. 3).

На концах коромысла сверху и снизу расточены гнезда, в которые запрессовано по два радиальных сферических шарикоподшипника, на которых смонтированы кронштейны подножек. Верхние шарикоподшипники закрыты штампованными колпачками. Подножки с прикрепленной к ним рифленкой укреплены на штоках шарнирно и могут откидываться вперед или назад, в зависимости от роста пилота. Положение подножки регулируется, в зависимости от роста пилота, перестановкой штока в направляющей трубке кронштейна подножки в три различных положения. Подножки на штоках и штоки в кронштейнах фиксируются пружинными стопорами.

На кронштейнах педалей спереди имеются приливы для крепления выравнивающих тяг подножек.

Кронштейны подножек, штоки, каркас подножек и выравнивающие тяги изготовлены из хроманселевой стали 30ХГСА.

На нижнем конце оси левой педали двумя конусными болтами укреплен сектор с двумя канавками для тросов управления рулем направления. Сектор имеет рычаг, которым он связан посредством тяги с ответным рычагом правой педали.

В рычагах установлены радиальные сферические шарикоподшипники. На секторе имеются два болта для крепления тросов руля направления, трехгранный выступ для ограничения отклонения руля направления и отверстие для облегчения.

На самолетах с 85-й серии изменена конструкция тросов управления самолетом и двигателем, в связи с этим изменено и крепление тросов руля направления на секторе левой педали (рис. 76, б).

Для монтажа новой конструкции тросов руля направления на

самолетах по серию 84 необходимо в секторе левой педали ввести два добавочных отверстия Ø 8 А.

При отклонении руля направления влево трехгранный выступ сектора упирается в ребро кронштейна передних роликов, а при отклонении руля направления вправо трехгранный выступ приходит в упор с угольником, прикрепленным изнутри к левой силовой балке. Угольник расположен позади педалей.

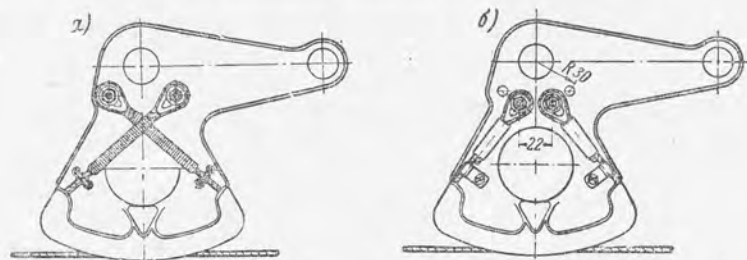


Рис. 76. Крепление тросов на секторе левой педали:
а) на самолетах по 84-ю серию; б) на самолетах с 85-й серии.

§ 13. ТРОВОСЫЕ И ЖЕСТКИЕ ПЕРЕДАЧИ К ЭЛЕРОНАМ И РУЛЯМ

Передача управления элеронами (рис. 77) смешанного типа: от штурвалов до двуплечей качалки на шпангоуте № 6 — тросовая и от двуплечей качалки до элеронов — жесткая.

В системе управления элеронами применяются особо гибкие тросы 7×7 диаметром 4,5 мм или диаметром 5,1 мм ГОСТ 2172—43. Для защиты от коррозии они пропитаны смесью из 50% лака № 17А и 50% льняного масла. После 15—20-минутной пропитки в ванне тросы просушиваются при температуре 40—45°C в течение 4—5 часов. Размеры тросов элеронов (рис. 78): длина троса от штурвала левого пилота до двуплечей качалки А, Б по 2850 мм каждый и от штурвала второго пилота до двуплечей качалки А, Б по 3560 мм каждый.

Тросы управления элеронами проходят от цепи Галля до двуплечей качалки по двум одноканавочным текстолитовым роликам с шарикоподшипниками, установленными внизу на штурвальных колонках.

Ролики на левой колонке установлены в продольной плоскости самолета и на правой колонке под углом 30° влево от продольной оси самолета. От роликов на правой штурвальной колонке тросы проходят по роликам, установленным в горизонтальном положении на правом борту левой силовой балки на кронштейнах, прикрепленных к стенке балки (см. рис. 74, позид. 16). Далее все четыре троса управления элеронами проходят под левой силовой балкой и через нижний роликовый узел на шпангоуте № 5, по двум двухканавочным роликам с шарикоподшипниками, вдоль левой стенки шпанго-

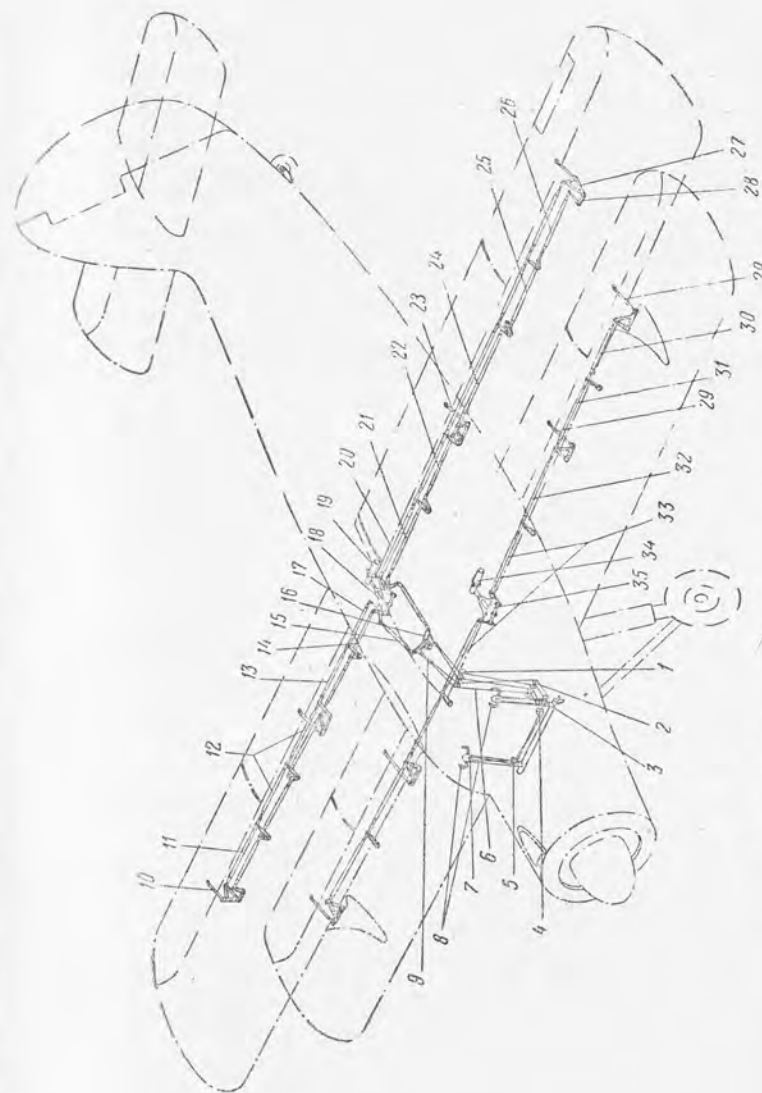


Рис. 77. Схема управления элеронами и закрылками.

1 — верхние ролики на шпангоуте № 5; 2 — нижние ролики на шпангоуте № 5; 3 — ролики на левой штурвальной колонке; 4 — ролики на правом борту левой силовой балки; 5 — ролики на правой штурвальной колонке; 6 — тросы управления элеронами; 7 — звездочка под цепь Галля; 8 — штурвалы; 9 — тандем тросов управления элеронами; 10 — тяга к элерону; 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 20 — тяги управления элеронами; 16 — качалка управления элеронами на шпангоуте № 6; 14, 21, 22, 24, 25, 26 — тяги управления элеронами и элеронами; 18 — качалка управления элеронами на шпангоуте № 6; 19 — верхний электромеханизм элерона; 23 — тяга к электромеханизму элерона; 27 — Г-образная качалка отклонения элерона; 28 — треугольная качалка отклонения элерона; 29, 30, 31, 32, 33 — тяги управления закрылками нижнего крыла; 34 — нижний электромеханизм элерона; 35 — коробка механизма управления закрылками нижнего крыла.

ута № 5 проходят вверх на верхний роликовый узел шпангоута № 5 и через два ролика — к тандерам, расположенным у качалки на шпангоуте № 6.

Нижний роликовый узел шпангоута № 5 состоит из шести одноканавочных роликов для прохода тросов руля высоты и руля направления и двух двухканавочных роликов для тросов элеронов. Ролики смонтированы на общем болте в кронштейне, изготовленном из сплава АК6. Кронштейн приклепан к левой силовой балке пола кабины пилотов и к шпангоуту № 5 фюзеляжа.

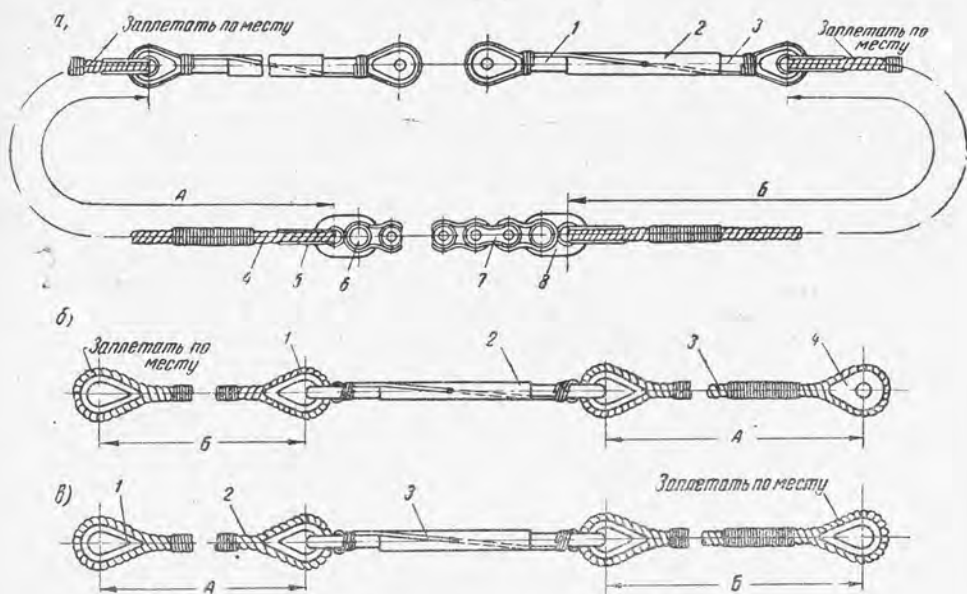


Рис. 78. Тросы управления самолетом:

а — цепь с тросом управления элеронами: 1 — ушко тандера; 2 — муфта тандера; 3 — ушко тандера; 4 — трос 7×7—4,5 ГОСТ 2172—43; 5 — коуш; 6 — валик; 7 — цепь; 8 — серьга;

б — трос управления рулем направления: 1 — коуш; 2 — тандер; 3 — трос 7×7—3,5 ГОСТ 2172—43; 4 — коуш;

в — трос управления рулем высоты: 1 — коуш; 2 — трос 7×7—3,5 ГОСТ 2172—43; 3 — тандер.

Верхний роликовый узел на шпангоуте № 5 состоит из кронштейна и трех обоев с роликами. Кронштейн крепится к шпангоутам пятью болтами. Шпангоут в этом месте подкреплен ребристой накладкой.

Две крайние ориентирующие обоймы, служащие для крепления роликов элеронов, расположены ближе к оси фюзеляжа.

Третья обойма с двумя двухканавочными роликами под тросы руля направления установлена жестко.

Тандеры для регулирования тросов управления элеронами

установлены у качалки шпангоута № 6. Натяжение тросов управления элеронами составляет 60—65 кг.

Проводка от двуплечей качалки до элеронов производится жесткими тягами, подвешенными на качалках. Все шарниры этих передач выполнены на радиальных двухрядных сферических подшипниках. Тяги управления элеронами проходят от двуплечей качалки до Г-образных качалок, установленных на коробке механизма УЗ-1А, и дальше через отверстия в обшивке фюзеляжа в консоли верхнего крыла (рис. 79).

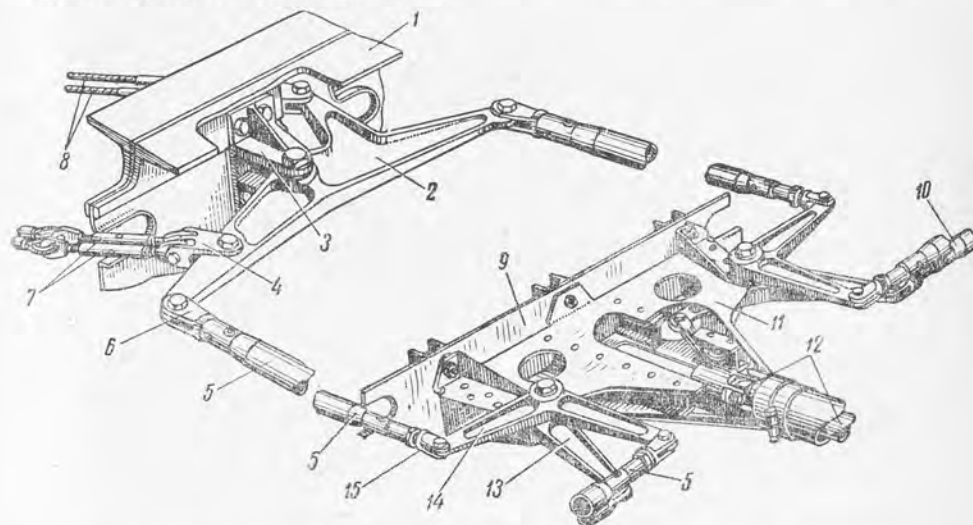


Рис. 79. Качалки и тяги управления элеронами в грузовом отсеке фюзеляжа:

1 — шпангоут № 6; 2 — двуплечая качалка; 3 — кронштейн подвески качалки; 4 — серьга; 5 — тяги управления элеронами; 6 — наконечник тяги; 7 — тандеры; 8 — тросы; 9 — шпангоут № 8; 10 — тяга управления закрылками; 11 — коробка механизма УЗ-1А; 12 — шток электро-механизма УЗ-1А; 13 — Г-образная качалка управления закрылками; 14 — Г-образная качалка управления элеронами; 15 — наконечник

В консолях верхнего крыла на кронштейнах, отлитых из сплава АЛ9, расположенных на задних лонжеронах, между хвостовиками нервюр № 1—2, 6—7, 11—12, 14—15 и 17—18, монтируются ходовые или передаточные качалки, отштампованные из сплава АК6.

Качалка управления элеронами монтируется на Г-образной качалке механизма зависания элеронов (рис. 80).

Тяга к рычагу управления элеронами изготовлена из стальной трубы, остальные тяги из дуралюмина. Наконечники тяг стальные. Концы дуралюминовых тяг обжаты для уменьшения веса наконечников. Тяги собраны с наконечниками на трубчатых заклепках.

Зависание элеронов на угол 16° осуществляется поворотом Г-образных качалок зависания, связанных тягами с трехплечими качалками отклонения закрылков.

Дифференциальность отклонения элеронов вверх на угол 30° и

вниз на угол 14° , при нейтральном положении закрылков, осуществляется трехплечей качалкой управления элеронами.

В процессе эксплуатации имели место случаи изгиба шпилек крепления трехплечей качалки управления элеронами к Г-образной качалке зависания элерона. Шпилька ранее изготавливалась из стали 45. На самолетах с 50-й серии завод изготавливает шпильки из стали 30ХГСА.

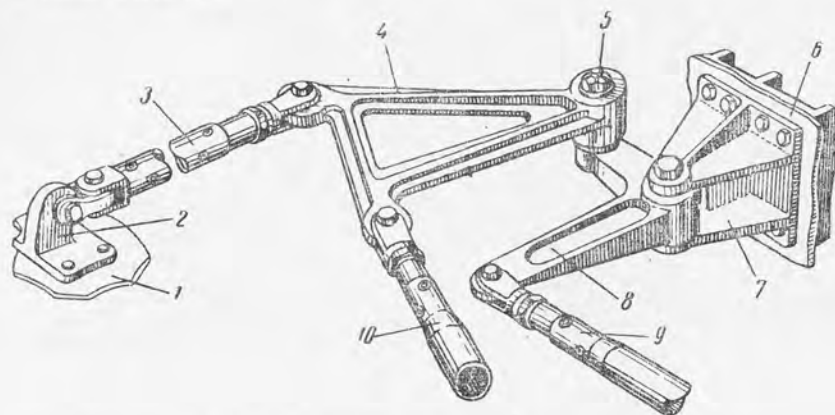


Рис. 80. Механизм зависания элерона:

1 — элерон; 2 — одноплечий рычаг элерона; 3 — стальная тяга элерона; 4 — качалка отклонения элерона; 5 — шпилька крепления качалки отклонения элерона к Г-образной качалке зависания элерона; 6 — стенка лонжерона; 7 — кронштейн; 8 — Г-образная качалка зависания элерона при отклонении закрылков; 9 — тяга, идущая к управлению закрылками; 10 — тяга управления элероном.

Проводка управления рулем высоты так же, как и элеронами, смешанная, но преимущественно тросовая.

Тросы в проводке применяются марки 7×7 диаметром 3,5 мм или 7×19 диаметром также 3,5 мм ГОСТ 2172—43. Тросы сдвоенные и проходят от рычагов штурвальной установки до трехплечей качалки, установленной на шпангоуте № 25 фюзеляжа. От трехплечей качалки до рычага руля высоты проходит тяга, изготовленная из стальной трубы. Размеры тросов: длина тросов от заднего кронштейна штурвальной колонки до тандера А — 6920 мм и от тандера до трехплечей качалки Б — 3150 мм; длина тросов от переднего кронштейна до тандера А — 8050 мм и от тандера до трехплечей качалки Б — 3200 мм, (см. рис. 81).

Тросы управления рулем высоты проходят от рычагов штурвальной установки через: два одноканавочных ролика с шарикоподшипником, установленным у шпангоута № 1; четыре одноканавочных ролика, установленных на нижнем узле шпангоута № 5; два двухканавочных ролика, установленных на верхнем узле шпангоута № 5; четыре одноканавочных ролика с шарикоподшипником, установленным на кронштейне шпангоута № 8; через самоориентирующиеся ролики с шарикоподшипником и дальше через ролики

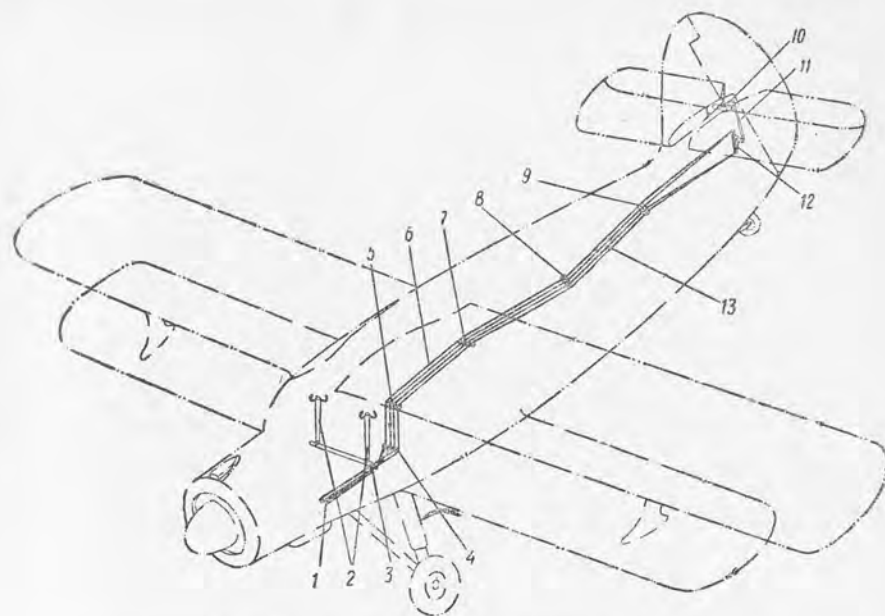


Рис. 81. Схема управления рулем высоты:

1 — ролики у шпангоута № 1; 2 — штурвальные колонки; 3 — рычаги ручного управления; 4 — нижние ролики на шпангоуте № 5; 5 — верхние ролики на шпангоуте № 5; 6 — тросы; 7 — ролики на шпангоуте № 8; 8 — ролики на шпангоуте № 15; 9 — ролики на шпангоуте № 21; 10 — рычаг руля высоты; 11 — тяга; 12 — качалка на шпангоуте № 25; 13 — тандеры.

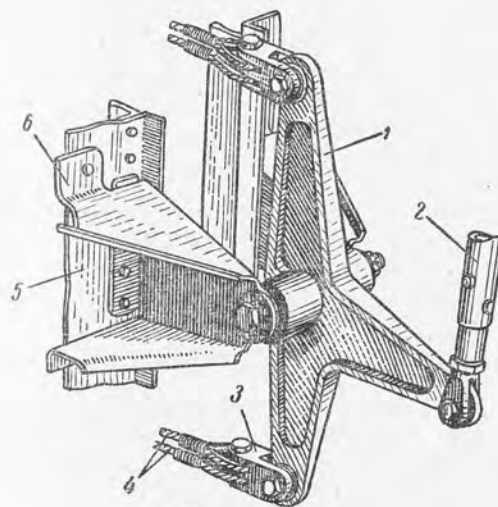


Рис. 82. Трехплечая качалка отклонения руля высоты на шпангоуте № 25:

1 — качалка; 2 — тяга; 3 — серьга; 4 — тросы; 5 — шпангоут № 25; 6 — кронштейн.

по шпангоуту № 21 к рычагам трехплечей качалки, установленной на шпангоуте № 25 (рис. 82).

Роликовый узел у шпангоута № 1 фюзеляжа состоит из трех роликов, из которых два ролика предназначены для прохода тросов руля высоты от переднего рычага и один ролик для троса руля направления. Ролики установлены на кронштейне, отлитом из сплава АЛ9, который приклепан к левой силовой балке пола кабины пилотов снизу и к шпангоуту № 1 фюзеляжа.

Узел на шпангоуте № 8 состоит из шести роликов, смонтированных вместе с предохранителем на одном общем болте на кронштейне из сплава АЛ9. Кронштейн крепится к шпангоуту четырьмя болтами.

Ролики у шпангоута № 15 смонтированы в ориентирующихся обоймах: две обоймы по два ролика — под тросы руля высоты и две обоймы по одному ролику — под тросы руля направления. Все обоймы собраны в одном общем кронштейне, отштампованном из листового дуралюмина и приклепанном к стрингерам и к наружной обшивке фюзеляжа.

На шпангоуте № 21 установлены две обоймы по два ролика в каждой обойме под тросы руля высоты. Обоймы подвешены на болтах в кронштейне, приклепанном к шпангоуту и к нижней нервюре килевой части фюзеляжа.

Кронштейн изготовлен из листового дуралюмина и закален.

Обоймы роликов установлены на шпангоутах № 15 и 21 и фиксируются в кронштейнах болтами под определенными углами так, чтобы тросы проходили по канавкам роликов без перекоса.

Тандеры тросов руля высоты установлены в хвостовом отсеке фюзеляжа. Натяжение тросов руля высоты составляет 50—55 кг.

Проводка управления рулем направления (см. рис. 83) тросовая, одинарная. Тросы применяются 7×7 ГОСТ 2172—43 или 7×19 диаметром 3,5 мм и проходят от сектора педалей через ролик (нормаль 5145-2) у шпангоута № 1, затем через четыре ролика, установленные на нижнем и верхнем узлах шпангоута № 5, два ролика, установленные на шпангоуте № 8, и через четыре ролика, установленные у шпангоута № 15 и на шпангоуте № 25, и крепятся к рычагам руля направления.

На шпангоуте № 25 ролики установлены на двух отдельных кронштейнах, отлитых из алюминиевого сплава АЛ9. Каждый кронштейн крепится к стенке шпангоута тремя болтами.

Размеры тросов (см. рис. 78): левый трос — от сектора педалей до тандера А — 8160 мм и от тандера до левого рычага руля направления Б — 2960 мм, правый трос — от сектора до тандера А — 8360 мм и от тандера до правого рычага руля направления Б — 300 мм.

Тандеры тросов управления рулем направления размещены в хвостовом отсеке. Натяжение тросов руля направления 40—45 кг. Натяжение тросов управления самолетом замеряется на вертикальной части у шпангоута № 5 при помощи тензомера ИН-11, дейст-

вие которого основано на деформации плоской пружины, возникающей при прогибе натянутого троса.

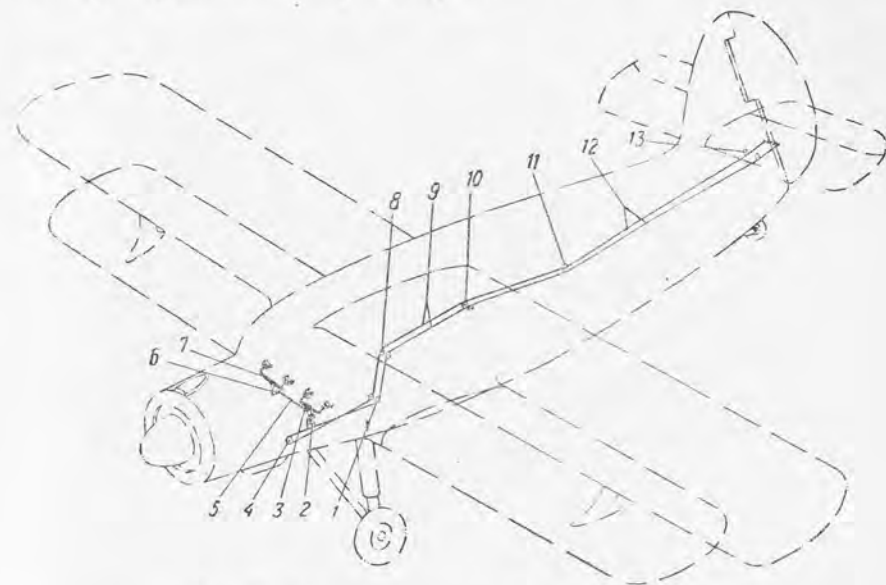


Рис. 83. Схема управления рулем направления:

1 — нижние ролики на шпангоуте № 5; 2 — сектор левой педали; 3 — левая педаль; 4 — ролик у шпангоута № 1; 5 — соединительная тяга правой и левой педалей; 6 — рычаг правой педали; 7 — правая педаль; 8 — верхние ролики на шпангоуте № 5; 9 — тросы; 10 — ролики на шпангоуте № 8; 11 — ролики на шпангоуте № 15; 12 — тандеры; 13 — ролики на шпангоуте № 25.

§ 14. УПРАВЛЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ

Управление верхними и нижними закрылками (см. рис. 77) дистанционное и осуществляется из кабины пилотов при помощи электромеханизмов УЗ-1АМ, расположенных между шпангоутами № 8 и 9, — один в верхней части фюзеляжа, другой под полом грузовой кабины.

Механизм управления верхними закрылками (рис. 84) состоит из коробки, с заключенными в ней шарнирными механизмами, реверсивного электродвигателя постоянного тока, червячного редуктора и винтовой шариковой пары.

Коробка механизма изготовлена из двух штампованных дуралюминовых половин, связанных между собой на заклепках стальными профилями и кронштейнами. Вдоль по профилям перемещается ползушка, снабженная для уменьшения сил трения двумя парами шарикоподшипников. Движение ползушки через проводки передается качалками, от которых идут к закрылкам тяги.

Кронштейны, ползушки и поводки изготовлены из хромансильевой стали 30ХГСА. Профили изготовлены из поковок стали 45 и

нормализованы. Для уменьшения износа профилей поверхность, по которой катятся шарикоподшипники, хромирована.

Электромеханизм УЗ-1АМ состоит из реверсивного электродвигателя постоянного тока МУК-421, червячного редуктора и винтовой шариковой пары.

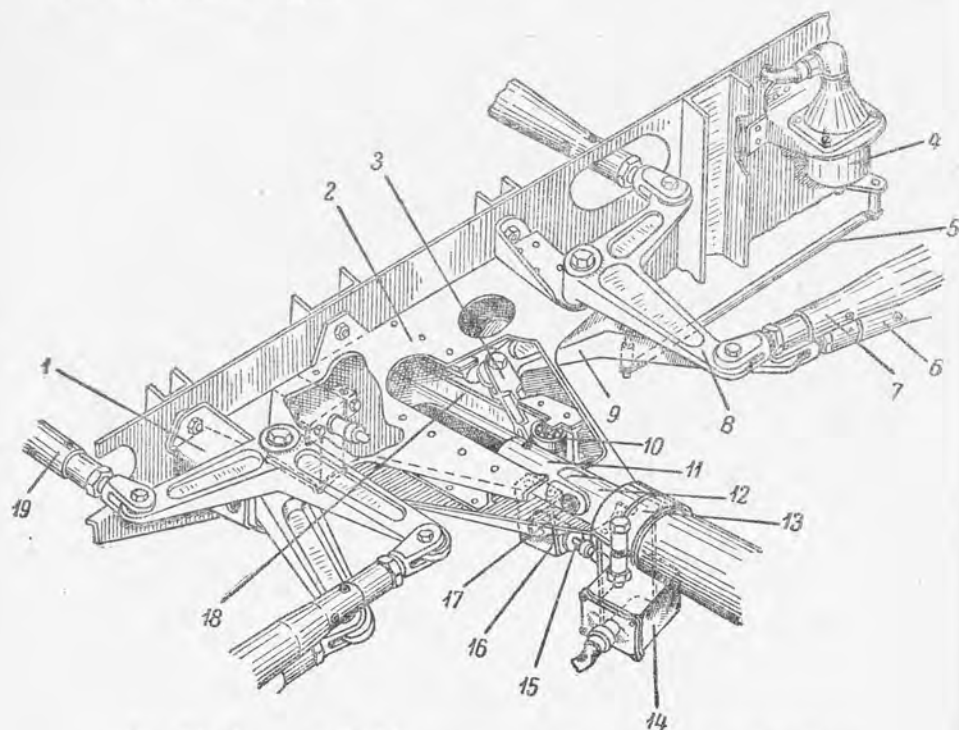


Рис. 84. Механизм УЗ-1А управления закрылками верхнего крыла:

1 — кронштейн; 2 — коробка механизма; 3 — поводок; 4 — датчик указателя отклонения закрылков; 5 — тяга датчика; 6 — тяга управления закрылками; 7 — тяга управления элеронами; 8 — качалка управления элеронами; 9 — качалка управления закрылками; 10 — шарикоподшипник ползушки; 11 — ползушка; 12 — шток электромеханизма; 13 — хомут; 14 — задний концевой выключатель; 15 — регулируемый штифт концевой выключателя; 16 — регулируемый упор; 17 — болт; 18 — направляющий профиль; 19 — тяга управления элеронами.

Винтовая пара заключена в цилиндрический кожух, прикрепленный болтами к корпусу электромотора. Гайка винтовой пары заканчивается рабочим штоком, который при работе электродвигателя движется поступательно в том или ином направлении, в зависимости от направления реверсирования. Ушко штока соединено свилкой ползушки болтом.

Для крепления электромеханизма к кожуху шток снабжен ободком, который входит в шейку кожуха и затянут в ней хомутом.

Верхний электромеханизм крепится к каркасу фюзеляжа двумя хомутами. На коробке верхнего механизма УЗ-1АМ на одном болту

с Г-образными качалками закрылков монтируются Г-образные качалки управления элеронами.

Механизм УЗ-1АМ управления нижними закрылками (рис. 85) по своей конструкции одинаков с механизмом управления закрылками верхнего крыла, за исключением качалок управления элеронами.

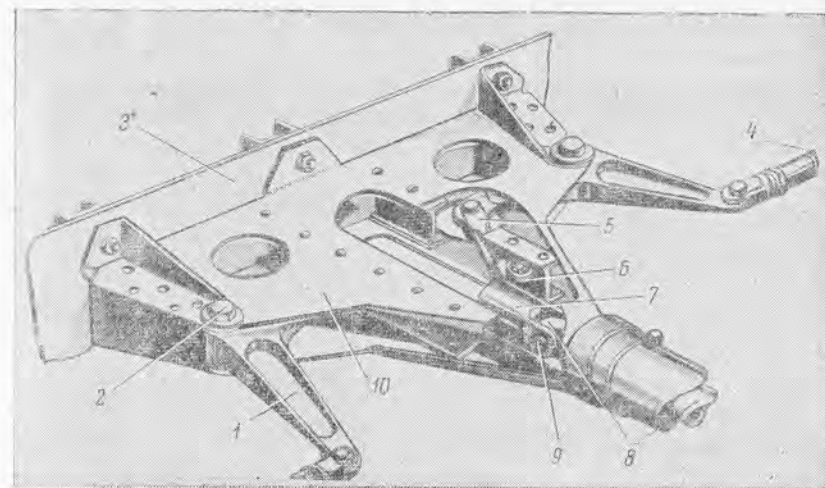


Рис. 85. Механизм УЗ-1А управления закрылками нижнего крыла:

1 — качалка; 2 — болт; 3 — нижняя часть шпангоута № 8; 4 — тяга; 5 — поводок; 6 — шарикоподшипник ползушки; 7 — ползушка; 8 — шток электромеханизма; 9 — болт; 10 — коробка механизма.

Цепи питания УЗ-1АМ снабжены отдельными автоматами защиты сети, кнопки которых расположены на центральной электроштитке приборной доски. Включение электромеханизма УЗ-1АМ производится кнопками: выпуск закрылков — кнопкой на секторе газа, уборка — кнопкой на центральном пульте.

Электромеханизмы работают до тех пор, пока включены кнопки, и поэтому закрылки можно остановить в любом положении в пределах рабочего диапазона. В крайних положениях закрылки останавливаются автоматически при помощи двух концевых выключателей.

Положение закрылков регистрируется электрическим указателем, расположенным на центральном пульте. Датчик указателя расположен на шпангоуте № 8 и связан с качалкой управления закрылком.

Указатель включается автоматом защиты сети на электроштитке центрального пульта (второй справа).

Проводка управления закрылками осуществляется жесткими

тягами через передаточные качалки, смонтированные на тех же кронштейнах, где смонтированы качалки элеронов.

Качалка отклонения закрылков показана на рис. 86.

Тяги, идущие от качалки к рычагам управления закрылков, изготовлены из стальных труб.

Качалка отклонения закрылков связана жесткими тягами с механизмом зависания элеронов, который расположен между хвостовиками нервюр № 17 и 18 верхних крыльев. Механизм зависания элеронов верхнего левого крыла показан на рис. 80. Г-образная качалка зависания элерона смонтирована на кронштейне, установленном на лонжероне крыла; одно плечо ее связано тягой с управлением закрылками, а на другом плече при помощи шпильки подвешена трехплечая качалка управления элеронами.

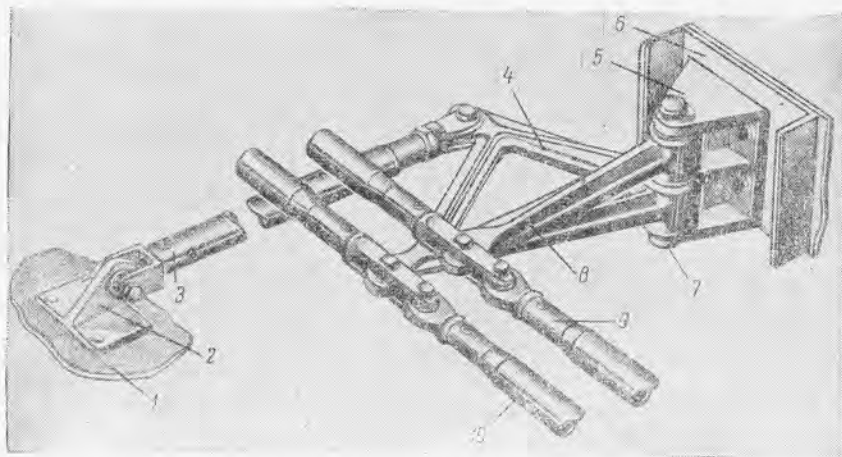


Рис. 86. Качалки управления закрылком и элероном:

1 — закрылок; 2 — кронштейн закрылка; 3 — тяга; 4 — качалка отклонения закрылка; 5 — кронштейн; 6 — лонжерон; 7 — болт; 8 — передаточная (ходовая) качалка управления элеронами; 9 — тяга элерона; 10 — тяга закрылка.

При опускании закрылков вниз Г-образные тяги смещают назад трехплечие качалки элеронов, что вызывает перемещение качалок и зависание элеронов.

§ 15. УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРАМИ

Управление триммерами элерона, руля высоты и руля направления дистанционное и осуществляется из кабины пилотов с помощью реверсивных электромеханизмов УТ-6.

Электромеханизмы смонтированы в носовой части на лонжеронах левого элерона и левой половины руля высоты и сзади — на лонжероне руля направления. Для доступа к механизмам в местах их установки имеются лючки.

Ходовые винты механизмов соединены с кронштейнами триммеров жесткими регулирующимися тягами, проходящими внутри элерона и рулей. Вильчатые болты тяг управления триммерами руля высоты и руля направления на самолетах с 62-й серии усилены. В кронштейнах триммеров для соединения с тягой управления введен шариковый подшипник.

Управление триммерами производится нажимными переключателями, установленными на центральном пульте кабины пилотов; механизмы работают при нажатии переключателей. Предельное отклонение триммеров фиксируется концевыми выключателями, имеющимися в самих механизмах.

Цепи питания УТ-6, снабжены отдельными автоматами защиты сети, расположенными на центральной электрошитке рядом с АЗС управления механизмами УЗ-1АМ.

Нейтральное положение триммеров сигнализируется синими лампочками, расположенными на центральном пульте кабины пилотов, между нажимными переключателями управления триммерами.

§ 16. УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗАМИ

Управление тормозами колес шасси и лыж осуществляется гашеткой, расположенной на левом штурвале, и левыми педалями ножного управления.

Гашетка 28 (см. рис. 74) посредством тяги, проходящей через полую ось штурвала, связана с нажимным Г-образным рычагом редукционного клапана ПУ-7, который установлен впереди левой штурвальной колонки.

При нажатии на гашетку рычаг давит на толкач клапана ПУ-7, толкач через редукционную пружину закрывает клапан выпуска и открывает клапан впуска воздуха, редуцируя его до давления, необходимого для торможения колес или лыж.

Степень редуцирования воздуха зависит от степени нажатия на гашетку и хода рычага редукционного клапана, который имеет ограничительный винт. Максимальное давление, на которое рассчитана редукционная пружина ПУ-7 — 10 кг/см^2 . Для тормозов колес давление регулируется $6\text{--}8 \text{ кг/см}^2$, для лыж $8\text{--}10 \text{ кг/см}^2$.

При опробовании работы двигателя на земле рычаг в нажатом положении может быть зафиксирован стояночным стопором, смонтированным на кронштейне ПУ-7.

Из клапана ПУ-7 сжатый воздух поступает в дифференциал ПУ-8/1 и при нейтральном положении коромысла педалей — в тормоза, что вызывает одновременное торможение обоих колес.

Раздельное торможение колес осуществляется отклонением педалей управления рулем направления (см. рис. 71, в).

В процессе эксплуатации наблюдались случаи капотирования самолета при посадке вследствие неумелого пользования тормозами (резкое нажатие на тормозную гашетку в начале пробега самолета).

§ 17. РЕГУЛИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Перед регулированием управления самолетом необходимо установить штурвальные колонки, штурвалы и педали ножного управления в нейтральное положение.

Для этого служит кабинный стопор, которым можно пользоваться на самолетах с № 136-01. На самолетах более раннего выпуска пользование кабинным стопором возможно при условии соответствующей доработки левой штурвальной колонки и левых педалей.

Регулирование управления рулем высоты

Нейтральное и крайние положения штурвальных колонок, а также углы отклонения руля высоты и соответствующие замеры (отклонений) по задней кромке руля приведены в табл. 16.

Таблица 16

Положение руля высоты	Положение штурвальных колонок от вертикали	Отклонение руля высоты	
		на уголок	по задней кромке, мм
Нейтральное	На 2° назад	0°	—
Верхнее:			
по № 133—20	На 23° назад	35° ± 1°	344 ± 10
с № 134—01 по № 159—20	На 23° назад	35° ± 1°	344 ± 10
с № 160-01	На 23° назад	42° ± 3°	409 ± 30
Нижнее:			
по № 133-20	На 10° вперед	18° ± 1°	178 ± 10
с № 134-01			
по № 159-20	На 13° вперед	22°30' ± 1°	224 ± 10
с № 160-01	На 11°30' вперед	22°30' ± 1°	224 ± 10

Регулирование производится в следующем порядке:

1) при ненатянутых тросах закрепить колонки и руль в нейтральном положении;

2) отрегулировать тягу 11 (см. рис. 81) так, чтобы верхний и нижний шарниры качалки 12 были на одинаковом расстоянии от шпангоута № 25;

3) отрегулировать тросы, натянув их усилием 50—55 кг;

4) снять упоры и, отклоняя штурвальные колонки до упоров в обе стороны, проверить углы отклонения руля (см. табл. 16).

С самолета № 132-01 нижние упоры, ограничивающие отклонение штурвальных колонок назад, изменены и могут регулироваться (см. рис. 74, поз. 37). Если регулировка нарушена, необходимо их вновь отрегулировать для получения требуемого угла отклонения руля высоты вверх.

Регулирование управления рулем поворота

Отклонение ножных педалей от нейтрального положения в обе стороны до упора равно $30^\circ \pm 1^\circ$.

Порядок регулирования следующий:

1) при отпущенных тросах зафиксировать левую педаль и руль поворота в нейтральном положении и отрегулировать тросы, натянув их с усилием 40—45 кг;

2) регулируя тягу между левой и правой педалями, установить правую педаль в нейтральном положении;

3) снять фиксаторы и, отклоняя левую педаль в обе стороны до упоров, проверить углы отклонения руля.

Отклонение руля в обе стороны должно быть $28^\circ \pm 1^\circ$ или 393 ± 13 мм по задней кромке руля по нервюре № 6.

Регулирование управления элеронами и закрылками

Регулирование управления в обтянутых крыльях затруднено, поэтому не следует нарушать заводскую регулировку. При замене регулируемых тяг нужно точно измерить их длины и по ним отрегулировать новые тяги.

В случае необходимости управление элеронами и закрылками должно регулироваться заново в определенной последовательности, как указано ниже.

Регулирование управления элеронами и закрылками в верхнем крыле

Управление закрылками верхнего крыла и элеронами регулируется одновременно, так как оба управления имеют кинематическую связь через механизмы зависания.

Порядок регулирования следующий:

1) снять тяги 14, 17, 20 и 21 (см. рис. 77) и зафиксировать элерон и закрылок в нейтральном положении;

2) отрегулировать последовательно длины тяг так, чтобы каждая тяга приводила соответствующую качалку в положение, показанное на рис. 87, а.

Тягой 1 установить качалку 2

» 3	»	» 4
» 5	»	» 6
» 7	»	» 8

Указанная последовательность дает возможность каждую тягу регулировать по одному разу.

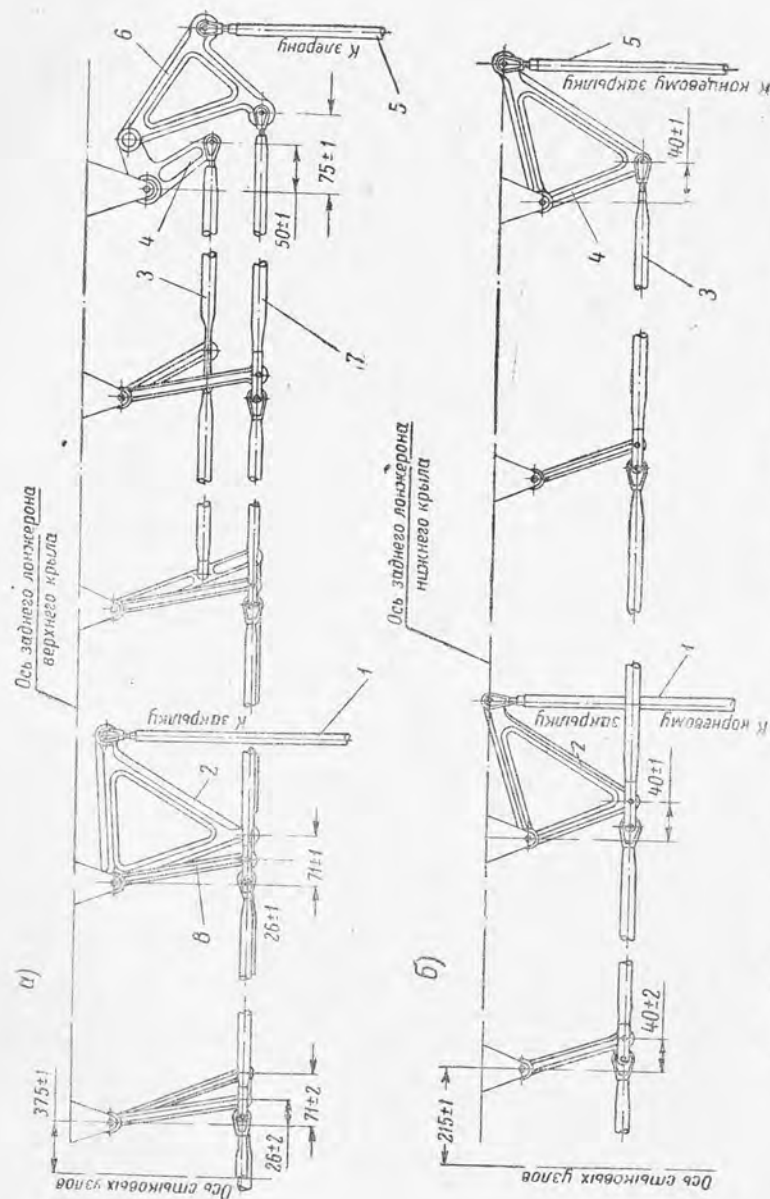


Рис. 87. Схема регулирования управления элеронами и закрылками в крыльях;

а — правая консоль верхнего крыла: 1 — тяга к закрылку; 2 — качалка отклонения закрылка; 3 — тяга к качалке зависания элерона; 4 — Г-образная качалка зависания элерона; 5 — тяга к элерону; 6 — качалка отклонения элерона; 7 — тяга элерона; 8 — правая консоль нижнего крыла: 1 — тяга к корневому закрылку; 2 — качалка отклонения корневой закрылка; 3 — тяга; 4 — качалка отклонения концевой закрылка; 5 — тяга к концевому закрылку.

Регулирование управления закрылками в нижнем крыле

Управление в крыльях и в фюзеляже рекомендуется регулировать отдельно, а тяги 33 (см. рис. 77) подсоединять в последнюю очередь, отрегулировав их длину по месту.

Регулировка в крыльях проводится в следующем порядке:

1) снять тяги 33 (см. рис. 77) и зафиксировать корневой закрылок в нейтральном положении;

2) отрегулировать последовательно длины тяг так, чтобы каждая тяга приводила соответствующую ей качалку в положение, показанное на рис. 87, б.

Тягой 1 установить качалку 2

» 3 » » 4;

3) не снимая фиксатора с корневой закрылка, отрегулировать тягу 5 так, чтобы концевой закрылок принял нейтральное положение.

Регулирование управления элеронами в фюзеляже

Регулирование управления элеронами в фюзеляже производить в следующем порядке:

1. При ненатянутых тросах зафиксировать штурвал левой колонки в нейтральном положении.

2. Отрегулировать тросы управления элеронами, идущие от левого штурвала, так, чтобы концевые шарниры качалки 16 (см. рис. 77) были на одинаковом расстоянии от шпангоута № 6. Тросы должны быть натянуты с усилием 60—65 кг.

3. Отрегулировать тросы управления элеронами, идущие от правого штурвала, так, чтобы штурвал принял нейтральное положение. Тросы должны быть натянуты с усилием 60—65 кг.

4. Регулируя тяги 15, установить верхние качалки на верхней коробке механизма управления закрылками так, чтобы плечи обеих качалок были параллельны оси самолета.

5. Не снимая стопоров с элеронов, закрылков и штурвала, отрегулировать по длине тяги 17 и 20 и присоединить их к верхним качалкам на верхней коробке механизма УЗ-1АМ и к качалкам в верхнем крыле.

6. Снять стопоры с элеронов и штурвала (с закрылков стопоры не снимать) и повернуть левый штурвал влево так, чтобы левый элерон отклонился вверх на $30^{+1}_{-1,5}$ или на 263^{+8}_{-13} мм по задней кромке элерона. При этом правый элерон должен опуститься на $14^{+1}_{-1,5}$ или на 124^{+8}_{-13} мм при замере по задней кромке.

Не меняя положения штурвала, отрегулировать левые упоры обоих штурвалов.

7. Повернув штурвалы вправо, таким же образом, отрегулировать их правые упоры.

Механизмы верхней и нижней коробок регулируются одинаково. Регулирование вести в следующем порядке:

1. Тяги 14, 21 и 33 (см. рис. 77) сняты. Отрегулировать штифт заднего концевого выключателя так, чтобы механизм управления закрылками останавливался концевым выключателем в заднем положении. Заднее положение проверяется по расстоянию от оси шарикоподшипников штока коробки до шпангоута № 8. Это расстояние равно 170 мм и соответствует нейтральному положению закрылков.

2. Зафиксировать стопорами закрылки в нейтральном положении, отрегулировать тяги 14, 21 и 33 по месту и присоединить их к качалкам коробок и качалкам в крыльях.

3. Снять стопоры с закрылков.

4. Отрегулировать штифт переднего концевого выключателя так, чтобы механизм управления закрылками останавливался при отклонении закрылков на $40^{\circ} \pm 1^{\circ}$, что соответствует замеру по задней кромке верхних закрылков 320^{+8}_{-13} мм, нижних 268^{+7}_{-11} мм.

Регулирование управления тормозами

Регулирование управления тормозами производить при давлении воздуха в баллоне 50 кг/см^2 и открытом кране наполнения.

Сначала регулируется клапан ПУ-7 ограничительным винтом так, чтобы при полном нажатии на гашетку управления и при нейтральном положении педалей давление в тормозах составляло $6-8 \text{ кг/см}^2$ для тормозов колес и $8-10 \text{ кг/см}^2$ для тормозов лыж, в зависимости от эффективности торможения.

Регулирование дифференциала ПУ-8/1 производится при помощи винтов. Винты должны прийти в соприкосновение с коромыслом дифференциала ПУ-8/1.

Синхронность отклонения педалей производится при давлении воздуха в тормозной магистрали 4 кг/см^2 . Поочередно отклоняя коромысло педалей, отмечают начало расторможения колес (выход сжатого воздуха в атмосферу через дифференциал) и угол отклонения коромысла. При несоответствии отклонения педалей синхронность расторможения колес шасси регулируется винтом на рычаге дифференциала ПУ-8/1.

Общие сведения

К силовой установке относится:

1. Двигатель АШ-62ИР.
2. Воздушные винты В-509-Д9А и АВ-7Н-161 на самолетах Ан-2 (сухопутного варианта) или воздушный винт В-514-Д8 на самолетах Ан-2В (водного варианта).
3. Рама двигателя.
4. Обтекатели воздушного винта и двигателя (внешнего и внутреннего капота).
5. Система всасывания воздуха, поступающего в карбюратор.
6. Система выхлопа отработанных газов.
7. Система обдува агрегатов двигателя.
8. Бензиновая система и система заливки двигателя перед запуском.
9. Маслосистема и система разжижения масла бензином.
10. Система запуска двигателя.
11. Управление двигателем, юбками капота и створками маслорадиатора.
12. Противопожарное оборудование.

§ 18. ДВИГАТЕЛЬ АШ-62ИР

Общие сведения

На самолете установлен авиационный двигатель внутреннего сгорания АШ-62ИР — четырехтактный, бензиновый, звездообразный, девятицилиндровый воздушного охлаждения. Двигатель выпускается с 1937 года и является модификацией двигателей М-62 и М-63. Он имеет односкоростной приводной центробежный нагнетатель и соосный редуктор планетарного типа.

Нагнетатель обеспечивает получение на земле взлетной мощности 1000 л. с. и поддержание необходимых крейсерских мощностей двигателя до значительных высот при сравнительно небольшом расходе топлива.

Редуктор двигателя позволяет использовать воздушный винт большого диаметра, дающий более высокий коэффициент полезного действия, тягу, а следовательно, и скорость полета при одной и той же крейсерской мощности двигателя, что уменьшает километровой расход топлива. Эксплуатируется двигатель с воздушными винтами изменяемого шага (ВИШ), имеющими гидравлическое управление. Заданное пилотом число оборотов коленчатого вала автоматически поддерживается регулятором постоянства оборотов (РПО), который установлен на двигателе.

Двигатель АШ-62ИР—карбюраторный. Карбюратор АКМ-62ИР имеет высотный корректор, автоматически регулирующий качество горючей смеси с изменением высоты полета. Ручное управление высотным корректором позволяет обеднить смесь в полете до $\alpha = 1,05 - 1,1$ на крейсерской мощности двигателя.

Указанное обеднение смеси практически не ухудшает работу двигателя и значительно снижает расход топлива. Для питания карбюратора топливом двигатель снабжен бензиновым насосом коловратного типа БНК-12БК. Большая производительность насоса обеспечивает значительную высотность бензосистемы самолета и надежную работу двигателя на любых режимах.

Давление в масломагистрали двигателя создается масляным насосом шестеренчатого типа МШ-8. Производительность нагнетающей ступени насоса вполне достаточна для обеспечения обильной смазки большей части трущихся поверхностей деталей двигателя и работы механизма воздушного винта. Производительность откачивающей ступени насоса обеспечивает надежную работу двигателя на всех режимах и высотах полета самолета.

Масло по пути в двигатель фильтруется пластинчатым фильтром МФМ-25 типа Куно.

Зажигание рабочей смеси в цилиндрах осуществляется электрической искрой. Источниками тока высокого напряжения являются два магнето БСМ-9БС, установленные на двигателе. В каждом цилиндре двигателя имеются по две запальные электрические свечи СД-48БСМ.

Запуск двигателя производится при помощи электроинерционного стартера РИМ-24ИР, имеющего электрический и ручной приводы. На двигателе устанавливается авиационный воздушный компрессор АК-50М, обеспечивающий на борту самолета запас сжатого воздуха, необходимого для торможения колес.

Основными конструктивными узлами двигателя АШ-62ИР являются: цилиндро-поршневая группа, шатунный механизм, коленчатый вал, механизм газораспределения, картер, редуктор, нагнетатель и приводы агрегатов.

В данное время на эксплуатации находятся в преобладающем количестве более совершенные в конструктивном и технологическом отношении двигатели АШ-62ИР 13-й и 14-й серий.

Основные конструктивные изменения в двигателях 13 и 14-й серий

В двигателях АШ-62ИР 13-й серии введены следующие конструктивные изменения:

1. Редуктор устанавливается с усиленным упорным шарикоподшипником.
2. Цилиндр с упругим седлом клапана выпуска.
3. Поршень с двумя верхними трапециевидными уплотнительными кольцами.
4. Кулачковая шайба с усиленным венцом и диском кулачковой шайбы.
5. Двойная шестерня газораспределения имеет измененную конторку винтов крепления крышки.
6. Задняя крышка имеет шайбу под пружину уплотнения привода генератора.
7. Усилен дефлектор цилиндра у маслоотстойника.

Конструктивные отличия двигателей АШ-62ИР 14-й серии от 13-й серии

14-я серия выпускается с 1957 г. и имеет следующие конструктивные изменения:

1. В цилиндре седло клапана выпуска выполнено подвесным и для отличия цилиндра 14-й серии от цилиндров других серий последнее ребро на гильзе подрезано.
2. Поршень на двигателях 14-й серии изготовлен из более жаростойкого сплава АК4 и имеет гладкую внутреннюю поверхность, чтобы не было нагарообразования. Вторая кольцевая канавка выполнена трапециевидной формы под клиновидное кольцо для лучшего уплотнения.
3. В кривошипно-шатунном механизме на двигателях 14-й серии предусмотрено:
 - а) во всасывающих трубах 3, 5 и 6 цилиндров сливные трубки для предупреждения гидроудара;
 - б) гнездо под втулку главного шатуна хромируется, а сама втулка омеднена, гнезда под пальцы прицепных шатунов хромированы;
 - в) сепараторные трубки увеличены на 4 мм, а трубка масляного жиклера на 6 мм.
4. В редукторе, с целью устранения появления трещин, шлицы вала винта (в переходе) имеют более плавные закругления. Усилен замок сателлита.

5. Газораспределение. Коромысла клапанов выпуска и впуска установлены на игольчатых подшипниках. Кулачковая шайба выполнена заодно с диском из стали. Шток клапана выпуска азотирован.

6. Картер. С целью предохранения картера от коррозии все его детали кадмированы. Изменено крепление цилиндра к картеру — на 14 шпильках вместо 16 шпилек. В задней крышке отверстие с фланцем для крепления РПД заглушено, а рядом выполнены резьбовые отверстия под штуцер замера давления масла в двигателе и штуцер забора масла к Р-9СМ2.

7. Карбюратор АКМ-62ИР. Карбюратор установлен с экономической регулировкой. На крышке карбюратора установлен шток (дефлектор), который направляет воздух для обдува корпуса высотного корректора. Для лучшей очистки топлива, поступающего к жиклерам, введен фильтр тонкой очистки. Давление топлива после фильтра тонкой очистки должно быть 0,30—0,35 атм.

8. В маслonaсосе МШ-8 для устранения причин падения давления масла, вследствие заедания редукционного клапана, улучшена конструкция клапана.

9. На бензонасосе БНК-12БК у крышки редукционного клапана заглушено отверстие для сообщения с атмосферой и улучшено уплотнение и соединение хвостовика с ротором.

10. Установлены агрегаты:
регулятор оборотов Р-9СМ2 вместо Р-7Е и генератор ГСН-3000 вместо ГСК-1500.

Основные технические данные двигателя

Тип двигателя	однорядная звезда
Число цилиндров	9
Охлаждение	воздушное
Порядок нумерации цилиндров	по часовой стрелке, смотря на двигатель со стороны задней крышки картера и считая верхний цилиндр первым
Диаметр цилиндра, мм	155,5
Ход поршня для цилиндра № 1 с главным шатуном, мм	174,5
Степень сжатия	6,4±0,1
Литраж одного цилиндра, л	3,31
Литраж всех цилиндров, л	29,87
Направление вращения коленчатого вала	по часовой стрелке, если смотреть со стороны задней крышки приводной центробежный односкоростной
Нагнетатель	
Передаточное число от коленчатого вала к крыльчатке нагнетателя	1:7
Редуктор	планетарного типа с шестью цилиндрическими сателлитами
Степень редукции	11:16
Вал редуктора имеет двухканальный	подвод масла к ВИШ.

Режимы работы двигателя

Взлетный режим

Мощность у земли — 1000 л. с.

Число оборотов коленчатого вала — 2200 об/мин.

Давление наддува — не выше 1050 мм рт. ст.

Указанные мощность, обороты и наддув двигатель развивает в нормальных атмосферных условиях (температура наружного воздуха 15°C, давление 760 мм рт. ст.). При высоких температурах наружного воздуха или пониженном атмосферном давлении двигатель на полном газе развивает наддув и мощность меньше, а обороты — больше указанных. В условиях же низких температур обороты меньше 2200 в минуту, а наддув и мощность — больше установленных. В этом случае дроссели на взлете следует открывать только до получения максимально допустимого давления наддува — 1050 мм рт. ст. На взлетном режиме разрешается непрерывно работать не более 5 мин. во избежание большой перегрузки двигателя.

Номинальный режим

Мощность у земли — 820 л. с.

Число оборотов 2100 об/мин.

Давление наддува — 900±10 мм рт. ст.

На расчетной высоте 1500 м двигатель при тех же оборотах и давлении наддува развивает мощность 840 л. с. Согласно техническим условиям двигатель должен надежно работать на номинальном режиме непрерывно не менее одного часа. Нагрузки, возникающие во время работы на номинальном режиме, являются расчетными для деталей двигателя.

Эксплуатационный режим

Мощность — 0,9 номинальной (738 л. с.).

Число оборотов — 2030±20 об/мин.

Давление наддува 830±10 мм рт. ст.

Завод-изготовитель гарантирует безопасную работу двигателя на эксплуатационном режиме в течение установленного ресурса.

Таблица 17

Крейсерские режимы

Крейсерский режим	Мощность, л. с.	Обороты коленчатого вала, об/мин.	Давление наддува, мм рт. ст.	Расход топлива, кг/час
0,75 Не ном. . .	615	1920±10	765±15	147,5—157
0,6 Не ном. . .	492	1780±10	680±15	105,5—115,5
0,5 Не ном. . .	410	1670±10	620±15	88 — 94,5

Пределы оборотов коленчатого вала

Максимально допустимое число оборотов коленчатого вала на земле и в воздухе не более 30 сек. — 2350 об/мин.

Минимальное число оборотов при устойчивой работе двигателя на «малом газе» 500 об/мин.

Характеристики

На рис. 88 приведены внешняя и дроссельная характеристики двигателя АШ-62ИР.

На рис. 89 приведены высотные характеристики двигателя АШ-62ИР.

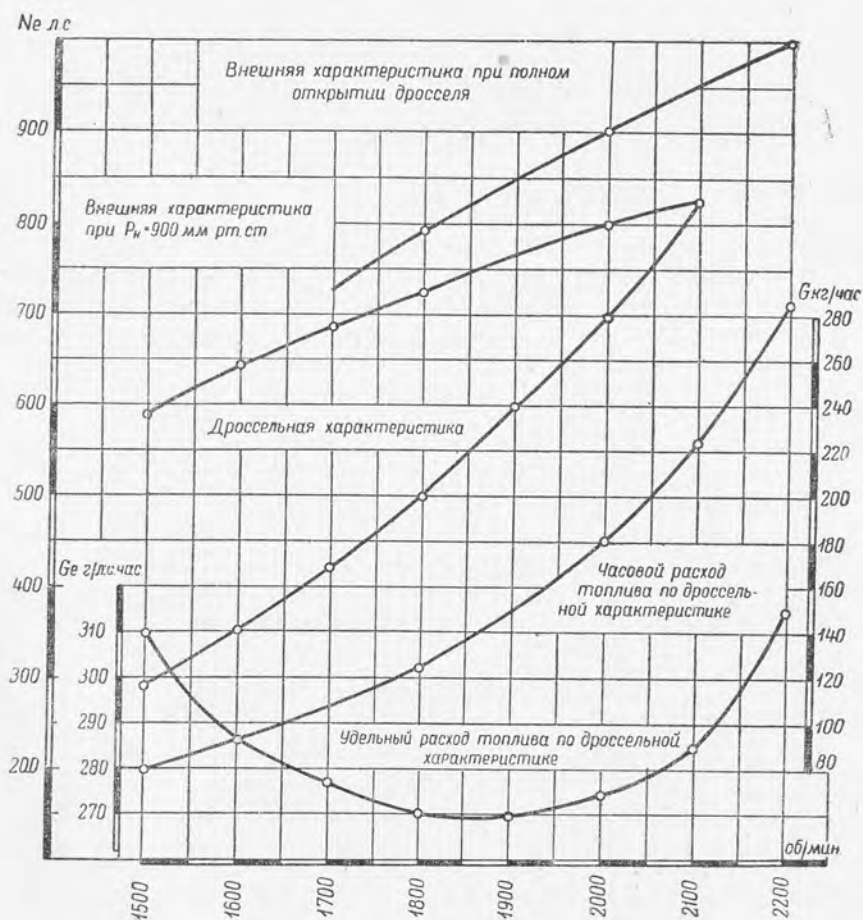


Рис. 88. Внешняя и дроссельная характеристика двигателя АШ-62ИР.

Все данные о мощности, указанные в характеристиках, приведены к нормальным условиям международной стандартной атмосферы.

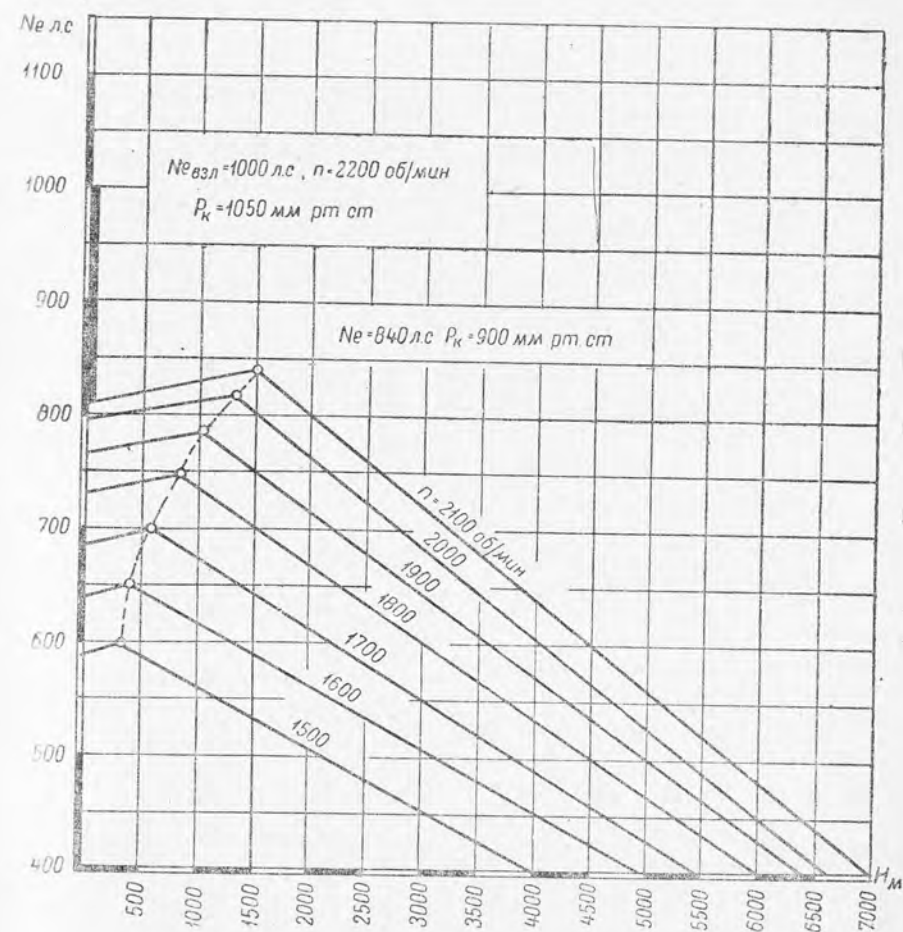


Рис. 89. Высотные характеристики двигателя АШ-62ИР.

Температурные режимы головки цилиндра № 1

- | | |
|--|-----------|
| 1. Нормальная | 150—205°C |
| 2. Рекомендуемая | 165—185°C |
| 3. Максимально допустимая при работе на взлетном режиме не более 5 мин. и на прочих режимах не более 15 мин. | 245°C |
| 4. Минимальная для хорошей приемистости двигателя | 120°C |

Питание топливом

Сорт топлива:	бензин Б-91/115 с октановым числом 91
Карбюратор	типа АКМ-62ИР
Бензиновый насос	БНК-12БК
Давление бензина перед карбюратором, кг/см ² :	
а) на режиме малого газа	не менее 0,15
б) на режимной работе	0,3—0,35
Нормы расхода топлива для самолета Ан-2, кг/час:	
а) для рейсовых и учебных полетов	соответственно 118 и 115
б) для авиационно-химических работ и воздушной съемки	125
в) для зондирования атмосферы	130
г) для рейсовых на высокогорной трассе	130
д) для работы на земле	45

Питание маслом

Сорт масла, применяемого для зимы и лета	МС-20 или МК-22
Срок работы масла, час	100
Масляный насос	МШ-8
Масляный фильтр	МФМ-25
Давление масла, кг/см ² :	
а) в маслососе	5—6
б) в задней крышке картера	4—5
в) на режиме малого газа при 500 об/мин	не менее 2
г) на оборотах 700—800 об/мин через 10 сек. после запуска двигателя	не менее 3
Температура входящего масла:	
а) минимально допустимая	не ниже 50°C
б) рекомендуемая	60—75°C
в) максимально допустимая не более 3 минут	85°C

Зажигание

Порядок зажигания в цилиндрах	1—3—5—7—9—2—4—6—8
Магнето	два БСМ-9
Опережение зажигания в градусах поворота коленчатого вала:	
а) для правого магнето	20° до ВМТ в такте сжатия
б) для левого магнето	15° до ВМТ в такте сжатия
Свечи	СД-48БСМ
Зазор между электродами свечи, мм	0,28—0,36

Газораспределение

Открытие и закрытие клапанов в градусах поворота коленчатого вала:	
а) клапан впуска:	
открытие	15°+10° до ВМТ в такте выпуска
закрытие	44° после НМТ в такте сжатия
б) клапан выпуска:	

открытие	74° до НМТ в такте рабочего хода
закрытие	25°+10° после ВМТ в такте выпуска

Зазор между роликами рычагов и штоками клапанов на холодном двигателе, мм:	
а) для проверки правильности регулировки газораспределения (по цилиндру № 1)	1,9
б) для работы двигателя	0,5
Максимальный подъем клапанов впуска и выпуска, мм	14,25

Габариты и вес двигателя

Диаметр двигателя по крышкам клапанных коробок, мм	1375+5
То же по шпилькам крепления крышек клапанных коробок, мм	1380+5
Длина двигателя (без стартера и генератора), мм	1130
Сухой вес двигателя (без генератора, стартера, винта и деталей крепления винта на валу), кг	567±2%

Срок службы двигателя

1. До первого ремонта, час	1000
2. Межремонтный ресурс, час	800
3. Общий амортизационный срок службы двигателя, час	6000

Примечание. Межремонтный ресурс двигателя указан в формуляре двигателя.

§ 19. АВТОМАТИЧЕСКИЕ ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ В-509-Д-9А, АВ-7Н-161 И В-514-Д8

1. Воздушный винт В-509-Д-9А с деревянными лопастями

Общие сведения

На сухопутных самолетах Ан-2 с двигателем АШ-62ИР установлен тянущий автоматический воздушный винт В-509 изменяемого в полете шага конструкции Г. М. Заславского.

Воздушный винт В-509 совместно с регулятором постоянных оборотов Р-7Е или Р-9СМ2 в пределах рабочего диапазона автоматически обеспечивает заданные обороты двигателя, вне зависимости от изменения режима полета или изменения давления наддува.

Автоматическая работа винта основана на гидроцентробежном принципе по прямой схеме действия и при двухканальной подводке масла к винту. В винтах прямой схемы действия поворот лопастей на увеличение шага производится моментом центробежных сил противовесов, а поворот лопастей в сторону уменьшения шага — под действием давления масла.

Перевод лопастей винта В-509 в сторону малого шага происходит под действием момента, создаваемого давлением масла, посту-

пающего в цилиндро-поршневую группу винта от насоса регулятора оборотов Р-7Е.

Перевод лопастей в сторону большого шага происходит под действием суммы моментов, создаваемых:

- 1) центробежными силами противовесов;
- 2) давлением масла, поступающего в цилиндро-поршневую группу винта от насоса регулятора оборотов Р-7Е.

Винт В-509 имеет две характерные особенности. Первая особенность заключается в том, что при понижении давления в магистрали масла, поступающего от регулятора к винту, винт под влиянием момента, создаваемого центробежными силами противовесов, увеличивает шаг и уравнивается на оборотах крейсерского режима, что позволяет продолжать дальнейший полет самолета. Противовесы подобраны таким образом, что действующие на них центробежные силы создадут момент всегда больший моментов, действующих на лопасти от аэродинамических и центробежных сил, которые стремятся повернуть лопасти в сторону уменьшения шага.

Вторая особенность винта состоит в том, что для предотвращения загустевания масла в цилиндро-поршневой группе винта, при длительных полетах в условиях низких температур окружающего воздуха, в стенке большого подвижного поршня имеется (жиклерное) отверстие диаметром 0,8 мм, сообщающее полости большого и малого шага, чем обеспечивается постоянная циркуляция масла из полости малого шага в полость большого шага. Вследствие этого происходит периодическое затяжеление винта и постоянный приток теплого масла из двигателя в цилиндро-поршневую группу винта.

На самолетах до 129-й серии завод-изготовитель самолетов Ан-2 устанавливал винт В-509 А-Д7 с лопастями саблевидной формы.

С целью повышения эксплуатационной надежности и увеличения ресурса работы воздушного винта на самолетах с 129-й серии завод устанавливает воздушные винты В-509-Д9 взамен винтов В-509 А-Д7. Винты В-509-Д9 имеют лопасти прямоугольной (веслообразной) формы (рис. 1). Винт В-509-Д9 полностью взаимозаменяем с винтом В-509 А-Д7 и дополнительных доработок самолета при замене винта не требует.

В процессе эксплуатации самолета с винтом В-509-Д9 имелись единичные случаи разрушения лопастей Д9. Основной причиной разрушения лопастей Д9 является потеря прочности клеевых соединений.

В настоящее время завод-изготовитель воздушных винтов выпускает новые лопасти Д9А вместо лопастей Д9, которые имеют большую вибрационную прочность, однако при эксплуатации винтов с лопастями Д9А возникают аналогичные дефекты, что и у лопастей Д7 и Д9.

Поэтому для самолета Ан-2 завод-изготовитель воздушных винтов спроектировал новый (более надежный) воздушный винт с металлическими лопастями.

Основными деталями винта В-509-Д9А являются четыре деревянные лопасти и втулка винта. Втулка винта состоит из стального неразъемного корпуса, ступицы, поводка, узла цилиндра, четырех лопастных гнезд и четырех узлов противовесов.

Основные технические данные винта с лопастями Д9 и Д9А

Тип винта	тянущий, автоматический изменяемого в полете шага	
Принцип действия	гидроцентробежный	
Схема действия	прямая, при двухканальной подводке масла	
Направление вращения винта	правое	
Диаметр винта, м	3,6	
Число лопастей	4	
Характеристика лопастей:		
Индекс	Д9А	Д9
Материал	сосна, дельта — древесины с фанерным покрытием и стальной оковкой	то же
Форма лопасти	прямоугольная, с небольшим сужением к концу пера лопасти	прямоугольная (веслообразная)
Профиль	кларк „У“	то же
Максимальная ширина, мм	314	290
Относительная толщина на $r=0,9R$	0,078	0,060
Фактор эффективности *	127	То же
Расчетный КПД винта на режиме $V_{\max}$	0,77	То же
Расчетный момент инерции, кг/см/сек ²	354	302
Частота собственных колебаний, гц	20	14,5
Вес лопастей, кг	19,8	18,7
Угол установки лопастей на $R=1000$ мм:		
минимальный	$=13^{\circ}30' \pm 10'$	То же
максимальный	$=28^{\circ}30' \pm 2^{\circ}30'$	То же
Угол установки противовесов	20°	То же
Гарантийный срок службы лопастей, летных часов	750	700
Регулятор	Р-7Е или Р-9 СМ2	То же
Вес винта, кг	176,9 ^{+2%}	172,5 ^{+2%}

* Фактор эффективности винтов (английское обозначение) является весьма важным показателем формы лопасти в плане. Фактор эффективности (безразмерная величина, условно обозначаемая AF) характеризует рабочую площадь лопасти и способность поглощения лопастью мощности двигателя. Узкие лопасти имеют $AF=60-80$, широкие (особенно прямоугольного типа) $120-140$. Фактор эффективности впервые стал применяться в нашей литературе в Трудах ЦАГИ № 429, изд. 1939 г. (Белкин и Дружинин, Практический метод подсчета характеристик винтов).

2. Воздушный винт АВ-7Н-161 с металлическими лопастями

Общие сведения

Винты В-509-Д9А, имеющие деревянные лопасти, не в полной мере удовлетворяют условиям эксплуатации и поэтому в ближайшее время будут заменены винтами с лопастями, изготовленными из другого материала.

В ГосНИИ ГВФ прошел летные испытания доработанный винт АВ-7Н-161 с металлическими лопастями и в настоящее время эксплуатируется на самолетах Ан-2 транспортного варианта.

Автоматический винт АВ-7Н-161 работает совместно с регулятором оборотов Р-9СМ2 по схеме двойного действия.

Шаг винта в пределах рабочего диапазона изменяется под действием моментов от сил давления масла, подаваемого в механизм винта от регулятора оборотов, центробежных сил лопастей и аэродинамических сил.

Винт АВ-7Н-161 имеет механизм ФШ-1, автоматически фиксирующий положение лопастей при падении давления масла в магистрали между РПО и винтом ниже величины, необходимой для нормальной работы винта, что устраняет возможность раскрутки его от центробежных сил лопастей.

Основными деталями винта АВ-7Н-161 являются: корпус, лопасти, траверса, цилиндр с поршнями и фиксатор шага ФШ-1.

Основные технические данные винта

Тип винта	тянущий, автоматический изменяемого в полете шага
Принцип действия механизма винта	гидроцентробежный
Схема работы механизма винта	двойная
Направление вращения винта	правое
Диаметр, м	3,6
Число лопастей	3
Максимальная ширина лопасти, мм	292
Относительная толщина лопасти на $r=0,9R$	0,052
Аэродинамическая серия	61 Ф
Фактор эффективности	90
Тип профиля дужки	Ф
Угол установки лопасти на радиусе $R=1000$ мм:	
минимальный	$19^\circ \pm 15'$
максимальный	$44^\circ \pm 2^\circ$
флюгерный	$90^\circ 30' - 1^\circ$
Полный диапазон поворота лопастей	$71^\circ 30'$
Расчетный момент инерции винта, кгсм/сек ²	527
Номер лопасти	0161—05—Г
Материал лопасти	дуралюмин Д-1
Вес винта, кг	$176 \pm 2\%$
Вес втулки, кг	88
Регулятор винта	Р-9СМ2

Максимальное давление масла, развиваемое регулятором, кг/см ²	35 ± 2
Срок работы винта до первой переборки, час.	1300
Межремонтный срок работы винта, час.	1000
Амортизационный срок работы, час:	
втулки	9000
лопастей	3300
Гарантийный срок хранения в консервации поставщика, годы	2

3. Автоматический реверсивный воздушный винт В-514-Д8

Общие сведения

На самолетах Ан-2В (водного варианта) с целью сокращения длины посадочной дистанции на акваторию установлен реверсивный воздушный винт В-514-Д8.

Использование реверсивных свойств винта при посадке самолета является мощным тормозом, уменьшающим на 60—70% посадочный пробег.

Реверсивный воздушный винт В-514 является винтом прямой схемы действия и устанавливается на двигатели, имеющие двухканальную подводку масла к винту. Один канал подвода масла от регулятора к винту обеспечивает работу винта на автоматическом режиме, второй — служит для управления реверсивным механизмом винта.

На рабочем диапазоне углов винт совместно с регулятором постоянных оборотов РВ-101 автоматически поддерживает заданные обороты двигателя на всех режимах полета самолета. В этом случае винт работает как обычный автоматический винт прямой схемы действия.

Управление вводом винта в реверс автоматизировано и производится нажатием электрокнопки, установленной на секторе газа.

Конструкция винта обеспечивает полную гарантию от самопроизвольного ввода винта в реверс.

Все узлы и детали установки винта, кроме узла цилиндра, по своей конструкции одинаковы с узлами винта В-509.

Силы, действующие на изменение угла установки лопастей винта в рабочем диапазоне, при подходе лопастей к упору, замыкаются сами на себя и любое повышение давления в цилиндре винта не вызывает перевода лопастей в реверс.

Основные технические данные винта

Тип винта	тянущий автоматический винт изменяемого в полете шага с реверсивными свойствами
Принцип действия винта	гидроцентробежный
Схема действия	прямая с использованием второго канала для реверсирования

Направление вращения винта	правое
Диаметр винта, м	3,6
Число лопастей	4
Относительная толщина лопасти на $r=0,9R$	0,06
Максимальная ширина лопасти, мм	290
Форма лопасти	прямоугольная (веслообразная)
Профиль дужки лопасти	кларк «У»
Фактор эффективности	127
Расчетный КПД винта на режиме $V_{\max}$	0,77
Расчетный момент инерции, $\text{кг см}^2/\text{сек}^2$	302
Минимальный угол установки на $R=1000 \text{ мм}$	$16^\circ \pm 15'$
Максимальный угол установки на $R=1000 \text{ мм}$	$31^\circ \pm 2'30''$
Угол реверсивного положения лопасти	$-7^\circ \pm 15'$
Диапазон рабочего поворота лопастей	$15^\circ \pm 2'45''$ $\pm 0'15''$
Регулятор постоянных оборотов	PB-101
Угол установки противовеса	$20^\circ \pm 1^\circ$
Номер чертежа лопасти	D8-000
Вес винта с деталями, не входящими в собранный винт, кг	не более 178

§ 20. РАМА ДВИГАТЕЛЯ

Рама двигателя (рис. 90) представляет собой пространственную ферму сварной конструкции, состоящую из восьми подкосов и кольца с узлами для крепления двигателя.

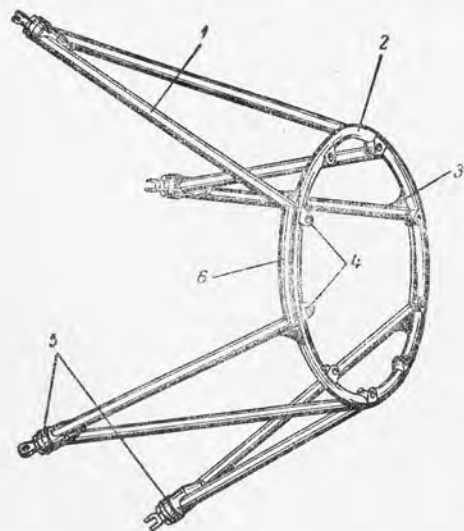


Рис. 90. Рама двигателя:

1 — подкосы; 2 — кольцо; 3 — косынка; 4 — узлы для крепления двигателя; 5 — узлы крепления рамы к фюзеляжу; 6 — усиливающая накладка.

Основанием рамы служит кольцо с приваренными к нему девятью узлами для крепления двигателя. Кольцо изготовлено из стали 30ХГСА и термически обработано до $\sigma_{\text{вр}} = 80 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$, узлы крепления двигателя к раме изготовлены из стали 30ХГСА и термически обработаны до $\sigma_{\text{вр}} = 100 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$.

К кольцу рамы приварено дуговой сваркой восемь попарно расположенных подкосов. Трубы подкосов изготовлены из стали 30ХГСА и термически обрабатываются до $\sigma_{\text{вр}} = 120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$.

В местах приварки подкосов к кольцу поставлены усиливающие накладки в виде косынок и коробочек, изготовленных из стали 20А.

Каждые два подкоса вторыми своими концами приварены к станкам рамы, в которые монтируются резиновые амортизаторы.

В процессе эксплуатации наблюдались случаи появления трещин в верхних подкосах и в кольце рамы. С целью устранения этого дефекта произведено усиление путем увеличения толщины стенки кольца и диаметра верхних подкосов, а также улучшена сварка узлов рамы. Кроме того, на самолетах с 139-й серии произведено усиление рамы двигателя путем приварки коробочек вместо косынок в зоне сочленения подкосов с кольцом рамы.

Однако, несмотря на проведенное усиление, на моторах по-прежнему появляются трещины кольца, подкосов и усиливающих накладок.

В подразделениях ГВФ необходимо строго следить за систематическим выполнением бюллетеня за № 30900152 по устранению тряски воздушного винта и не допускать полетов самолетов Ан-2 с тряской винтомоторной установки.

Крепление двигателя к раме производится девятью шпильками диаметром 12 мм, изготовленными из стали 30ХГСА.

Узел крепления двигателя к раме показан на рис. 91 и состоит из болта-шпильки 1, амортизатора 2, втулки 4, кольца 3, шайбы 8, гайки 9, шплинта 10.

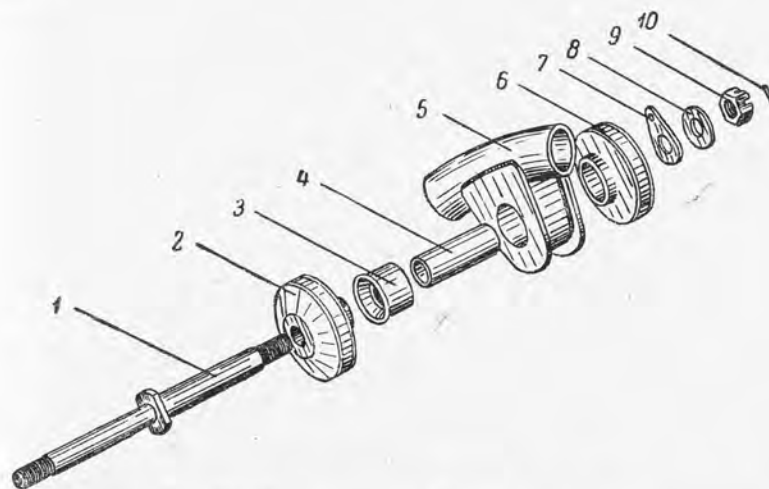


Рис. 91. Узел крепления двигателя к раме:

1 — болт-шпилька; 2 — амортизатор; 3 — кольцо; 4 — втулка; 5 — узел рамы двигателя; 6 — амортизатор; 7 — шайба металлизации; 8 — шайба; 9 — гайка; 10 — шплинт.

Рама двигателя крепится к узлам фюзеляжа четырьмя болтами, изготовленными из стали 30ХГСА.

Для гашения вибрации двигателя в каждом узле крепления рамы к фюзеляжу поставлены резиновые амортизаторы. Амортизатор (рис. 92) состоит из четырех колец 2, насаженных на пус-

тельный шток 3, который внутренней своей резьбой соединен с вильчатым болтом 5 крепления рамы к фюзеляжу.

Каждое кольцо состоит из двух concentрично расположенных стальных колец, между которыми завулканизирован слой аморти-

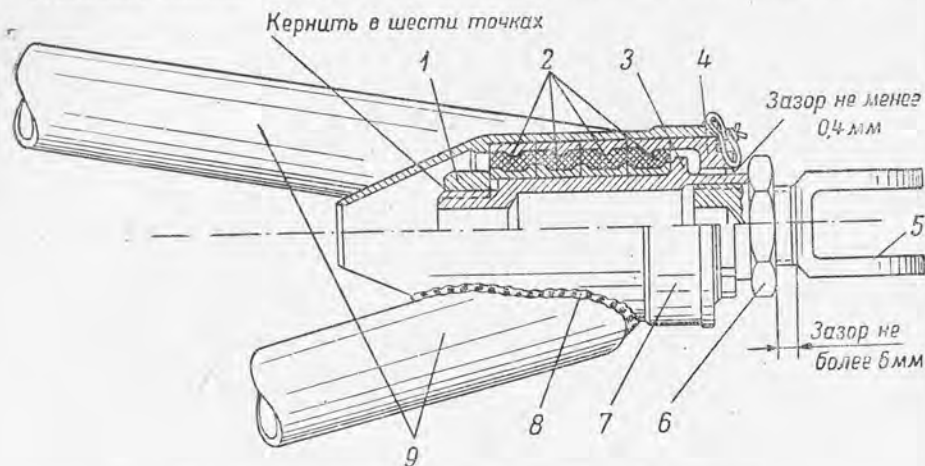


Рис. 92. Узел крепления рамы двигателя к фюзеляжу:

1 — гайка штока; 2 — кольцо амортизатора; 3 — шток; 4 — специальная гайка; 5 — вильчатый болт; 6 — контргайка; 7 — стакан рамы; 8 — сварной шов; 9 — подкосы.

зационной резины. Кольца зажаты на штоке гайкой. Собранный пакет помещен в стакане рамы двигателя, верхние кольца которого зажаты в стакане между буртиком внутри стакана и специальной гайкой, ввинченной в стакан рамы. Вильчатый болт крепления рамы двигателя к фюзеляжу завернут в шток и контрится контргайкой.

В процессе эксплуатации обнаруживались недостатки в работе амортизационных пакетов. Вследствие большой осадки амортиза-

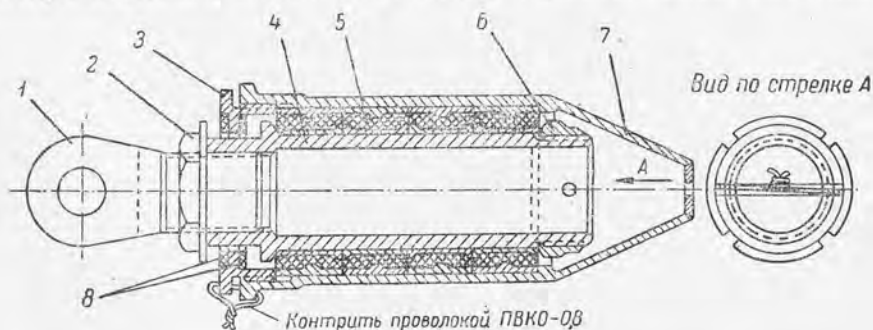


Рис. 93. Амортизатор рамы, установленный на самолетах с 57-й серии:

1 — вильчатый болт; 2 — контргайка; 3 — затяжная гайка; 4 — шток; 5 — амортизатор; 6 — упор; 7 — стакан рамы; 8 — шайбы, приклеенные клеем № 88.

торов были случаи непосредственного удара друг о друга металлических деталей амортизационных пакетов.

На самолетах с 57-й серии завод устанавливает улучшенную амортизацию (рис. 93) стыковых узлов рамы крепления двигателя. Новые амортизационные пакеты обладают большим запасом хода и меньшей осадкой. Кроме того, на самолетах с 57-й серии на фюзеляже устанавливаются новые, улучшенные узлы крепления рамы к фюзеляжу.

При очередном ремонте самолета необходимо заменять старые амортизационные пакеты стыковых узлов рамы крепления двигателя новыми, улучшенными пакетами.

§ 21. ОБТЕКАТЕЛИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА И ДВИГАТЕЛЯ

Воздушный винт и двигатель, установленные на самолете, заключены в обтекатели, состоящие из внешнего и внутреннего капота двигателя и обтекателя (кока) винта (рис. 94).

1. Обтекатель винта

На втулке винта В-509 устанавливается легкосъемный обтекатель (кок) обтекаемой формы, состоящий из отъемной части, диска обтекателя и обтекателя картера двигателя.

Отъемная часть обтекателя (кок) имеет штампованную скорлупу из сплава АМцАМ толщиной 1,5 мм, переднюю опору из дуралюмина Д16Т, окантовки вырезов у комлевой части лопастей, изготовленных из стали 20А толщиной 1,5 мм. и дуралюминовых секций кольцевого профиля со штырями. Все элементы на скорлупе собраны на заклепках.

Диск (задняя опора) обтекателя состоит из: диска, изготовленного из дуралюмина толщиной 2 мм, стопорного кольца с вырезами для штырей, изготовленного из стали толщиной 1 мм, обшивки, изготовленной из сплава АМцАМ толщиной 1,5 мм, и накладок с уголками под вырезы комлевой части, изготовленных из дуралюмина толщиной 1 мм.

Все элементы диска обтекателя, кроме стопорного кольца, собраны на диске заклепками. Собранный диск обтекателя (кока) устанавливается на двенадцати болтах втулки винта и крепится корончатыми гайками.

На диске устанавливается отъемная часть обтекателя (кок) и запирается на штырях стопорным кольцом. Кольцо контрится замком, установленным на диске, и ограничителем, установленным на стопорном кольце. Замок и ограничитель сварной конструкции изготовлены из углеродистой стали.

Кроме крепления обтекателя к диску, отъемная часть его имеет переднюю опору, установленную на цилиндре винта. Опора представляет собой полый точеный стержень из стали 45 с фланцем для крепления к цилиндру винта шестью болтами.

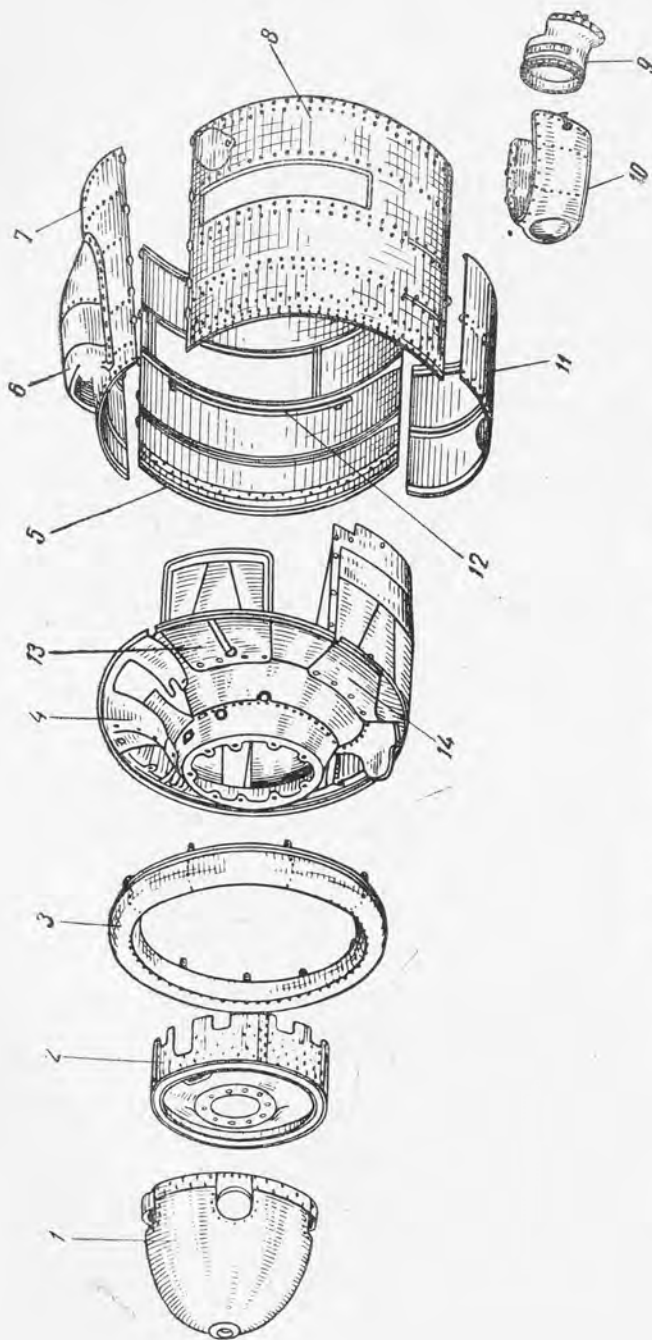


Рис. 94. Обтекатели воздушного винта и двигателя.

1 — обтекатель (кок) винта; 2 — обтекатель картера двигателя; 3 — переднее кольцо; 4 — внутренний капот; 5 — правая боковая крышка внешнего капота; 6 — обтекатель воздушного винта; 7 — верхняя крышка; 8 — левая боковая крышка; 9 — кожух маслорадиатора со створками; 10 — нижняя крышка; 11 — подпорка; 12 — подпорка; 13 — верхний туннель со створками юбки капотов; 14 — нижний туннель со створками юбки капотов.

Изготовленный обтекатель балансируется противовесом, изготовленным из стали 20А, который приклепывается к его диску.

Чтобы снять отъемную часть обтекателя, необходимо отверткой отжать защелку замка и развернуть стопорное кольцо, тем самым освободив от фиксации штыри отъемной части обтекателя.

Обтекатель винта с обтекателем картера двигателя обеспечивает защиту втулки винта и носка редуктора двигателя от переохлаждения. Для облегчения доступа к передней части двигателя обтекатель картера двигателя выполнен легкоразъемным, на замках типа дзус.

В процессе эксплуатации появляются трещины в отъемной части обтекателя и его диске, а также срыв обтекателя с задней опоры диска в воздухе.

Для предупреждения поломок обтекателя воздушного винта произведено усиление обтекателя винта путем установки наружных накладок в зоне вырезов под лопасти винта и введено дополнительное ребро жесткости на внутренних накладках.

С целью устранения чеканки увеличен на 5 мм диаметр втулки и резинового кольца в передней части обтекателя.

При монтаже отъемной части обтекателя необходимо следить за надежным соединением штырей обтекателя со стопорным кольцом диска.

2. Внешний капот двигателя

Внешний капот имеет коническую форму и своими размерами вписан в обводы фюзеляжа, образуя вместе с ним общую удобообтекаемую форму самолета.

Внешний капот является обтекателем силовой установки. Он закрывает двигатель и масляный радиатор и тем самым уменьшает лобовое сопротивление самолета.

Внешний капот состоит из переднего кольца, верхней крышки, двух боковых крышек, нижней крышки и туннеля маслорадиатора.

Переднее кольцо капота представляет собой профилированный замкнутый контур, воспринимающий аэродинамическую нагрузку, возникающую на его поверхности. Кольцо состоит из нервюры, внутренней и внешней обшивки из дуралюмина толщиной 0,8 мм и кольцевых профилей. Переднее кольцо при помощи кронштейнов с резиновыми амортизационными втулками крепится болтами к ушкам крышек клапанных коробок двигателя. Кронштейны крепятся к кольцевому профилю болтами.

Для предотвращения напряжений при монтаже в местах крепления переднего кольца капота к цилиндрам двигателя установлены регулирующие шайбы с болтами.

Переднее кольцо капота имеет внутренние коробочки. На коробочках крепления кольца к цилиндрам двигателя сняты овальные отверстия для подхода к гайкам крепления кронштейнов навески кольца и перенесены с коробочек на обшивку.

Крышки капота легкосъемные, облегченного типа, не несущие

щие нагрузки и имеют незначительный продольный и поперечный набор жесткости.

Капот состоит из четырех крышек: верхней, правой боковой, левой боковой и нижней. Крышки склепаны из дуралюминовых листов толщиной 0,8 мм, поперечных П-образных гнутых профилей и продольных прессованных уголкового профиля, расположенных по краям крышек.

На верхней крышке имеется вырез под всасывающий патрубок и заборник холодного воздуха карбюратора. Обтекатель заборника воздуха крепится к верхней крышке на заклепках и имеет съемную часть, которая крепится к обтекателю заборника на пружинных замках типа дзус. Внутри заборника установлен сетчатый пылефильтр, который включается и выключается сектором из кабины пилотов.

В задней части обтекателя заборника смонтирован клапан обратного выхлопа.

На самолетах до 35-й серии на заднем профиле верхней крышки прикреплены две усиливающие стальные накладки с трубками, в которые входят штыри, установленные на шпангоуте № 1 и фиксирующие положение верхней крышки.

С 8-й машины 35-й серии верхняя крышка со шпангоутом № 1 фюзеляжа сочленяется посредством резиновых амортизаторов. Верхняя крышка крепится к дефлектору внутреннего капота двумя болтами с барашковыми гайками. На каждом продольном профиле крышки с правой и левой стороны приклепано по пять звеньев стальных петель для крепления боковых крышек. Передним своим П-образным профилем верхняя крышка опирается в канавку переднего кольца капота.

С 13-й машины 36-й серии на верхней крышке установлен лючок для подхода к заливной горловине маслобака, в связи с установкой с этой серии самолетов облегченной и более лучшей конструкции маслобака.

С 158-й серии 11 машины внутренняя обшивка обтекателя верхней крышки капота усилена путем установки двух профилей жесткости и со 162-й серии на обшивке введены три рифта жесткости.

Доработка по усилению внутренней обшивки воздухозаборника верхней крышки капота на самолетах до 158-й серии 10 машины производится согласно бюллетеню № 30200291.

Во избежание трещин с 162-й серии усилены карданы верхних створок капотов.

На верхних профилях боковых крышек установлены Г-образные штыри для подвески крышек к звеньям верхней крышки. На обеих боковых крышках сделаны вырезы для верхних створок капота; продольные края вырезов подкреплены бульбовыми профилями.

На правой крышке установлен обтекатель выхлопной трубы с заборником холодного воздуха системы обогрева кабин фюзеляжа.

На самолетах до 13-й машины 36-й серии в верхней задней части левой боковой крышки имеется лючок для подхода к заливной горловине маслобака.

Для удобства пользования сливным масляным краном на самолетах с 100-й серии введен лючок на левой крышке капота.

Профили в нижней части боковых крышек оканчиваются стальными усиливающими обоймами, в коробочки которых вварены резьбовые втулки для установки замков капота.

В открытом положении боковые крышки удерживаются трубчатыми подпорками. В случае необходимости боковые крышки можно с верхней крышки снять, покачивая и сдвигая их вперед по полету.

Нижняя крышка несколько короче боковых крышек. Стальные коробочки усиливают концы профилей нижней крышки. В коробочки вварены резьбовые втулки для установки трех рычажных замков капота. По оси нижней крышки установлены два лючка: передний — для слива масла из маслоотстойника двигателя, задний — для подвода шланга подогрева двигателя и маслобака.

На самолетах с 85-й серии на нижней крышке капота дополнительно введен второй лючок для подогрева двигателя на земле.

К продольным профилям верхней крышки и к нижним продольным профилям боковых крышек приклепаны прокладки из фибры Флак, уплотняющие стыки крышек и предохраняющие профили от истирания.

Крышки ложатся своими поперечными профилями на профили шпангоута № 1, внутреннего капота и на переднее кольцо. Крышки удерживаются от осевого перемещения и определяют при стягивании замков внешний контур капота. После закрытия замков ручки замков контрятся стопорами. Прорезь стопора под отвертку в закрытом положении замка находится параллельно оси самолета.

Разность в колебаниях силовой установки и планера при запусках двигателя, а также на всех режимах его работы на земле и в полете и совершенно недостаточная амортизация всех соединений приводят к недолговечной работе частей капота силовой установки.

В процессе эксплуатации в капотах силовой установки, воздухоприемнике, пылефильтрах и обтекателе воздушного винта вследствие этого недостатка появляются трещины, причем они стали массовым дефектом.

Для устранения этого дефекта разработана конструкция нового капота, испытания которого закончены в начале 1963 г., а также создан пылефильтр новой конструкции.

3. Туннель маслорадиатора

Туннель маслорадиатора клепано-сварной конструкции, состоит из обшивки, изготовленной из сплава АМцАМ и Д16Т, и профилей из листового дуралюмина Д16АТ толщиной 1,5 мм.

Передняя часть туннеля для входа воздуха представляет собой профилированное отверстие в виде раструба, который с одной стороны приварен к обшивке туннеля, а с другой приклепан заодно с поперечным профилем.

В верхней части туннеля приклепаны два профиля, на которых установлены клинообразные шпонки для подвески туннеля к рамке радиатора. В задней части туннеля на обшивке, подкрепленной профилями, установлены два ушка с болтами и барашковыми гайками, служащие для совместного крепления туннеля и кожуха маслорадиатора. По верхнему обрезу туннеля приклепана фетровая прокладка для уплотнения и предохранения обшивки туннеля от наклепа и потертостей.

В нижней части туннеля установлен лючок для слива масла из радиатора.

Кожух маслорадиатора с управляемыми створками служит для изменения скорости воздушного потока, проходящего через радиатор при охлаждении масла на работающем двигателе.

Кожух изготовлен из дуралюмина Д16АТ. На правой и левой стенках кожуха приклепаны кронштейны с приливами для втулок под шарниры створок. В верхней части кожуха на болтах установлен кронштейн, направляющий ось шарнира. На оси посажен сектор створок маслорадиатора и крепится к ней тяга датчика указателя положения створок маслорадиатора. На этом же кронштейне болтами крепится механизм УР-7, который при помощи конической шестерни и рычажной передачи приводит в движение створки кожуха. Механизм УР-7 дополнительно прикреплен к кожуху стяжным хомутом.

Датчик указателя положения створок маслорадиатора установлен на кронштейне, приклепанном к обшивке фюзеляжа, между шпангоутами № 1 и 2.

Створки маслорадиатора изготовлены из дуралюмина Д16АТ толщиной 2 мм, к которым приклепаны шарниры, служащие осями их вращения. Шарниры соединены между собой звеном. Последний шарнир соединен с конической передачей.

В торце передней части кожуха приклепана фетровая прокладка для уплотнения и амортизации стыка кожуха с маслорадиатором.

Крепится кожух к фюзеляжу при помощи двух кронштейнов на болтах.

4. Внутренний капот двигателя

Внутренний капот отделяет переднюю часть двигателя и выхлопной коллектор от задней части с агрегатами двигателя.

Внутренний капот имеет форму усеченного конуса и состоит из дефлектора, четырех туннелей и рамки крепления маслорадиатора.

Дефлектор представляет собой фасонную перегородку клепаной конструкции, состоящую из четырех частей обшивки, перед-

него отражателя и профилей. Обшивка, отражатель и гнутые профили изготовлены из листового дуралюмина толщиной 1,5 мм. Профиль, установленный возле выхлопной трубы, изготовлен из стали Я1Т.

В дефлекторе сделан вырез под выхлопную трубу и окантованные вырезы под трубы обдува агрегатов двигателя и маслоотстойника.

Крепится дефлектор к кольцу рамы на девяти болтах крепления двигателя к раме и дополнительно поддерживается двумя тягами, крепящимися к ушкам цилиндров двигателя.

В нижней части дефлектора приклепан заборник теплого воздуха подогрева двигателя на земле. Заборник изготовлен из сплава АМцАМ толщиной 1 мм. На последних сериях самолета заборник имеет крышку.

Дефлектор имеет вырезы под установку четырех туннелей со створками для охлаждения двигателя и связан рамкой со шпангоутом № 1 фюзеляжа. Рамка состоит из двух прессованных профилей, соединенных между собой с помощью накладки из дуралюмина и седла подвески маслорадиатора. Седло состоит из дужки, по концам которой приклепаны стальные ушки с отверстиями под крепление лент радиатора. Седло приклепано к профилям с помощью стальных коробочек.

В профилях сделаны вырезы для крепления туннеля маслорадиатора при помощи клиновидных шпонок, крепящихся к профилям на болтах. Нижние туннели крепятся на пружинных замках типа дзус к профилям и обоймам внутреннего капота и являются продолжением нижней крышки до шпангоута № 1.

Обоймы представляют собой стальные и дуралюминовые коробочки, установленные на шпангоуте № 1, к которым приклепываются болты и штыри крепления нижнего туннеля капота.

На самолетах с 34-й серии рамка подвески маслорадиатора отделена от дефлектора и шпангоута № 1 фюзеляжа посредством резиновых амортизаторов. Такими же резиновыми амортизаторами отделена нижняя крышка туннеля от шпангоута № 1.

Продольный профиль внутреннего капота крепится к дефлектору при помощи винтов и к шпангоуту № 1 — при помощи штырей в резиновых амортизаторах для уменьшения вибрации силовой установки.

Створки капота служат для регулирования величины и скорости воздушного потока, охлаждающего цилиндры двигателя. Створки капота имеются в нижней и верхней части обтекателя двигателя.

Нижние створки капота состоят из двух туннелей и шести створок. В каждом туннеле смонтировано по три створки. Туннели изготовлены из листового дуралюмина Д16АТ. В туннелях сделаны вырезы для прохода тяг управления створками. Вырезы закрыты чехлами герметизации, приклепанными к туннелям. Правый туннель имеет съемный лючок для подхода к трубам слива

масла. Створки в закрытом положении герметизированы резиновой лентой, приклепанной к туннелям.

Створки клепаной конструкции, изготовлены из листового дуралюмина Д-16АТ и соединяются друг с другом с помощью карданного соединения. Створки установлены на съемном профиле с помощью восьми подшипников и крепятся к профилю на болтах. Профиль крепится потайными винтами к стальным кницам дефлектора.

Верхние створки капота, как и нижние, состоят из двух туннелей и шести створок.

Верхние туннели меньше, чем нижние. Туннели крепятся к дефлектору пружинными замками типа дзус. К туннелю при помощи стальной накладки приклепан профиль. К профилю на болтах в каждом туннеле установлены четыре кронштейна с закрепленными на них створками. Конструкция створок, их соединение между собой и с тягой управления аналогична конструкции нижних створок.

Для уплотнения туннеля с крышками капота служат резиновые трубки, приклепанные к верхнему ободу туннеля.

При обслуживании двигателя, для удобства подхода к агрегатам, верхние туннели со створками юбки капота могут быть отсоединены от дефлектора, сняты и уложены совместно с тягами управления в кронштейны, установленные с правой и левой стороны на раме № 1 фюзеляжа. При этом необходимо расконтрить контргайку вильчатого болта тяги, так как при закреплении створок на раме № 1 туннель со створками разворачивается под силой собственного веса и вильчатый болт тяги должен повернуться. При установке створок юбки на место контргайка должна быть затянута ключом.

§ 22. СИСТЕМА ВСАСЫВАНИЯ ВОЗДУХА, ПОСТУПАЮЩЕГО В КАРБЮРАТОР

К системе всасывания воздуха, поступающего в карбюратор, относятся: заборник холодного воздуха, воздухоприемник карбюратора, жаровые трубы и воздухоприемник жаровых труб.

Заборник холодного воздуха расположен на верхней крышке внешнего капота и представляет собой обтекатель всасывающего патрубка воздухозаборника карбюратора, приклепанный к крышке капота.

Воздухоприемник карбюратора (рис. 95) сварной конструкции, состоит из основания и верха (всасывающего патрубка). К основанию патрубка, отлитого из сплава АЛ9, приваривается верх патрубка, изготовленного из материала АМцАМ толщиной 2 мм. Воздухоприемник установлен на верхнем фланце карбюратора, к которому крепится восемью болтами, и служит для подачи подогретого воздуха в карбюратор двигателя.

Воздухоприемник карбюратора состоит из следующих основных частей: всасывающего патрубка, кожуха обогрева воздухоприем-

ника, заслонки, патрубка отвода выхлопных газов в атмосферу при обратном выхлопе и двух соединительных фланцев крепления гибких металлических шлангов.

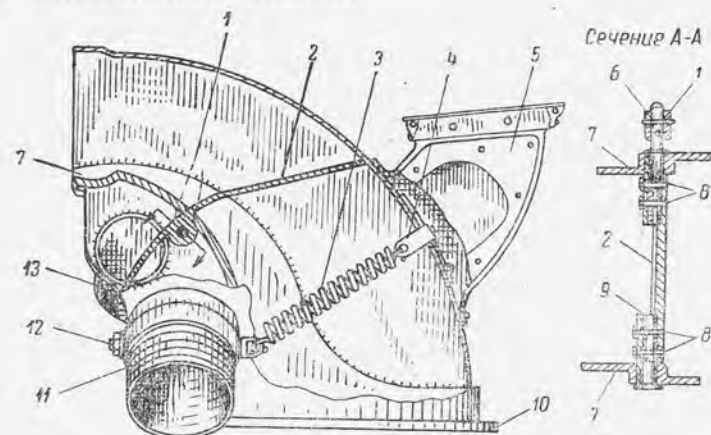


Рис. 95. Воздухоприемный патрубок карбюратора:

1 — поводок; 2 — заслонка; 3 — пружина; 4 — заслонка обратного выхлопа; 5 — патрубок; 6 — ось заслонки; 7 — воздухозаборный патрубок; 8 — конусные шпильки; 9 — ось заслонки; 10 — фланец; 11 — гибкая труба; 12 — болт; 13 — патрубок отвода горячего воздуха.

К передней стенке всасывающего патрубка крепится кожух обогрева с приваренным патрубком для выхода горячего воздуха из воздухоприемника. Внутри воздухоприемника установлена заслонка, регулирующая подачу горячего воздуха в карбюратор.

На задней стенке всасывающего патрубка выполнено окно, предназначенное для уменьшения давления газов, возникающих при обратном выхлопе через карбюратор. Окно закрыто заслонкой, удерживаемой спиральной пружиной. Для отвода газов за капотное пространство на окне установлен патрубок обратного выхлопа с клапаном на верхней крышке капота.

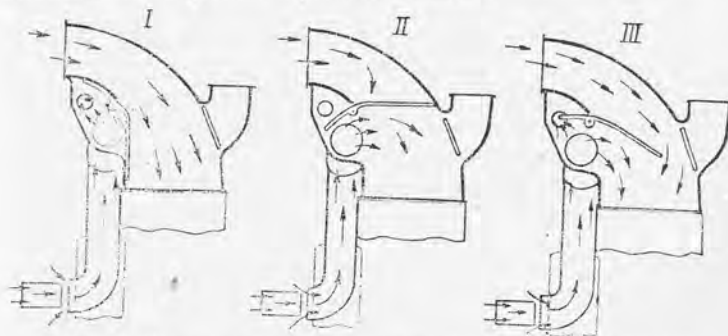


Рис. 96. Схема регулировки подачи воздуха в карбюратор.

С левой стороны в патрубке имеется вырез с бортиком для крепления дуралюминового кожуха обогрева высотного корректора. Кожух разъемный и крепится к бортику патрубка пятью винтами с анкерными гайками. Обе половины кожуха между собой соединяются при помощи пластины и двух винтов. В месте вывода провода управления высотным корректором к кожуху приклепана для герметизации фетровая прокладка.

С правой стороны силовой установки, если смотреть по направлению полета на выступающий конец оси заслонки, установлен подвод управления заслонкой воздухоприемника из кабины пилотов.

В корпусе всасывающего патрубка имеются резиновые втулки-подшипники оси заслонки.

Для увеличения срока службы изменена марка резины втулки под ось заслонки всасывающего патрубка с «ВИАМ-106» на «В-14».

Подогрев воздуха, поступающего в карбюратор, в зимнее время осуществляется при помощи жаровых труб, расположенных внутри выхлопного коллектора. Соединение жаровых труб с воздухоприемником осуществляется гибкими металлическими шлангами. Такое соединение необходимо ввиду резких колебаний выхлопного коллектора и всасывающего патрубка карбюратора при работе двигателя.

Подогрев воздуха, поступающего в карбюратор в зимнее время, необходим для предотвращения образования льда в диффузорах карбюратора. Температура смеси, поступающей в нагнетатель двигателя, должна быть в пределах от $+3^{\circ}$ до $+5^{\circ}\text{C}$.

На рис. 96 показаны три возможных положения заслонки:

I — подогрев выключен, в карбюратор поступает только холодный воздух;

II — подогрев включен, в карбюратор поступает только горячий воздух;

III — промежуточное положение заслонки, при которой в карбюратор поступает холодный и горячий воздух.

§ 23. СИСТЕМА ВЫХЛОПА ОТРАБОТАННЫХ ГАЗОВ

К системе выхлопа (рис. 97) относятся: кольцо выхлопного коллектора, переходной патрубок с шаровым соединением и выхлопная труба. Все элементы выхлопной системы изготовлены из жароупорной листовой стали марки Я1Т.

Кольцо выхлопного коллектора состоит из восьми секций с патрубками для крепления к выхлопным окнам цилиндров. Все секции соединяются между собой хомутами так, чтобы между торцами секций, после их установки на двигатель, был зазор, равный 2—4 мм.

На каждой секции и хомуте на одной стороне имеется кольцевая рифтовка. После стягивания хомутов необходимо обеспечивать между хомутом и поверхностью секции зазор по диаметру 0,4—

0,7 мм на расширение секций при их нагреве. При отсутствии зазоров могут разрушаться кронштейны стяжных хомутов.

Патрубки секций коллектора соединяются с патрубками выхлопных окон цилиндров стяжными полухомутами.

В нижней части коллектора приварен штуцер с пробкой для слива конденсата.

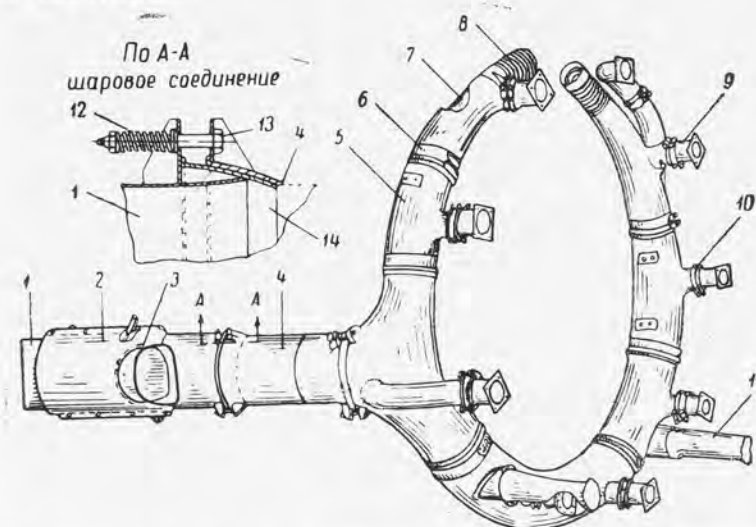


Рис. 97. Система выхлопа отработанных газов (выхлопной коллектор):

1 — выхлопная труба; 2 — рубашка теплообменника (обтекатель); 3 — заборник холодного воздуха; 4 — патрубок; 5 — секция коллектора; 6 — стяжной хомут; 7 — жаровая труба; 8 — гибкий шланг; 9 — патрубок к выхлопным окнам; 10 — стяжной полухомут; 11 — воздухоприемник жаровых труб; 12 — пружина; 13 — болт; 14 — полусфера шарового соединения

Внутри коллектора установлены симметрично вертикальной оси двигателя две жаровые трубы, в которых нагревается воздух, поступающий в карбюратор. Воздухоприемники жаровых труб монтируются на двух нижних секциях и направлены против потока воздуха между нижними цилиндрами № 4—5 и № 6—7 двигателя. Колена воздухоприемников вварены в секции коллектора и соединяются с жаровыми трубами телескопическим соединением. Жаровая труба поддерживается внутри секции кронштейнами с хомутами. Соединение жаровых труб с верхними секциями кольца коллектора осуществляется при помощи болтов. Жаровые трубы внутри имеют приваренные трубки для более быстрого нагрева воздуха, проходящего внутри жаровых труб.

На самолетах с 106-й серии с целью снижения температуры жаровых труб подогрева воздуха карбюратора введен второй отводящий патрубок горячего воздуха.

Кольцо выхлопного коллектора соединено с выхлопной трубой шаровым соединением, состоящим из двух патрубков, входящих

один в другой, и шести болтов с пружинами (по три пружины на каждом патрубке). Это соединение позволяет кольцу коллектора перемещаться в различных направлениях без нарушения плотности соединения.

Выхлопная труба крепится к борту фюзеляжа тремя болтами посредством кронштейнов, установленных на кожухе теплообменника выхлопной трубы и фюзеляжа.

На самолетах с 59-й серии усилено крепление выхлопной трубы к фюзеляжу за счет изменения кронштейнов и увеличения длины резиновых втулок и болтов.

На самолетах с 37-й серии выхлопная труба отведена от борта фюзеляжа на 30 мм и для снижения температуры воздуха в кабине пилотов с 11-й машины 39-й серии введен продув желоба фюзеляжа у выхлопной трубы.

С целью уменьшения загрязнения борта фюзеляжа выхлопными газами выхлопная труба коллектора удлинена на 100 мм.

Снаружи по окружности выхлопной трубы припаяны медью ребра теплообменника, которые закрыты рубашкой, состоящей из двух половин, соединенных между собой болтами и жароупорными прокладками.

Наружная часть рубашки имеет заборник холодного воздуха, внутренняя часть кожуха имеет кронштейн крепления теплообменника к фюзеляжу и патрубок отвода воздуха от теплообменника в распределитель.

Подогретый воздух в теплообменнике поступает через распределитель в грузовую кабину, кабину пилотов и на передние стекла фонаря.

В процессе эксплуатации наблюдаются случаи прогара выхлопной трубы в теплообменнике, выкрашивание ребер, прогар жаровых труб и трещины в секциях коллектора и в кронштейнах стяжных хомутов секций.

Эти дефекты в большинстве случаев появляются вследствие небрежности, допускаемой при изготовлении коллекторов выхлопа.

Секции имеют индивидуальную подгонку, не позволяющую нормальную замену секций с одного коллектора выхлопа на другой без применения натяга. При замене секций не совпадает его патрубок с патрубком, закрепленным к цилиндру двигателя, и плохо стыкуются торцы вновь устанавливаемой секции со смежными секциями коллектора выхлопа.

Применение натяга вызывает напряжение в других секциях и на них появляются трещины. Однако начало образования трещин можно своевременно обнаружить при внимательном осмотре коллектора, для чего необходимо:

1. Строго выполнять регламент технического обслуживания и через каждые 300 час. налета снимать выхлопной коллектор и осматривать жаровые трубы. При снятии коллектора нижние секции между заборниками жаровых труб и секции с заборниками не снимать с двигателя, так как они хорошо осматриваются на месте.

Если на двигателе установлен коллектор первой категории, указанные работы выполнять после 600 ± 15 час. налета.

2. Не допускать переработки амортизационного срока службы жаровых труб и секций коллектора выхлопа. Строго контролировать наработку часов коллекторов выхлопа и своевременную замену жаровых труб и секций коллектора.

Проверка исправности жаровых труб производится при каждой пробе двигателя, а также после каждых 300 час. налета самолета при техническом обслуживании с разборкой коллектора. Проверка жаровой трубы на отсутствие трещин производится керосином.

При пробе двигателя с полностью включенным подогревом на оборотах 1800—1900 об/мин не должны появляться обратные выхлопы через карбюратор. Наличие обратных выхлопов через карбюратор и резкое падение наддува до 200 мм рт. ст. вызывается прогаром жаровых труб. Прогоревшие жаровые трубы сварке не подлежат и заменяются новыми.

Появившиеся обратные выхлопы через карбюратор при полете самолета характеризуют прогар жаровых труб, в этом случае необходимо произвести вынужденную посадку самолета во избежание пожара в воздухе.

§ 24. ОБДУВ АГРЕГАТОВ ДВИГАТЕЛЯ

Агрегаты двигателя — магнето БСМ-9, компрессор АК-50М и генератор ГСК-1500 или ГСН-3000 — в процессе их работы охлаждаются холодным воздухом.

Заборники холодного воздуха расположены в дефлекторах верхних цилиндров и своими раструбами направлены против потока воздуха. На первых сериях самолетов заборников холодного воздуха было три: левый нижний — для охлаждения генератора, левый верхний — для левого магнето и правый верхний — для компрессора и правого магнето.

Для создания более интенсивного обдува компрессора АК-50М, на самолетах с 51-й серии введен индивидуальный обдув компрессора от заборника в дефлекторе, установленном между цилиндрами № 3 и № 4 двигателя.

Воздух из заборников по трубам направляется на агрегаты, охлаждает их и выходит под капоты. Воздух от генератора выходит по трубопроводу за борт фюзеляжа.

Трубопроводы системы обдува агрегатов — сварные, изготовлены из сплава АМгМ и снаружи окрашены в черный цвет.

§ 25. БЕНЗИНОВАЯ СИСТЕМА

Бензиновая система (рис. 98) служит для питания двигателя топливом и состоит: из шести баков, четырехходового крана (крана питания), трехходового крана (крана зарядки), фильтра-от-

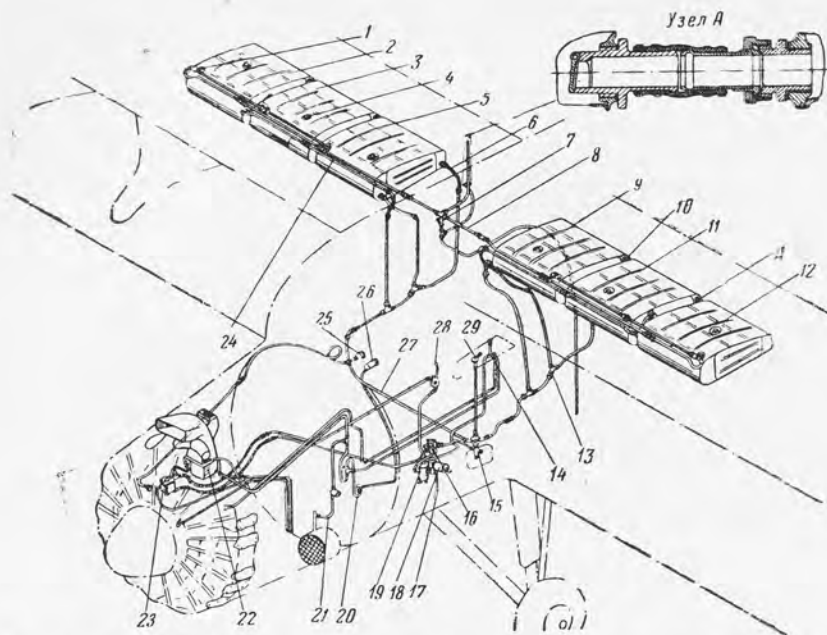


Рис. 98. Полумонтажная схема топливной системы (на самолетах с 53-й серии):

1 — заливная горловина; 2 — правый консольный бак; 3 — правый центральный бак; 4 — датчик топливомера; 5 — правый корневой бак; 6 — гибкий шланг; 7 — сливной кран системы дренажа; 8 — трубопровод дренажа; 9 — левый корневой бак; 10 — узел А — дюритовое соединение с обратным клапаном; 11 — левый центральный бак; 12 — левый консольный бак; 13 — обратный клапан; 14 — заливной шприц; 15 — четырехходовой кран; 16 — трехходовый кран; 17 — сливная трубка; 18 — топливный насос БПК-4; 19 — фильтр-отстойник; 20 — датчик давления топлива; 21 — электромагнитный клапан ЭКР-3; 22 — карбюратор; 23 — топливный насос БНК-12 БК; 24 — трубопровод заправки системы от БПК-4; 25 — мановакуумметр; 26 — трехстрелочный индикатор; 27 — трубопровод питания; 28 — ручной насос РНА-1А; 29 — ручка управления четырехходовым краном.

стойника, ручного насоса РНА-1А (альвейера), моторного бензинового насоса БНК-12БС, бортовой электропомпы БПК-4 для заправки самолета бензином в полевых условиях, заливного насоса (шприца), крана разжижения масла бензином, электрического манометра бензина, электрического бензиномера и трубопроводов гибких шлангов и жестких из материала АМгМ с обратными клапанами.

Принципиальная схема бензиновой системы показана на рис. 99.

1. Бензиновые баки

Бензиновые баки (рис. 100) расположены в верхних крыльях по три бака в каждой консоли и делятся на левую и правую группу баков.

В каждой группе имеются три бака: корневой, центральный и консольный.

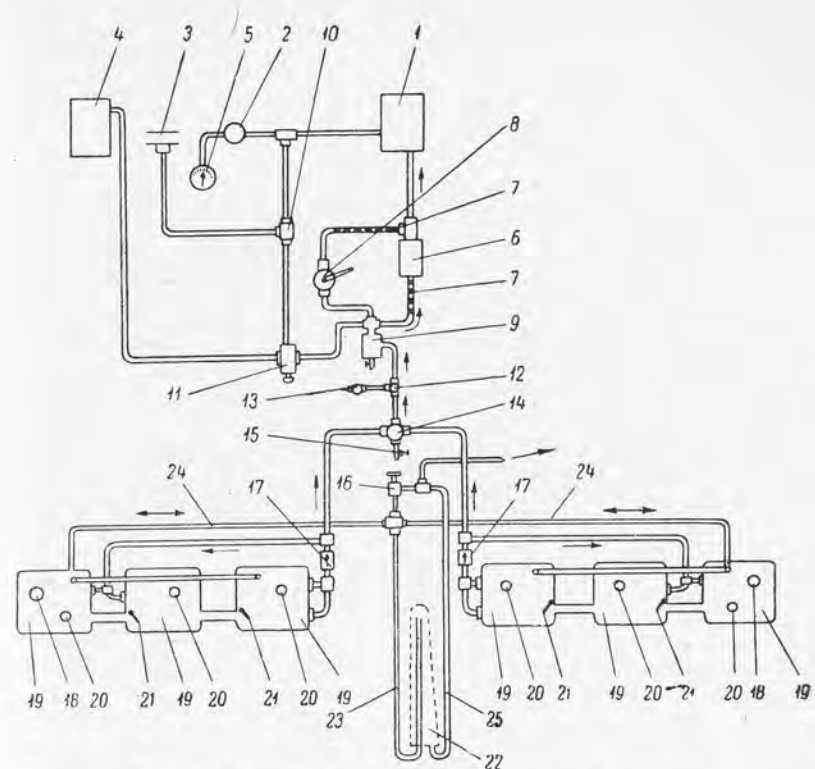


Рис. 99. Принципиальная схема бензиновой системы:

1 — карбюратор АК-62ИР; 2 — датчик давления бензина; 3 — штуцер разжижения масла; 4 — цилиндры двигателя; 5 — трехстрелочный индикатор; 6 — насос двигателя БНК-12БС; 7 — гибкий шланг 15×25; 8 — ручной насос РНА-1А; 9 — фильтр-отстойник; 10 — кран разжижения масла ЭКР-3; 11 — заливной насос (шприц); 12 — трехходовой бензиновый кран; 13 — бензонасос БПК-4; 14 — четырехходовой бензиновый кран; 15 — кран слива бензина из системы; 16 — кран слива бензина из дренажа; 17 — обратный клапан; 18 — заливная горловина; 19 — бензиновый бак; 20 — датчик бензиномера; 21 — обратный клапан; 22 — радиомачта; 23 — дренаж бензобаков; 24 — трубки дренажа бензобаков; 25 — трубка слива бензина из радиомачты.

Корневые и консольные баки одинаковы по объему и имеют емкость 210 ± 8 л каждый, центральный бак несколько меньше по объему — емкостью 200 ± 8 л.

Баки клепано-сварной конструкции изготовлены из листов сплава АМцА. Для штампованных доннышек и перегородок применяется мягкий сплав АМцАМ, для профилей жесткости и обечайек — полунагартованный сплав АМцАП.

Каждый бак состоит из трех штампованных перегородок с отверстиями облегчения, шести профилей толщиной 1,5 мм, поддерживающих обечайку, двух доннышек и двух обечайек, сваренных между собой. Перегородки и профили крепятся к обечайкам заклепками, головки которых обвариваются газовой сваркой. На обечайках имеются рифты для жесткости.

В корневых баках, со стороны фюзеляжа, имеется два штуцера для присоединения трубопроводов питания двигателя. Расположение штуцеров в передней и задней частях бака обеспечивает полную выработку и бесперебойную подачу топлива в двигатель при наборе высоты и планировании самолета. На самолетах с 50-й се-

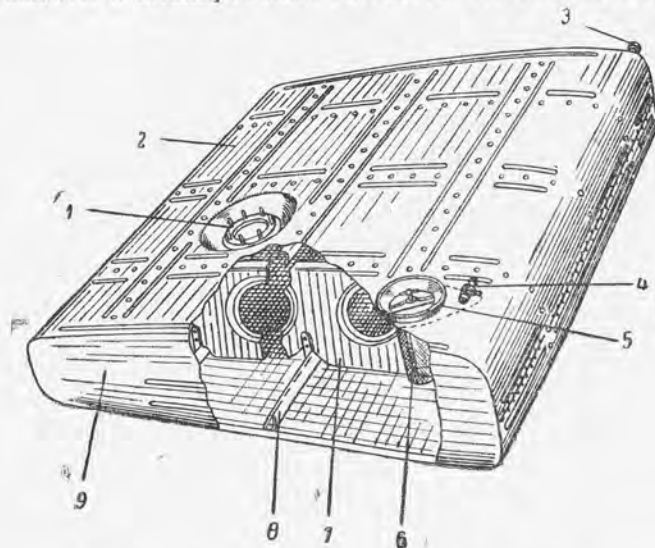


Рис. 100. Бензиновый бак правой группы:

1 — горловина бензиномера; 2 — обечайка; 3 — соединительный штуцер для заправки от насоса БПК-4; 4 — штуцер дренажа; 5 — заливная горловина; 6 — сетчатый фильтр; 7 — перегородка; 8 — профиль жесткости; 9 — доннышко.

рии корневые бензобаки изготавливаются усиленными из материала АМцА толщиной 1,2 мм вместо АМцА толщиной 1 мм.

В процессе эксплуатации наблюдаются случаи течи бензиновых баков по сварным швам и обварке заклепок.

Для уменьшения случаев появления течи по заклепкам баков в процессе эксплуатации на самолетах с 163-й серии с баков сняты продольные профили жесткости (рис. 101, а) и введены более жесткие обечайки (штампованные «карточками», рис. 101, б) с изменением марки материала полунагартованного АМцАПЛ1,2 (на корневом бензобаке) и АМцАПЛ1 (на центральном и консольном) на отожженный АМцМЛ1,2.

Для своевременного выявления течи бензобаков необходимо при техническом обслуживании самолета производить внимательный осмотр бензобаков.

В консольные баки вварены заливные горловины. На консольных и центральных баках вварены штуцеры, к которым присоединяются трубы для заправки бензосистемы от БПК-4.

Все баки имеют в задней части штуцеры с обратными клапана-

ми для соединения баков между собой и сверху, штуцеры для присоединения дренажных трубок, а также гнезда под датчики электробензиномеров. К каждому баку приварено по два болтика для присоединения плетенки (перемычки) металлизации. На самолетах с 51-й серии передняя часть всех бензобаков в зоне дренажных трубок понижена.

Баки после изготовления испытываются на вибрацию и герметичность. На вибрацию баки испытываются в течение 30 мин. с частотой 1100 колебаний в минуту при амплитуде 0,19 мм. На герметичность баки испытываются под давлением 0,15 кг/см².

После испытания баки покрываются желтой эмалью А6.

Баки размещаются в консолях верхних крыльев и устанавливаются на седлах нервюр. Корневой бак установлен на седлах нервюр № 2 и 4, центральный — на седлах нервюр № 6 и 8 и консольный — на седлах нервюр № 10 и 12. На седлах нервюр под баками установлены фетровые прокладки для амортизации. Баки крепятся к седлам нервюр дуралюминовыми лентами, которые стягиваются тандерами. Под ленты устанавливаются резиновые прокладки, предохраняющие поверхность баков от повреждения.

После установки баков в крыле люки бензобаков закрываются крышками, которые крепятся к профилям на винтах и анкерных гайках. На самолетах с 38-й серии введена герметизация, соединяющая горловины бензобаков с лючком на крышке бензолюка. С введением герметизации на крышке бензолюка приклепывают стакан с фланцем. Стакан изготавливают из материала АМц. На бензобаке установлена измененная горловина, обеспечивающая посадку резинового рукава.

2. Конструкция кранов

Четырехходовой бензиновый кран

Четырехходовой бензиновый кран или кран питания золотникового типа устанавливался на самолетах до 53-й серии. На самолетах

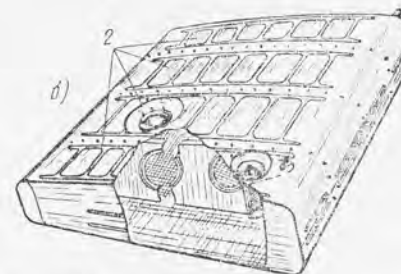
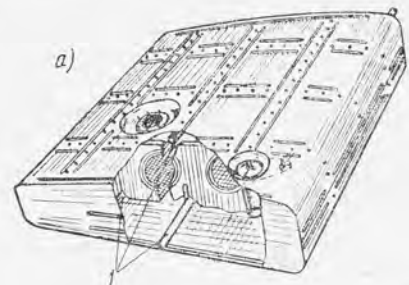


Рис. 101. Замена бензобаков старой конструкции новыми штампованными «карточками»:

а) бензобаки по 162-ю серию; б) бензобаки с 163-й серии; 1 — профили жесткости; 2 — обечайка, штампованная «карточками».

тах 53-й серии устанавливается кран клапанного типа (изделие 625000). Кран служит для перекрытия и включения питания двигателя топливом, а также для слива топлива из баков системы.

Крепится кран на трех болтах горизонтально к профилям, установленным с левой стороны фюзеляжа между шпангоутами № 3 и 4.

Подход к крану возможен через люк в передней части фюзеляжа с левой стороны между шпангоутами № 3 и 4.

Управление краном осуществляется из кабины пилотов ручкой, соединяющейся тягой с краном и установленной на левом боковом пульте.

Под ручкой управления четырехходовым краном установлен трафарет с надписью: «Левые открыты», «Баки открыты», «Правые открыты», «Бензин выключен».

Кран питания (рис. 102) состоит из: корпуса, крышки корпуса, оси с кронштейном, двух золотников с пружинами и опорными

грибками, фиксатора кронштейна, замка фиксатора, пружины оси, восьми стяжных болтов, резиновой прокладки и других крепежных деталей.

Корпус и крышка крана отлиты из алюминиевого сплава АЛ4. В корпусе крана имеется два штуцера, расположенные под углом 90° и ввернутые в корпус на конической резьбе Бриггса, отверстие с резьбой под гайку сальника, отверстие для прохода оси кронштейна и два отверстия диаметром 20 мм для прохода бензина через кран из правой и левой групп баков в карбюратор.

Поверхность корпуса, к которой прилегают золотники, имеет кольцевые выточки для уменьшения износа трущихся поверхностей корпуса и золотников. Поверхности корпуса и золотников тщательно притираются для получения герметичности соединения.

В крышке крана при помощи кольцевого пружинного замка и двух штифтов крепится фиксатор с четырьмя высверленными гнездами под шарик фиксатора, расположенный в кронштейне золотников. В нижней части крышки имеется резьба Бриггса для присоединения крана слива бензина из баков (рис. 103). Кран имеет отвод для присоединения трубопровода, идущего к крану зарядки, и отвод для слива бензина из баков.

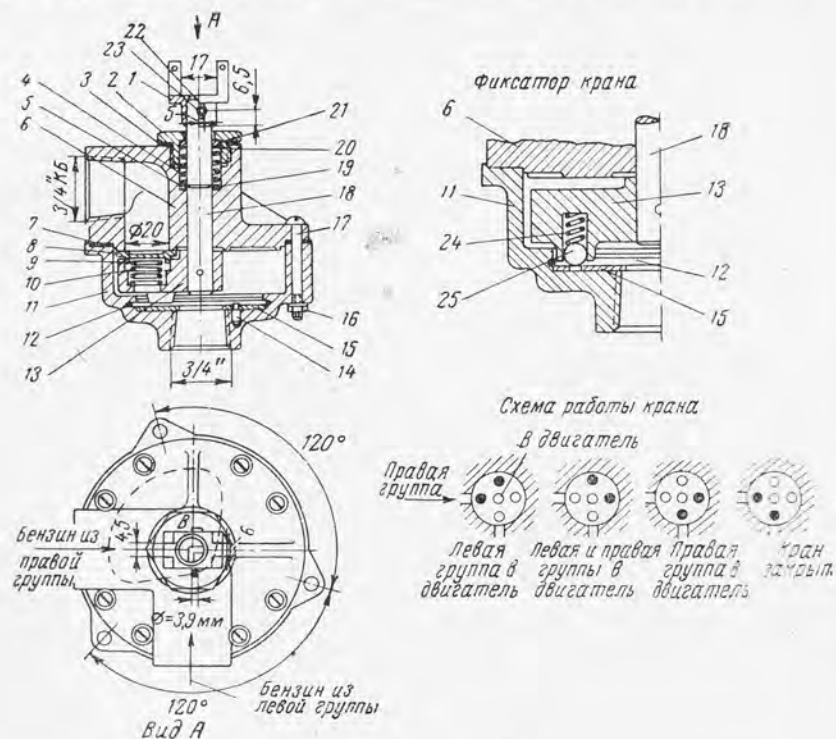


Рис. 102. Четырехходовый бензиновый кран клапанного типа:

1 — наконечник; 2 — гайка сальника; 3 — прокладка; 4 — пружина; 5 — шайба; 6 — корпус; 7 — прокладка; 8 — золотник (клапан); 9 — грибок опорный; 10 — пружина золотника; 11 — крышка; 12 — замок фиксатора; 13 — кронштейн золотников; 14 — шпилька; 15 — фиксатор; 16 — гайка; 17 — стяжной болт; 18 — ось; 19 — пружинное кольцо; 20 — шайба сальника; 21 — кольцо упорное; 22 — шплинт; 23 — болт; 24 — пружина фиксатора; 25 — шарик.

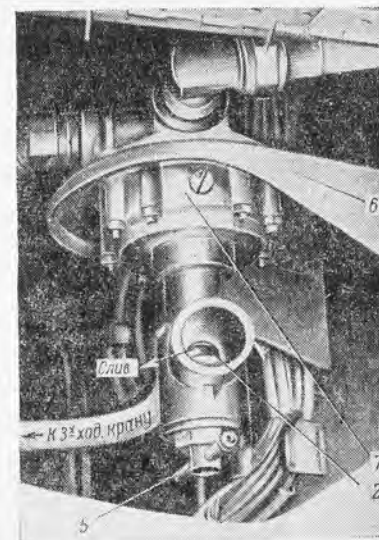
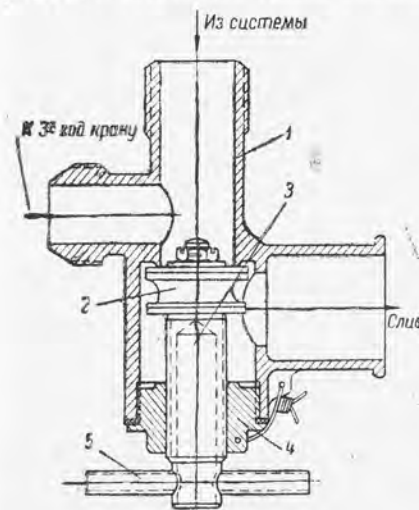


Рис. 103. Кран слива бензина из баков:

1 — корпус; 2 — клапан; 3 — шток; 4 — пробка; 5 — вороток; 6 — кронштейн; 7 — четырехходовый бензиновый кран.

Внутри корпуса на стальной оси длиной 88 мм и внешним диаметром 12 мм при помощи конической шпильки крепится кронштейн золотников, изготовленный из сплава АЛ4 или Д1Т. В от-

верстия кронштейна вставляются два золотника, изготовленных из стали 12ХНЗА, с пружинами и опорными грибами, которые и представляют собой клапаны, перекрывающие отверстия в корпусе диаметром 20 мм при перемещении кронштейна.

Ось вместе с кронштейном и золотниками в прижатом положении к притертой поверхности корпуса удерживается пружиной и шайбой при помощи пружинного кольца, установленного на наружной кольцевой выточке оси. Ось в корпусе уплотняется при помощи сальника с гайкой.

Корпус с крышкой соединяется при помощи восьми болтов. Для герметичности соединения между корпусом и крышкой поставлена прокладка из бензостойкой резины.

Кран крепится к профилям каркаса фюзеляжа на трех болтах.

Управление краном клапанного типа осуществляется так же, как и краном золотникового типа. При повороте ручки крана в кабине пилотов жесткая тяга поворачивает ось с кронштейном и золотниками, которые скользят по притертой поверхности корпуса и перекрывают или открывают отверстия в корпусе. Схема работы крана питания показана на рис. 102. Положение ручки крана определяется по трафарету.

Пользование четырехходовым краном

На стоянке самолета при неработающем двигателе кран должен быть закрыт. Ручка управления краном должна находиться в положении «бензин выключен» во избежание перетекания бензина из группы в группу при положении крана «баки открыты».

После заправки самолета топливом, независимо от способа заправки бензобаков, необходимо через 10—15 минут, переключая четырехходовой бензокран, слить отстой (0,5—1 л) отдельно из каждой группы бензобаков через фильтр-отстойник.

Во время прогрева или при опробовании двигателя проверить работу двигателя поочередно на левой и правой группах бензобаков, переключая четырехходовой бензокран на время не менее одной минуты.

Взлет и посадку самолета производить при положении четырехходового крана «баки открыты». После взлета и набора высоты до заданного эшелона четырехходовой кран переключать на правую группу бензобаков и вырабатывать 150 л бензина, контролируя расход бензина по электробензиномеру. После этого переключить кран и переключатель бензиномера на левую группу и выработать 150 л бензина с левой группы, затем снова переключить кран и электробензиномер на правую группу и продолжать работать до остатка топлива в баках 300 л.

При остатке бензина в баках 300 л кран необходимо поставить в положение «Баки открыты», т. е. включить обе группы баков.

При эксплуатации самолета Ан-2 наблюдается неравномерная выработка топлива из топливных баков левой и правой групп.

Для предотвращения образования большой разницы в количестве топлива в левой и правой группах топливных баков с самолета 142-й серии на левой приборной панели под указателем топливомера установлен трафарет с надписью «Не допускать разницы более 150 л».

При выполнении полетов на авиационных работах четырехходовой кран находится все время в положении «баки открыты» — обе группы включены.

При загорании красных лампочек сигнализации критического остатка горючего, что соответствует 110 л бензина в обеих группах бензобаков, при выполнении химических работ прекращаются полеты для заправки самолета бензином, а при транспортных полетах подбирается площадка для производства вынужденной посадки самолета, так как наличие бензина 110 л обеспечивает работу двигателя на 20—30 мин. до полной его остановки.

Трехходовой бензиновый кран

Трехходовой бензиновый кран или кран зарядки включен в бензопровод между четырехходовым краном и фильтром-отстойником и служит для заправки самолета топливом от электропомпы БПК-4 на земле, при этом перекрывается доступ бензина к двигателю.

По своей конструкции трехходовой кран аналогичен четырехходовому крану, за исключением того, что его крышка глухая, без сливной пробки.

В корпусе крана имеется три отвода с отверстиями, соединяющимися с трубопроводами бензомагистрали питания и бензопомпой БПК-4.

Ручка трехходового крана имеет два положения: «Питание» и «Заправка». Фиксация золотника аналогична фиксации у четырехходового крана.

Управление краном производится только на земле переключением ручки, установленной на кране. Подход к крану обеспечивается через нижний люк в передней части фюзеляжа. После установки крана в положение «Питание» ручка крана должна быть зафиксирована.

С целью увеличения полезной нагрузки самолета насос БПК-4, начиная с самолетов Ан-2 115-й серии, снят и прикладывается в одиночный комплект наземного оборудования. Одновременно, в связи с этим, на самолетах не устанавливается трехходовой кран, взамен которого устанавливается перекрывной кран 630600/К, размещенный под полом кабины пилотов на шпангоуте № 3.

3. Бензиновый фильтр-отстойник

Бензиновый фильтр-отстойник (рис. 104) устанавливается в магистраль бензосистемы и служит для очистки топлива от механических примесей и отстоя воды. Крепится фильтр-отстойник на

кронштейне блока бензоагрегатов (БПК-4, трехходовой кран, фильтр).

Фильтр состоит из цилиндрического корпуса и крышки, отлитых из алюминиевого сплава АЛ4, фильтрующего элемента с пружиной и двух штуцеров.

Трубопровод подводящей магистрали сечением 18×16 мм присоединен сбоку корпуса фильтра через угольник с конической резьбой.

В верхнюю часть фильтра ввернута крестовина на конической резьбе, к которой присоединены три трубопровода отводящей магистрали к бензонасосу БНК-12БК, сечением 18×16 мм, к ручному насосу РНА-1А (альвейеру) сечением 15×13 мм и к заливному насосу (шприцу) сечением 6×4 мм.

Сетка фильтрующего элемента вместе с пружиной крепится к крышке болтом и удерживается в корпусе траверсой с барашковым винтом.

Крепится фильтр к кронштейну блока агрегатов на двух болтах.

4. Ручной бензиновый насос РНА-1А

Ручной насос (альвейер) (рис. 105) служит для создания давления в топливной системе перед запуском двигателя, проверки соединений системы на герметичность, кроме того, в случае отказа в полете бензонасоса БНК-12БК ручным насосом можно создать давление бензина в системе для обеспечения нормальной работы двигателя.

Ручной насос состоит из корпуса с крышкой, подвижной крыльчатки с отверстиями для перепуска бензина из полости в полость, двух всасывающих и двух нагнетающих клапанов, установленных в неподвижных коробках, и поводка, смонтированного на шлицах оси крыльчатки.

Корпус с крышкой изготовлены из серого чугуна. Крышка крепится к корпусу на шести болтах. Герметичность стыка крышки и корпуса обеспечивается резиновой прокладкой, уложенной в кольцевую проточку крышки. В корпусе на резьбе заворачивается два штуцера А для подвода бензина и Б для отвода бензина.

В полость корпуса насоса устанавливаются клапаны из алюминиевого сплава и крыльчатка из стали.

Всасывающие и нагнетающие клапаны состоят из клапанных коробок и пластин, свободно вращающихся на осях. Клапанные коробки в полости корпуса насоса устанавливаются неподвижно и фиксируются двумя штифтами каждый.

Для герметичности в пазы гнезд всасывающих и нагнетающих клапанов вставлены кожаные прокладки. Рабочие поверхности крыльчатки и внутренней поверхности корпуса притираются. Крыльчатка имеет в цилиндрической части два кольцевых, несооб-

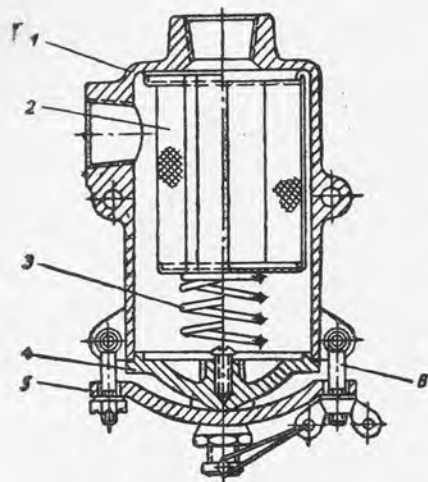


Рис. 104. Бензиновый фильтр-отстойник:

1 — корпус; 2 — сетка фильтра; 3 — пружина; 4 — крышка; 5 — траверса; 6 — ушковый болт.

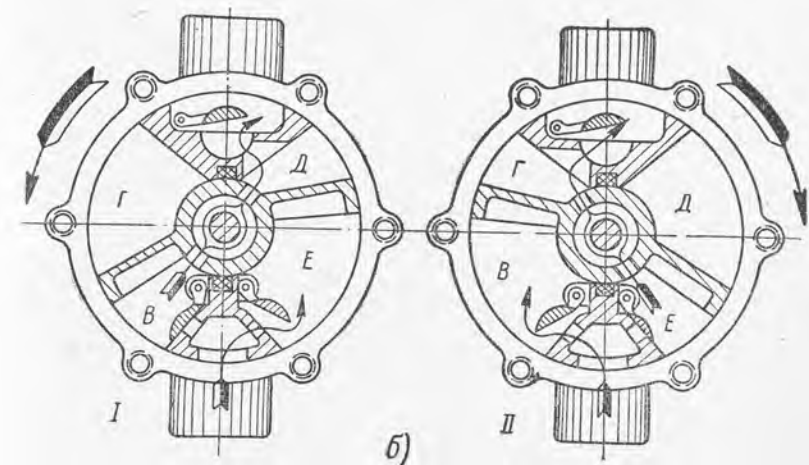
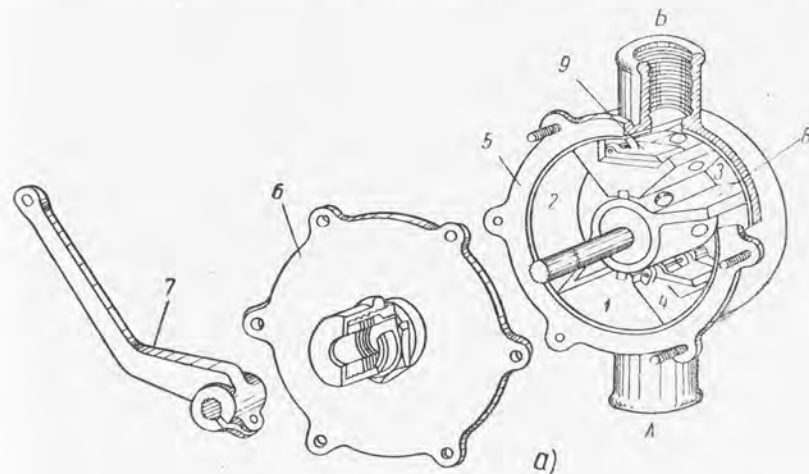


Рис. 105. а) Ручной бензиновый насос;

1, 2, 3, 4 — полости насоса; 5 — корпус насоса; 6 — крышка; 7 — поводок; 8 — крыльчатка; 9 — клапан нагнетания; А — вход горючего; Б — выход горючего.

б) Схема работы ручного насоса.

шающихся между собой канала, служащих для перепуска бензина во время работы насоса.

Работа ручного насоса (альвейера).

При повороте крыльчатки против часовой стрелки (см. рис. 105, б положение I) объем полостей изменяется и лопасти крыльчатки вытесняют находящееся в полостях *В* и *Д* топливо через нагнетающие клапаны в трубопровод. Из полости *В* топливо через центральный кольцевой канал крыльчатки вытесняется в трубопровод через полость *Д*. В это время в полости *Г* и *Е*, объемы которых увеличиваются, топливо засасывается из баков через всасывающие клапаны, причем в полость *Г* топливо попадает из полости *Е* через второй центральный кольцевой канал.

При повороте крыльчатки по ходу часовой стрелки (см. рис. 105, б положение II) в полости *В* и *Д* засасывается топливо, а из полости *Г* и *Е* топливо вытесняется в трубопровод. Это повторяется до тех пор, пока не прекратится движение рукоятки насоса.

Ручной насос устанавливается внизу на левой вертикальной стенке в проходной части кабины экипажа с правой стороны левого сиденья пилота.

5. Трубопроводы бензиновой системы

Основной трубопровод бензосистемы выполнен из труб сплава АМгМ диаметром 18×16 мм и гибких шлангов ВИАМ.

Соединение труб жесткое, за исключением отсека силовой установки, где применены дюритовые соединения.

Весь трубопровод окрашен желтой эмалью АБ.

Бензин из баков поступает по рукавам низкого давления и трубам через обратные клапаны и поступает в четырехходовой кран.

Обратные клапаны маятникового типа в соединениях бензобаков исключают возможность перетекания бензина из корневых и центральных баков в консольные при полетах самолета с виражами и скольжением.

Обратные клапаны (см. рис. 99), установленные в магистрали системы заправки от бензонасоса БПК-4, направляют бензин в центральные и консольные баки и этим обеспечивают равномерную заправку баков бензином и предохраняют корневые баки от раздутия.

В отсеке силовой установки и в соединениях крыльев с фюзеляжем основной трубопровод бензиновой системы выполнен гибкими шлангами.

Дренаж всех бензобаков объединен в общий трубопровод и имеет общий выход в атмосферу под левым зализом верхнего крыла. Недостаток дренажной системы на первых сериях самолетов заключался в том, что при полной заправке самолета бензином или при полетах самолета с кренами и виражами бензин заполнял дренажные трубопроводы и при выравнивании самолета выливался за борт.

На самолетах с 53-й серии произведен вывод дренажа в радиомачту (рис. 106), вследствие чего улучшилась работа дренажной системы и устранилось выливание бензина за борт при эволюциях самолета в полете.

При испытании работы дренажной системы, выведенной в радиомачту, необходимо:

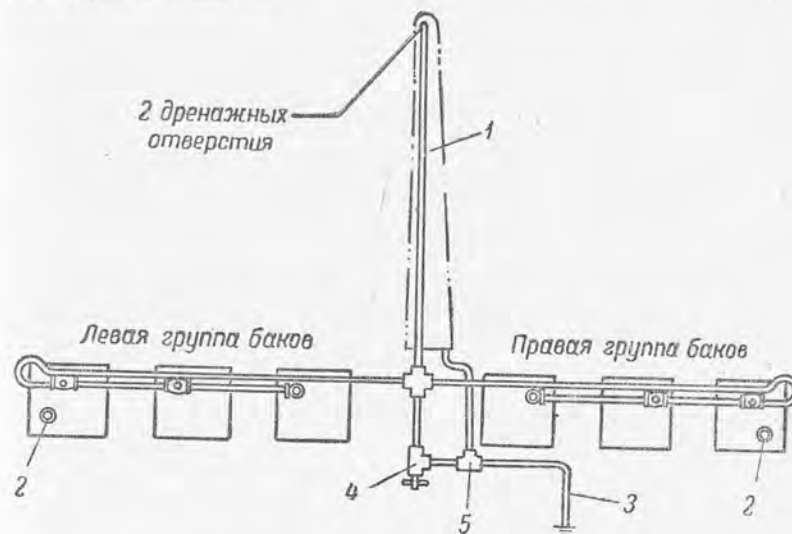


Рис. 106. Дренажная система бензобаков, установленная на самолетах с 53-й серии:

1 — радиомачта; 2 — заливная горловина; 3 — трубопровод; 4 — сливной кран бензина из дренажа; 5 — тройник.

1. Отсоединить трубопровод 3 от тройника 5 и продуть сжатым воздухом в направлении от тройника (для удаления загрязнения из трубопровода).

2. Заглушить два дренажных отверстия в радиомачте 1.

3. Открыть крышку заливной горловины 2 на правом консольном баке.

4. Подать воздух (при закрытом кране 4) через тройник 5 под давлением до 0,15 кг/см² и путем прослушивания убедиться в том, что воздух поступает в правую группу баков.

5. Отключить воздух.

6. Закрыть заливную горловину 2 на правой группе баков.

7. Аналогично повторить испытание для левой группы баков.

8. Подсоединить трубопровод 3 к тройнику 5.

В процессе эксплуатации наблюдались случаи образования ледяных пробок в бензосистеме самолета. Во избежание этого необходимо устранять прогибы трубопроводов, способствующие скапливанию влаги при стоянке самолета в трехточечном положении.

На самолетах с 70-й серии улучшен монтаж (изгиб) бензопроводов между шпангоутами № 6 и 7, исключающий скапливание отстоя влаги при стоянке самолета.

6. Система заливки двигателя

К системе заливки двигателя относится заливной насос (шприц) и трубопроводы, соединяющие заливной насос с нагнетателем двигателя, карбюратором и насосом БНК-12БК.

Трубопроводы, подводящие бензин к заливному насосу для заливки цилиндров карбюратора и насоса БНК-12БК изготовлены из труб сплава АМгМ сечением 6×4 мм.

Насос заливки (рис. 107) служит для заливки двигателя бензином перед запуском, а также для заливки бензинового насоса БНК-12БС через карбюратор при неисправном ручном насосе РНА-1А.

Насос заливки монтируется в кабине пилотов на левом боковом пульте в задней его части. Насос представляет собой корпус, в который установлен поршень с рукояткой и золотником.

К корпусу при помощи трех болтов крепится головка с обратными клапанами и тремя штуцерами. К двум штуцерам присоединяются трубки, подводящие бензин к нагнетателю для заливки цилиндров двигателя и к карбюратору для заливки БНК-12БК, а к третьему (снабженному шариковым клапаном) — трубка, подводящая топливо от фильтра-отстойника к заливному насосу.

В корпус штуцера вставлен кран-переключатель с клапаном, предотвращающим подсос бензина при работе двигателя. Кран-переключатель обеспечивает заливку двигателя и в случае необходимости обеспечивает заливку насоса БНК-12БК.

Работать насосом можно только при двух положениях рукоятки «заливка цилиндров» или «заливка насоса». В других положениях поршень не может иметь поступательного движения. Оба рабочих положения поршня фиксируются с помощью специального выступа на поршне, входящего в один из двух выступов, имеющегося в корпусе.

При движении плунжера шприца вверх создается разрежение в цилиндре, и бензин из системы устремляется по каналу в цилиндр шприца. При движении плунжера вниз поршень подает бензин через кран в тот или другой трубопровод, в зависимости от положения крана, установленного рукояткой шприца.

Заливка насоса БНК-12БК на земле заливным шприцем производится только в случае отказа в работе ручного насоса РНА-1А.

Заливку цилиндров двигателя перед запуском производить только при помощи заливного насоса.

Проворачивать винт двигателя перед запуском, когда температура головок цилиндров выше 80°С — запрещается.

Производить заливку двигателя при помощи помпы приемистости (сектора газа) запрещается во избежание воспламенения

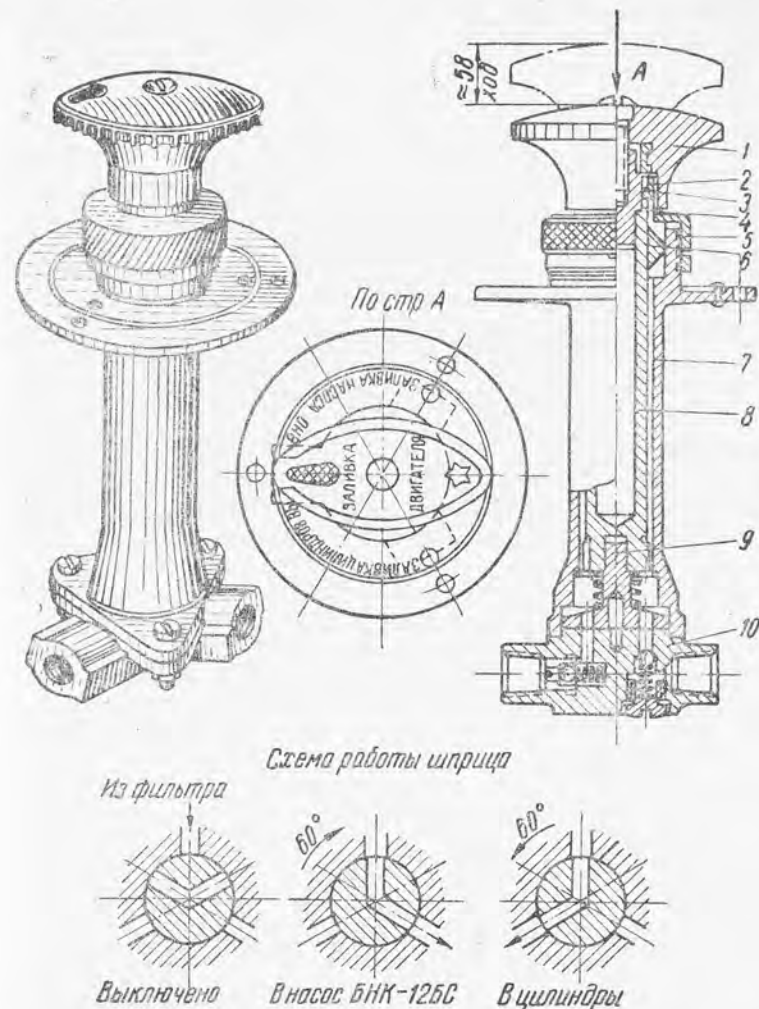


Рис. 107. Насос заливки двигателя (шприц):

1 — рукоятка; 2 — втулка; 3 — пружина; 4 — опорная втулка; 5 — гайка; 6 — уплотнитель (сальник); 7 — корпус насоса; 8 — поршень (плунжер); 9 — золотник; 10 — головка с обратными клапанами.

бензина на выхлопе и загорания обшивки правого нижнего крыла.

§ 26. МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Масляная система состоит из маслобака, масляного насоса МШ-8, воздушно-масляного радиатора (изделие № 1106), сливных кранов и трубопроводов.

Монтажная схема маслосистемы на самолетах до 36-й серии показана на рис. 108, а.

На рис. 108, б показана монтажная схема маслосистемы на самолетах с 13-й машины 36-й серии.

Отличие в маслосистемах заключается в том, что на самолетах с 12-й машины 34-й серии с двигателем АШ-62ИР 12-й серии и, начиная с 13-й машины 36-й серии и на последующих сериях, установлен облегченный маслобак улучшенной конструкции. Внутри бака введена труба для дренажа бака с атмосферой, трубопровод разжижения масла бензином подсоединен в откачивающую масломагистраль между радиатором и баком и улучшен кран слива масла из бака.

Принципиальная схема маслосистемы показана на рис. 109.

1. Масляный бак

На самолетах до 36-й серии 12 машины устанавливался маслобак емкостью 120 л. Бак клепано-сварной конструкции изготовлен из листов сплава АМцА толщиной 1 мм, кроме нижнего доньшка материал которого имеет толщину 1,2 мм.

Каркас бака состоит из трех вертикальных перегородок, одной горизонтальной перегородки и четырех продольных профилей, подкрепляющих обечайку. Перегородки имеют отбортованные отверстия для облегчения.

В баке расположен пеногасительный колодец, который также служит для быстрого прогрева масла в баке после запуска двигателя; колодец имеет цилиндрическую форму и приварен к горизонтальной перегородке бака.

Штампованные обечайки и доньшко из сплава АМцАМ приклепываются к каркасу заклепками. Заклепки крепления снаружи обвариваются.

Выпуклые доньшки, поперечные перегородки, продольные профили жесткости, подкрепляющие обечайку, а также рифты на обечайке придают жесткость конструкции бака.

В нижней части бака под горизонтальной перегородкой имеется масляный карман емкостью 17 л, обеспечивающий нормальное питание двигателя маслом при загустевании его в баке во время полета при особо низких температурах наружного воздуха.

На обечайке масляного кармана приварено три штуцера: штуцер отвода масла к насосу двигателя, штуцер подвода масла к баку от маслорадиатора и штуцер с краном слива масла из бака.

Внутри бака расположена заборная трубка масла из бака, которая выступает выше уровня днища бака для забора чистого масла, и трубка для отвода масла из радиатора в бак, причем масло из трубки сливается в колодец по касательной для отделения пены от масла и более быстрого прогрева масла в баке при пробе двигателя. Для сообщения полостей бака с масляным карманом в перегородках бака имеются отверстия и трубки.

В верхней части бака приварен фланец заливной горловины и

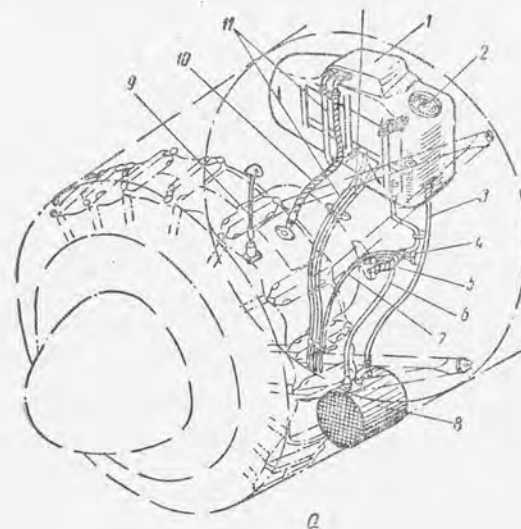
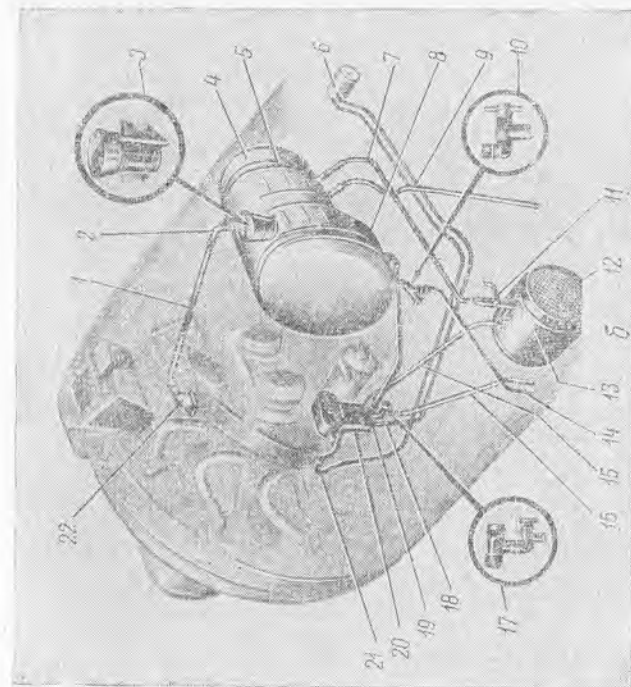


Рис. 108. Монтажные схемы маслосистемы:

а) на самолетах до 36-й серии:
1 — маслобак; 2 — заливная горловина с маслострующей линейкой; 3 — трубопровод выходящего из радиатора масла; 4 — кран слива масла; 5 — трубопровод входа масла в двигатель; 6 — трубопровод выхода масла из двигателя; 7 — трубопровод слива масла; 8 — воздушно-масляный радиатор; 9 — суфлер двигателя; 10 — дренажный трубопровод двигателя; 11 — дренажная трубка маслобака; 12 — топливный насос; 13 — топливный насос; 14 — топливный насос; 15 — топливный насос; 16 — топливный насос; 17 — датчик температуры; 18 — датчик температуры; 19 — датчик температуры; 20 — датчик температуры; 21 — датчик температуры; 22 — датчик температуры.

б) на самолетах с 36-й серии:
1 — маслобак; 2 — заливная горловина с маслострующей линейкой; 3 — трубопровод выходящего из радиатора масла; 4 — кран слива масла; 5 — трубопровод входа масла в двигатель; 6 — трубопровод выхода масла из двигателя; 7 — трубопровод слива масла; 8 — воздушно-масляный радиатор; 9 — суфлер двигателя; 10 — дренажный трубопровод двигателя; 11 — дренажная трубка маслобака; 12 — топливный насос; 13 — топливный насос; 14 — топливный насос; 15 — топливный насос; 16 — топливный насос; 17 — датчик температуры; 18 — датчик температуры; 19 — датчик температуры; 20 — датчик температуры; 21 — датчик температуры; 22 — датчик температуры.

масломерной линейки. В горловину устанавливается сетчатый фильтр. Крышка заливной горловины контрится путем плотного завинчивания ручки крышки с помощью траверсы.

Масломерная линейка имеет шкалу с ценой деления 5 л. Внутри бака линейка направляется при помощи трубки.

Для предотвращения попадания масла на стенки бака при заправке маслобака маслом к фланцу заливной горловины крепится чашка с помощью специальной гайки.

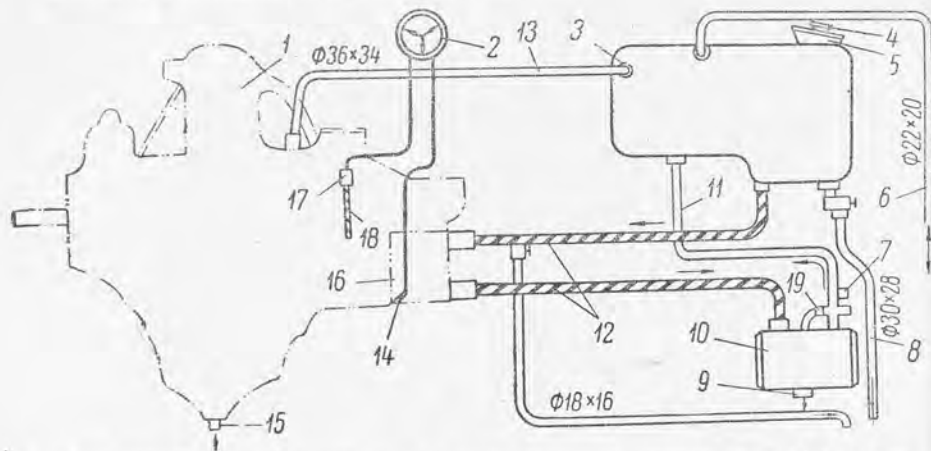


Рис. 109. Принципиальная схема маслосистемы на самолетах с 36-й серии:

1 — двигатель АШ-62ИР; 2 — трехстрелочный электрондикатор ЭМИ-3к; 3 — маслобак; 4 — масломер; 5 — заливная горловина; 6 — дренаж маслобака; 7 — штуцер для присоединения трубопровода разжижения масла; 8 — труба слива масла из маслобака; 9 — труба слива масла из радиатора; 10 — маслонасос; 11 — трубопровод отвода масла в бак $\phi 27 \times 25$; 12 — трубопровод отвода масла в радиатор; 13 — дренаж двигателя с баком; 14 — датчик термометра; 15 — слив масла из двигателя; 16 — маслонасос МШ-8; 17 — датчик манометра; 18 — капилляр датчика манометра; 19 — редукционный клапан.

На передней стенке бака сверху приварен фланец, в который ввернуты угольники для крепления трубы и шланга дренажа бака с двигателем. С внутренней стороны к фланцу приварены две горизонтальные трубки, обеспечивающие нормальный дренаж бака и двигателя при полетах.

Бак сваривают газовой сваркой, после чего испытывают на герметичность под давлением $0,35 \text{ кг/см}^2$ и на вибрацию в течение 30 мин. с частотой 1500 колебаний в мин. при амплитуде 0,17 мм. После испытания бак покрывают коричневой эмалью А8.

На самолетах с № 136-13 устанавливается маслобак более облегченной и простой конструкции (рис. 110). Бак имеет обечайку, отштампованную из двух половин листов сплава АМцА и приклепанную к трем перегородкам (каждая перегородка состоит из двух половин). Обе половины обечайки, после приклейки перегородок, между собой свариваются. Внутри бака смонтирован пеногасительный колодец, труба, отводящая масло из радиатора, и дренажная труба бака сообщения с атмосферой. Пеногасительный

колодец сверху приварен к перегородке, а в нижней части приварен к обечайке бака и имеет отверстие для выхода масла из колодца.

В нижней части бак имеет четыре штуцера: штуцер для присоединения трубы подвода масла, штуцеры для сливной и дренажных труб и штуцер для присоединения трубы подвода масла из радиатора в бак (в пеногасительный колодец).

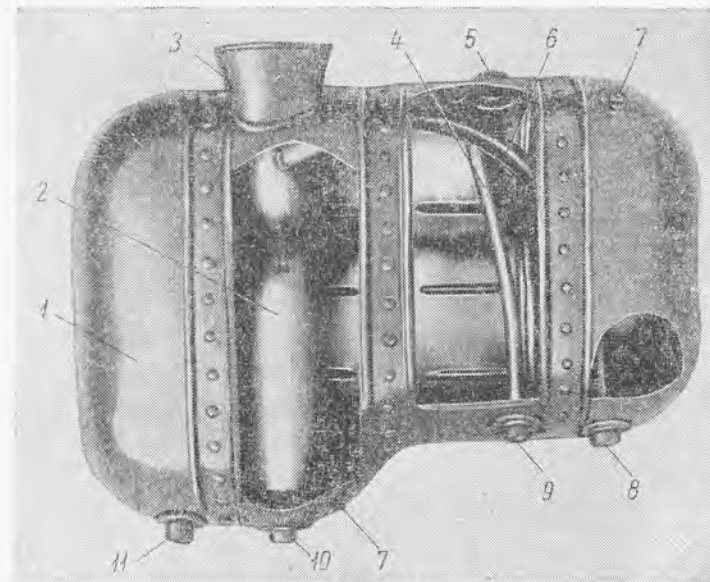


Рис. 110. Масляный бак облегченной конструкции, установленный на самолетах с 36-й серии:

1 — обечайка; 2 — пеногасительный колодец; 3 — заливная горловина; 4 — дренажная труба; 5 — штуцер дренажа двигателя через бак; 6 — отводящая труба; 7 — ушко для крепления перемычки металлизации; 8 — штуцер откачивающего трубопровода; 9 — штуцер дренажа бака с атмосферой; 10 — штуцер трубопровода подвода масла в двигатель; 11 — штуцер слива масла из бака.

В верхней части бак имеет заливную горловину с мерной линейкой и штуцер для присоединения шланга дренажа двигателя через бак. Снаружи бак имеет приваренные два ушка для крепления двух перемычек металлизации.

Маслобак устанавливается на седла, укрепленные к шпангоуту № 1. Бак крепится к ним двумя дуралюминиевыми лентами с тандерами. На седлах для лучшей амортизации бака устанавливаются фетровые прокладки, а под ленты — резиновые прокладки.

В процессе эксплуатации наблюдаются трещины маслобаков, в основном на сварных швах, вокруг заклепок и штуцеров.

Для предотвращения появления трещин в обечайке маслобака,

а также среза заклепок в нижней зоне крепления средней перегородки к обечайке, маслобак изготавливается из материала АМцАМЛ1,2 вместо АМцАМЛ1, в нижней зоне маслобака введена усиливающая кница и устанавливается дополнительно 6 заклепок.

На самолетах с 141-й серии снято жесткое крепление шланга суфлирования маслобака в месте прохода шланга через внутренний капот и со 153-й серии увеличен диаметр фланца дренажного штуцера маслобака.

2. Воздушно-масляный радиатор

На самолете установлен мелкосотовый маслорадиатор (изделие № 1106) (рис. 111), выполненный из трубок К-4 длиной 250 мм и толщиной стенки 0,2 мм.

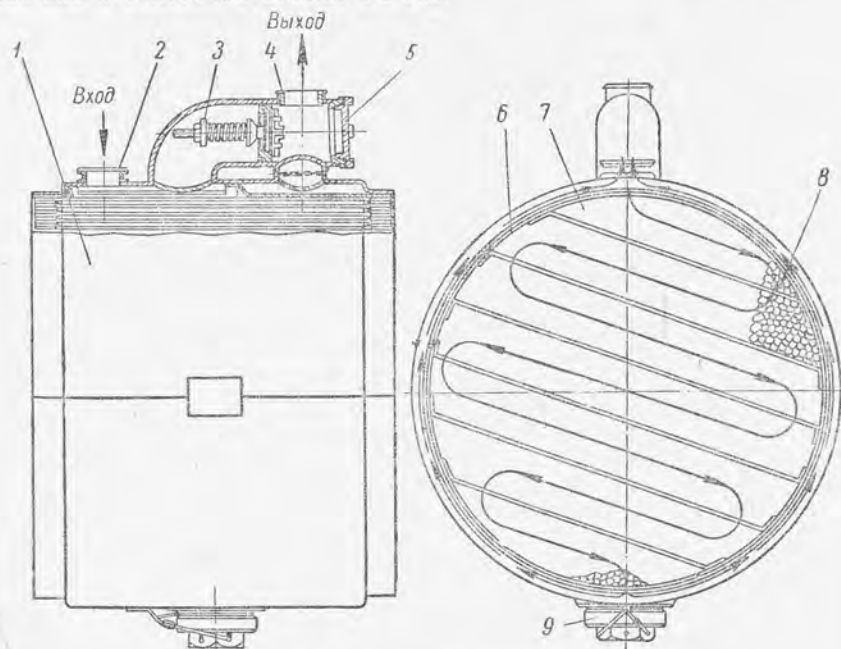


Рис. 111. Воздушно-масляный радиатор:

1 — наружная обечайка; 2 — входной патрубок; 3 — редукционный клапан; 4 — выходной патрубок; 5 — заглушка; 6 — внутренняя обечайка; 7 — перегородки, направляющие движение масла; 8 — соты; 9 — сливная пробка.

Основные данные маслорадиатора

Тип радиатора	мелкосотовый круглый № 1106
Диаметр радиатора, мм	290
Фронтальная поверхность, дцм^2	6,3
Охлаждающая поверхность, м^2	7,7

Размер и тип трубок	К4×250×0,2 мм
Количество трубок в радиаторе, шт.	2650
Сухой вес радиатора, кг	27,5
Емкость радиатора, л	8,5
Рабочее давление, кг/см^2	4
Разрушающее давление, кг/см^2	16
Тарировка клапана, кг/см^2	4
Давление при испытании воздухом, кг/см^2	5
Давление при опрессовке водой, кг/см^2	8

Корпус радиатора изготовлен из латунных листов, трубки изготовлены из красной меди.

Радиатор состоит из двух обечаек, внешней и внутренней, шести наклонных перегородок с окнами для циркуляции масла, штуцера для входа масла в радиатор и штуцера для выхода масла с патрубком, в котором размещен пружинный редукционный клапан. Для слива масла из радиатора имеется штуцер с пробкой.

Внутренняя обечайка к наклонным перегородкам приклепана, а к сотам припаяна. Трубки разделены наклонными перегородками на семь секций.

Внутренняя обечайка в верхней части имеет окно для входа масла в соты радиатора и в нижней части — окно для выхода масла из сот.

Масло между трубками секций радиатора и через окна перегородок циркулирует сверху вниз зигзагообразно.

Наружная обечайка припаяна к внутренней так, что между ними образуется кольцевая щель, по которой масло направляется к выходному отверстию. К наружной обечайке в верхней части приклепаны и припаяны патрубок редукционного клапана, входной и выходной патрубки. Выходной патрубок имеет сообщение с патрубком редукционного клапана.

Входной патрубок и патрубок редукционного клапана отделены от кольцевого пространства между обечайками и выходным штуцером специальной перегородкой.

В нижней части внешней обечайки расположен сливной штуцер, который закрывается пробкой.

Для предохранения маслорадиатора от перегрузки в случае повышения давления масла при увеличении его вязкости в условиях низких температур установлен редукционный клапан. Редукционный клапан оттарирован на давление 4 кг/см^2 и работает следующим образом:

Во время запуска двигателя, при наличии холодного масла в системе с повышенной вязкостью, гидравлическое сопротивление между трубками радиатора будет очень велико и давление масла в сотах будет выше 4 кг/см^2 , что вызывает открытие редукционного клапана. При этом масло, минуя соты, будет проходить по полости между внутренней и внешней обечайками, через редукционный клапан и сливаться в бак. Постепенно масло под давлением 4 кг/см^2 выдавливается из сот, давление в сотах радиатора будет понижаться и клапан закроется. В дальнейшем масло будет

циркулировать через соты и щелевое пространство между обечайками и поступать в бак.

Маслорадиатор установлен в нижней части самолета и крепится к узлам, расположенным на шпангоуте № 1 и рамке внутреннего капота двигателя с помощью стальных лент, стягиваемых болтами. Между лентами и обечайкой радиатора устанавливаются резиновые прокладки. Снаружи радиатор закрыт легкоъемным туннелем и кожухом с заслонками. Воздух поступает в соты радиатора через туннель. Поступление воздуха регулируется створками, управляемыми из кабины пилотов.

В процессе эксплуатации имели место случаи течи масла из сот маслорадиатора этот недостаток в большинстве случаев проявляется в зимний период, вследствие неграмотной эксплуатации маслосистемы.

Для предупреждения подобных случаев необходимо летному и техническому составам при переходе с летного периода эксплуатации самолетов на зимний период в обязательном порядке повторно изучить руководство по летней и зимней эксплуатации самолета Ан-2.

При промывке радиатора необходимо проверять его на герметичность под давлением 6 кг/см^2 .

Гарантийный срок службы радиатора 900 час. Срок хранения радиатора 2 года.

3. Трубопроводы и сливные краны масляной системы

Соединения трубопроводов с агрегатами масляной системы выполнены гибкими и дюритовыми шлангами, за исключением трубы сообщения маслобака с атмосферой, присоединяющейся к баку с помощью накидной гайки.

Трубопровод питания от маслобака к масляному насосу двигателя состоит из трубы сечения $27 \times 25 \text{ мм}$, изготовленной из стали 20А, и рукава низкого давления ТУ № 1707-50Р.

Труба сечением $27 \times 25 \text{ мм}$ от масляного насоса к воздушно-масляному радиатору изготовлена из дуралюмина Д16Т. Трубопровод дренажирования бака с мотором — гибкий. Все остальные трубопроводы изготовлены из сплава АМгМ.

Труба сообщения бака с атмосферой выполнена сечением $22 \times 20 \text{ мм}$. Труба слива масла из бака — сечением $30 \times 28 \text{ мм}$. Труба слива масла из трубопровода подвода масла к двигателю выполнена сечением $18 \times 16 \text{ мм}$.

Слив масла из маслосистемы самолета может быть произведен из четырех точек:

1) из маслобака через сливной пробковый кран на самолетах до 36-й серии и через улучшенный пружинный кран на самолетах с 36-й серии;

2) из маслорадиатора через стандартную сливную пробку с гайкой под ключ;

3) из трубы подвода масла к двигателю в зимнее время через пробковый кран;

4) из отстойника двигателя через пробковый маслокран.

Трубка разжижения масла бензином присоединяется к штуцеру на трубопроводе откачивающей магистрали, идущей от маслорадиатора к баку.

На самолетах с 36-й серии разрешается производить разжижение масла бензином.

Приемник измерения температуры входящего масла в двигатель устанавливается в штуцере масляного насоса МШ-8.

Датчик манометра масла на самолетах до 69-й серии устанавливался на нижнем подкосе рамы двигателя с левой стороны и соединялся со штуцером маслонасоса с помощью бронированного шланга.

На самолетах, начиная с 1-й машины 70-й серии, датчик манометра масла установлен на правом верхнем подкосе рамы двигателя и соединен с помощью бронированного шланга с верхним штуцером задней крышки картера двигателя. Манометр давления масла при новом расположении датчика показывает давление в магистрали $4—5 \text{ кг/см}^2$.

На принципиальной схеме (см. рис. 109) показана циркуляция масла в системе. Масло из бака поступает в насос двигателя, затем в воздушно-масляный радиатор. После охлаждения в маслорадиаторе масло по трубопроводу поступает в бак и, сливаясь по стенке пеногасительного колодца, снова поступает в двигатель.

Заправка бака маслом, как правило, должна производиться из ВМЗ. Если нет ВМЗ, разрешается производить заправку из чистых бидонов, которые при доставке на аэродром должны быть опломбированы. Масло в бак заливать из бидонов разрешается только через воронку с частой сеткой.

Заправлять маслобак открытыми ведрами запрещается.

В холодную погоду от $+5^\circ\text{C}$ и ниже масло заправлять в бак, подогретое до $75—85^\circ\text{C}$, и перед самым запуском двигателя слить отстой (0,8—1 л) масла через сливные краны из бака и трубопровода подвода масла к насосу МШ-8.

Вспенившееся при подогреве масло заправлять в бак запрещается.

Для первой пробы двигателя на земле и для облета самолета после смены двигателя необходимо заливать масло в бак 55—60 л.

4. Система разжижения масла бензином

На самолетах с 172-й серии в системе разжижения масла бензином введены доработки системы и соответствующее изменение в инструкции и графике разжижения по сравнению с ранее утвержденными.

В системе разжижения масла бензином на выходе из электро-

магнитного клапана ЭКР-3 взамен штуцера 6А ГОСТ 552-41 устанавливается штуцер (жиклер) Ш6100-377 с проходным сечением диаметром 2,1А₃.

Штуцер обеспечивает постоянную производительность электромагнитного клапана, а следовательно, стабильное поступление бензина в масло в пределах ТУ ($12,5 \pm 0,5\%$) при условии выполнения разжижения согласно новой инструкции и новому бортовому графику.

С самолета 60-й серии, т. е. с момента установки электромагнитных клапанов ЭКР-3, установка новых штуцеров (жиклеров) и замена бортового графика производится силами эксплуатационных подразделений. Штуцеры (жиклеры) Ш6100-377 и бортовые графики Ш6100-378 поставяет организация-поставщик по требованию эксплуатационных подразделений.

§ 27. СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

На самолете предусмотрено две системы запуска двигателя: от электрического инерционного стартера РИМ-24ИР и ручной запуск — путем раскрутки маховика стартера ручным приводом.

Основной системой запуска двигателя является запуск от электрического инерционного стартера РИМ-24ИР, в комплект которого входит:

1. Электромагнитное реле ВМ-177, смонтированное на электро-стартере.
2. Реле храповика РА-176М, укрепленное рядом с реле ВМ-177.
3. Кнопка стартера КС-3, установленная на основной панели доски приборов.

Напряжение пускового зажигания на свечи двигателя подается от пусковой катушки КП-4716, установленной на правом верхнем подкосе рамы двигателя.

Электрозапуск двигателя производится из кабины пилотов при помощи агрегатов, смонтированных на основной панели приборной доски с левой стороны вверху, куда входят:

- 1) АЗС-20 цепи запуска,
- 2) переключатель магнето ПМ-1,
- 3) кнопка стартера КС-3.

Электрозапуск двигателя должен производиться, как правило, от аэродромного источника питания и при отсутствии его — от бортового аккумулятора. Напряжение аккумулятора при запуске двигателя должно быть не менее 24 в при нагрузке 6 а. В качестве нагрузки, перед проверкой напряжения аккумулятора, включается РВ-2 и РСИ.

В случае отсутствия аэродромного источника электроэнергии и недостаточной заряженности бортового аккумулятора, что может иметь место при эксплуатации самолета во внеаэродромных условиях, разрешается, как исключение, производить запуск двигателя, используя ручной привод электростартера.

Приспособление для ручного запуска состоит из ручки, промежуточного вала с храповиком, карданов соединительного вала, редуктора, вилки и подшипников.

Для удобства запуска храповик ручного привода выведен в грузовую кабину и расположен на шпангоуте № 5 с правой стороны, если смотреть по полету. В нерабочем положении ручка запуска устанавливается на шпангоуте № 5 в специальном гнезде.

Промежуточный вал с храповиком и карданом установлен на подшипниках, смонтированных на шпангоутах фюзеляжа № 1 и 5. Промежуточный вал соединен с редуктором посредством кардана и соединительного вала. Редуктор установлен на сварном кронштейне, расположенном на подкосе рамы двигателя.

Промежуточным звеном между редуктором и маховиком стартера служит вилка, соединенная одним концом через кардан с редуктором, а другим концом с хвостовиком РИМ-24ИР.

Редуктор ручного запуска состоит из литого корпуса, изготовленного из сплава АЛ9, конических шестерен, изготовленных из стали 30ХГСА, и двух подшипников, запрессованных в корпуса, изготовленных из дуралюмина Д16Т.

Промежуточный вал с храповиком, кардан, соединительный вал и вилка изготовлены из стали 30ХГСА.

Вращательное движение ручки запуска через промежуточные и соединительные валы передается редуктору, который через вилку передает вращение маховику стартера под углом 90°.

При запуске двигателя вращать рукоятку необходимо по ходу часовой стрелки, вначале медленно, а затем постепенно и плавно ускоряя вращение, довести скорость вращения до 70—80 об/мин; при этом маховик стартера будет иметь обороты около 14000 об/мин и тонкий равномерный гул. Включить зажигание и предохранительный выключатель стартера АЗС-20 «Запуск», а ручку пусковой кнопки с надписью «Стартер» нажать «от себя» и запустить двигатель.

Часто пользоваться ручным запуском не рекомендуется во избежание износа конических шестерен редуктора и других деталей ручного запуска.

§ 28. УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ, ЮБКАМИ КАПОТА И СТОРКАМИ МАСЛОРАДИАТОРА

1. Управление двигателем

Управление двигателем производится с помощью рычагов-секторов, установленных на центральном пульте в кабине пилотов. На пульте управления (рис. 112) расположены рычаги-секторы управления:

1. Высотным корректором.
2. Нормальным газом двигателя.
3. Шагом винта.
4. Подогревом карбюратора.

5. Краном останова двигателя (стоп-краном).

6. Пылефильтром.

Рычаги-секторы управления двигателем изготовлены из листовой хроманселевой стали. На концах рычагов заделаны стандартные ручки из пластмассы с буквенным обозначением и соответствующей окраской.

Расположение рычагов доступно для пользования ими как с левого, так и с правого сидений пилотов.

На пульте возле каждого рычага установлены трафареты с надписями и стрелками, указывающими направление их движения. Все надписи на трафаретах и буквенные обозначения на ручках рычагов покрыты светящейся массой временного свечения.

Рычаги управления двигателем собраны в двух дуралюминовых кронштейнах на общей оси. Рычаги управления высотным корректором, нормальным газом и шагом винта стопорятся общим стопором, расположенным с левой стороны пульта. Вращением гайки стопора на резьбовом конце оси обеспечивается необходимая величина затяжки рычагов в общем пакете.

Рычаг подогрева карбюратора имеет индивидуальное стопорение при помощи фиксатора, установленного на секторе.

Рычаги останова двигателя и пылефильтра могут иметь только два положения: «Включено» и «Выключено».

Проводка управления двигателем (рис. 113, а) состоит из жестких регулируемых тяг с промежуточными качалками и тросов с роликами.

Управление высотным корректором, нормальным газом и обогревом карбюратора осуществляется при помощи жестких тяг.

Управление шагом винта, остановом двигателя и пылефильтром осуществляется тросовой проводкой.

Все промежуточные качалки установлены на шарикоподшипниках, обеспечивающих легкость управления. Промежуточные качалки соединены с тягами болтами и корончатыми гайками.

На самолетах с 56-й серии (рис. 113, б) с целью улучшения конструкции на качалках управления двигателем вместо шаровых опор, бронзовых втулок устанавливаются сферические подшипники ШС6. Шариковые подшипники закрытого типа 980077 устанавливаются под оси качалок.

При необходимости замены деталей управления на самолетах до 56-й серии завод-изготовитель самолетов рекомендует производить замену комплектно. В случае комплектной замены управления двигателем необходимо произвести доработку секторов нормального газа, высотного корректора и обогрева карбюратора согласно бюллетеню завода-изготовителя № 63-ИК 1956 г.

Управление высотным корректором. Для обеспечения нормальной смеси при изменении высоты полета на карбюраторе двигателя устанавливается автоматический высотный корректор.

Автоматическое управление высотным корректором дублирова-

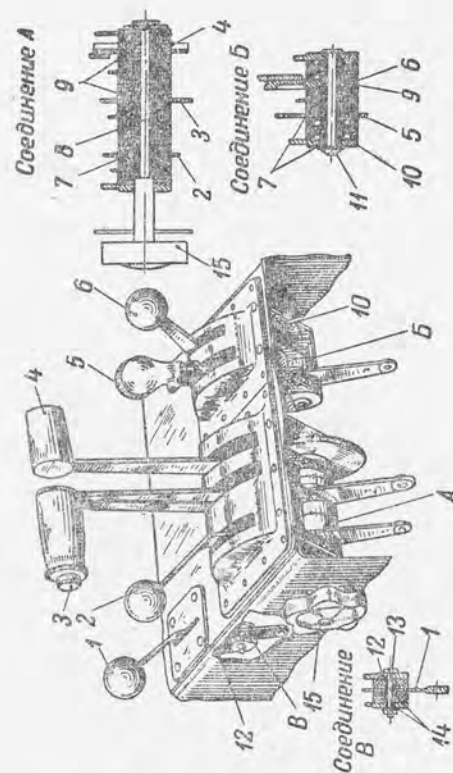
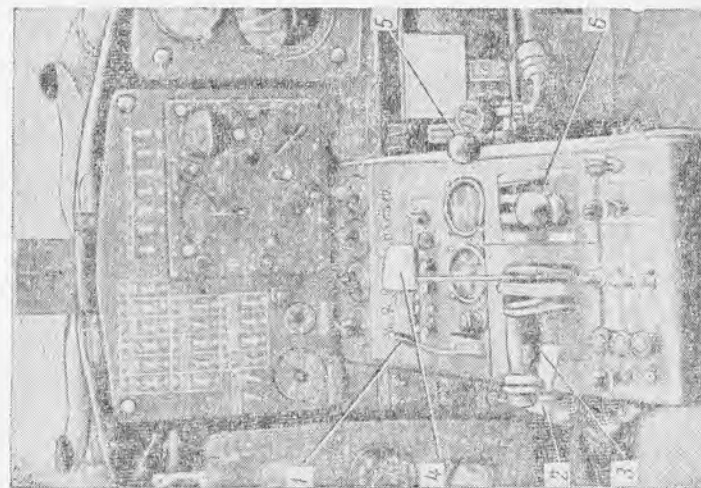


Рис. 112. Рычаги центрального пульта управления двигателем:

1 — рычаг-сектор управления пылефильтром; 2 — рычаг-сектор управления высотным корректором; 3 — рычаг-сектор управления нормальным газом двигателя; 4 — рычаг-сектор управления шагом винта; 5 — рычаг-сектор управления подогревом карбюратора; 6 — рычаг-сектор управления краном останова двигателя; 7 — втулка; 8 — ось пакета; 9 — втулка; 10 — кронштейн; 11 — валик; 12 — кронштейн; 13 — болт; 14 — втулка; 15 — рукоятка зажима.

но ручным, которое применяется в случае выхода из строя ане-
роида, а также для коррекции при нечеткой работе автомата.

Ручное управление выполнено жесткими тягами с двумя про-
межуточными качалками. Промежуточные качалки установлены
в силовом отсеке: первая — на дуралюминовых кронштейнах и
профилях шпангоута № 1; вторая — на сварном кронштейне, уста-
новленном на болтах задней крышки картера двигателя.

Рычаг на пульте с помощью дуралюминовых тяг, через рычаги
промежуточных качалок соединен с поводком высотного коррек-

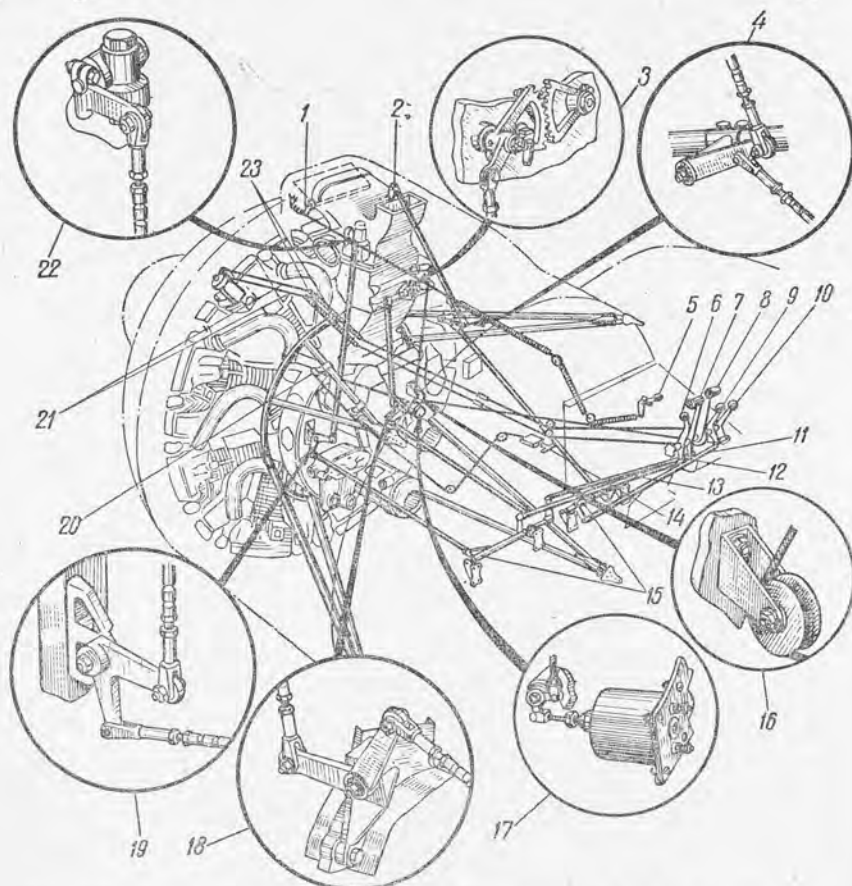


Рис. 113. а) Монтажная схема управления двигателем и его агрегатами:

1 — поводок управления заслонками карбюратора; 2 — поводок оси заслонки подогрева; 3 — зубчатые сек-
торы привода дроссельных заслонок карбюратора; 4 — промежуточный рычаг с тягами
управления подогревом; 5 — рычаг управления заслонкой противодымного фильтра; 6 — рычаг
управления высотным корректором; 7 — рычаг управления газом мотора; 8 — рычаг
управления шагом винта; 9 — рычаг управления остановкой мотора; 10 — рычаг управления
подогревом воздуха, поступающего в карбюратор; 11, 12, 13 — тяги; 14 — рукоятка сцеп-
ления храповика стартера; 15 — промежуточные качалки; 16 — кронштейн с роликом;
17 — реле храповика РА-176; 18 — промежуточный рычаг; 19 — промежуточный рычаг;
20 — кронштейн с роликом; 21 — тросы; 22 — рычаг высотного корректора; 23 — гибкие
оболочки.

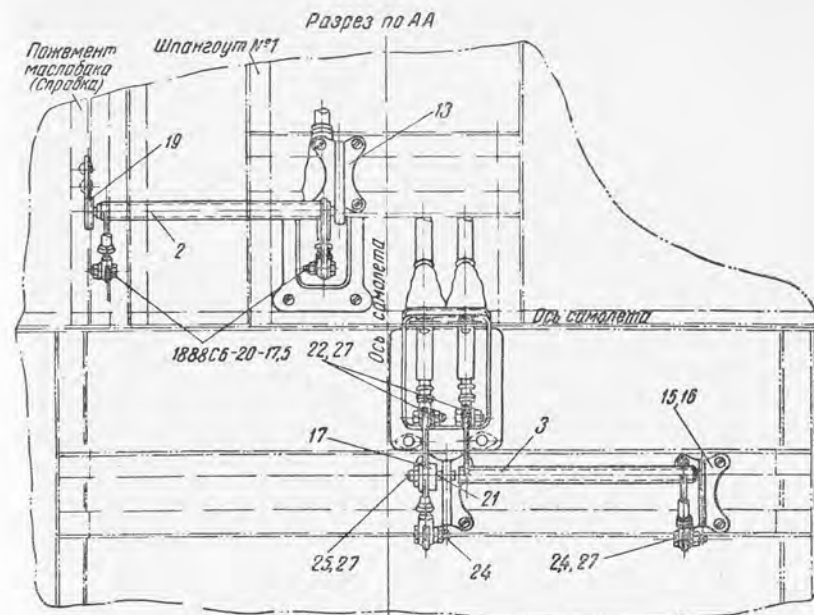


Рис. 113. б) Схема управления двигателем на самолетах с 56-й серии:

1 — кронштейн (Ш6500-184); 2 — качалка (Ш6500-87); 3 — качалка (Ш6500-188);
4 — тяга (Ш6500-190-1); 5 — тяга (Ш6500-190-2); 6 — тяга (Ш6500-190-3); 7 — тяга
(Ш6500-191-1); 8 — тяга (Ш6500-191-2); 9 — тяга (Ш6500-191-3); 10 — тяга (Ш6500-191-4);
11 — тяга (Ш6500-192-1); 12 — тяга (Ш6500-192-2); 13 — кронштейн (Ш6500-193);
14 — кронштейн (Ш6500-194); 15 — кронштейн (Ш6500-195-1); 16 — кронштейн (Ш6500-195-2);
17 — качалка (Ш6500-196); 18 — кронштейн (Ш6500-197); 19 — кронштейн (Ш6500-198);
20 — поводок (А6803-50); 21 — шайба (233А2.5-7-12); 22 — шайба (233А2 6-12); 23 — шай-
ба (233А1-6-12); 24 — болт (1888С6-20-17,5); 25 — гайка (1406С6); 26 — шплинт (2×12
ГОСТ 397-54); 27 — шплинт (1,5×20 ГОСТ 397-54).

тора, который установлен на хвостовике выходного валика авто-
мата. Соединение поводка с хвостовиком шлицевое.

Первая промежуточная качалка сварной конструкции из трубы
и рычагов, изготовленных из хроманселевой стали. Вторая про-
межуточная качалка и поводок высотного корректора карбюратора
изготовлены из штамповки АК6.

Крайнее положение поводка высотного корректора фиксирует-
ся упорами хвостовика о приливы на корпусе автомата и соответ-
ствует ходу рычага на пульте управления.

На пульте, в кабине пилотов, рычаг высотного корректора ус-
тановлен в крайнем заднем положении на полное обогащение и
имеет фиксацию в прорези пульта. Переднее положение соответ-
ствует бедной смеси.

Установка поводка высотного корректора карбюратора при на-
шемном регулировании автомата зафиксирована общей риской, на-
несенной на торце валика и обойме рычага.

Управление нормальным газом двигателя выпол-
нено аналогично управлению высотным корректором.

На консольной части хвостовика качалки высотного корректора, установленной на шпангоуте № 1, подвешена первая промежуточная качалка; вторая промежуточная качалка установлена на оси сварного кронштейна, укрепленного болтами на панели реле РА-176 хвостовика электростартера РИМ-24ИР. Сектор на пульте и промежуточные качалки соединены между собой и с поводком на карбюраторе дуралюминовыми тягами.

На самолетах с 151-й серии тяга управления нормальным газом от шпангоута № 1 до кронштейна на РИМ-24 усилена за счет увеличения диаметра трубы и диаметра резьбовой части вилки.

Поводок установлен на оси механизма дросселей карбюратора; соединение поводка с осью шлицевое.

Качалки изготовлены из штамповки АК6, поводок на карбюраторе из штамповки стали 30ХГСА.

Поводок нормального газа в крайних положениях фиксируется упором, установленным на корпусе карбюратора. При движении поводка вниз до отказа (положение «малый газ») к упору вплотную подходит регулируемый болт сектора механизма дросселей, а при движении вверх (положение «полный газ») — ребро сектора механизма.

Ход поводка на карбюраторе, ограниченный упором, соответствует крайним положениям рычага на пульте. Переднее крайнее положение соответствует максимальной взлетной мощности $n = 2150 - 2200$ об/мин, $P_k = 1050$ мм рт. ст. (форсированному режиму), что отвечает номинальной мощности двигателя на расчетной высоте 1500 м. Заднее крайнее положение рычага соответствует малому газу. Промежуточное положение сектора в прорези пульта (на ограничителе) соответствует номинальной мощности двигателя при работе на земле ($n = 2100$ об/мин, $P_k = 900$ мм рт. ст.).

Управление шагом винта выполнено двусторонней тросовой проводкой с двумя роликами.

Один из роликов приклепан к рычагу пульта управления в кабине пилотов, а второй установлен непосредственно на валике регулятора оборотов Р-7Е.

Проводка состоит из двух тросов $7 \times 7 - 1,8$ мм, соединенных тандером в силовом отсеке. Трос перед заделкой концов и установкой на самолет предварительно вытягивается. Тросы вложены в ролики петлей и закреплены болтом с гайкой, законтренной шплинтом.

Тросы от рычага управления шагом винта до регулятора оборотов Р-7Е, у шпангоута № 1 и в силовом отсеке, на внутреннем капоте, проходят через текстолитовые ролики.

Переднее крайнее положение рычага управления шагом винта на центральном пульте соответствует «малому шагу», заднее крайнее положение — «большому шагу».

Полное перемещение рычага обеспечивает работу регулятора на равновесных оборотах в диапазоне 2200—1400 об/мин.

При выходе из строя тросового управления или отказе в работе масляной системы регулятора оборотов винт автоматически обеспечивает крейсерский режим полета самолета.

На самолетах с 111-й серии для снятия изгибающей нагрузки с валика регулятора оборотов Р-7Е тросовая проводка управления Р-7Е заменена жесткотросовой.

До выполнения доработки управления регулятором оборотов Р-7Е для облегчения условий работы валика регулятора оборотов натяжения ветвей тросов необходимо выполнять в пределах 4^{+2} кг по тензометру.

Натяжение тросов в системе жесткотросовой проводке должно быть 4^{+2} кг по тензометру.

На самолетах с 172-й серии тяга управления регулятором оборотов Р-7Е усилена за счет удлинения стакана и введением дополнительной заклепки.

Управление подогревом карбюратора выполнено жесткими тягами с двумя промежуточными качалками.

Первая промежуточная качалка, установленная на кронштейнах шпангоута № 1, сварная и изготовлена из хромансильевой стали. Вторая промежуточная качалка изготовлена из штамповки АК6 и установлена на верхнем подкосе рамы двигателя на специальном кронштейне с хомутом, изготовленным из стали 20А.

Промежуточные качалки и рычаг на пульте управления соединены между собой, а также с поводком заслонки дуралюминовыми тягами.

Переднее крайнее положение рычага обеспечивает полное включение подогрева карбюратора и соответствует надписи «Открыто». Заднее крайнее положение рычага выключает обогрев карбюратора и соответствует надписи «Закрыто».

Крайние и промежуточные положения рычага фиксируются гребенкой на кронштейнах и фиксатором, установленным на рычаге обогрева карбюратора.

Управление остановом двигателя. Для выключения (останова) двигателя используется стоп-кран карбюратора. Управление стоп-краном от рычага на пульте управления до рычага на карбюраторе выполнено односторонним тросом $7 \times 7 - 1,8$ мм. Трос перед установкой на самолет предварительно вытягивается. На рычаге пульта управления трос заделан шариком в ролике; ролик укреплен на секторе заклепками. Второй конец троса закреплен на рычаге стоп-крана стандартным шариком-замком, обеспечивающим необходимое регулирование натяжения троса.

Во избежание случайного включения стоп-крана трос управления имеет некоторую слабинку.

Крайнее заднее положение рычага на пульте управления обеспечивает включение стоп-крана на карбюраторе. В этом положении рычаг имеет защелку в вырезе на пульте.

При крайнем переднем положении рычага на пульте обратный ход троса осуществляется пружиной стоп-крана.

В местах перегиба троса установлены направляющие ролики на кронштейне, укрепленном на болте задней крышки двигателя и шпангоуте № 1.

Управление пылефильтром по своей конструкции аналогично управлению остановом двигателя. Управление пылефильтром от рычага на пульте до рычага на фильтре выполнено односторонним тросом 7×7—1,8 мм с тандером.

Крайнее заднее положение рычага на пульте обеспечивает включение фильтра. В этом положении рычаг имеет защелку в вырезе на пульте.

При крайнем переднем положении рычага на пульте обратный ход фильтра и троса обеспечивает пружина.

2. Управление створками юбки капота

Управление створками юбки капота дистанционное и осуществляется из кабины пилотов при помощи электромеханизма УР-7, установленного на шпангоуте № 1.

Электромеханизм УР-7 установлен на шпангоуте № 1 с внутренней стороны. Шестерня редуктора механизма УР-7 зацеплена с зубчатым сектором, к которому посредством двух тяг передается движение вертикальным качалкам, смонтированным в кронштейнах с шарикоподшипниками на шпангоуте № 1. Вертикальные качалки через кронштейны соединены тягами с рычагами створок туннелей капота.

Включение механизма УР-7 производится из кабины пилотов при помощи нажимного переключателя НП-1, установленного на центральном пульте сзади рычага стоп-крана и автомата защиты сети АЗС-10, установленного на центральной электрощитке.

При включенном аккумуляторе и АЗС-10, при нажатии на НП-1 «от себя» створки капота открываются и при нажатии НП-1 «на себя» створки капота закрываются. Контроль за положением створок юбки капота производится из кабины пилотов визуально.

В процессе эксплуатации после остановки двигателя створки юбки капота необходимо закрывать: летом при температуре головок цилиндров не выше 80°C и в зимнее время не выше 100°C во избежание перегрева и расплавления резиновой изоляции проводов зажигания двигателя.

На самолетах с 110-й серии с целью предотвращения сползания качалок с подшипников жесткого управления двигателем введены ограничивающие шайбы.

3. Управление створками маслорадиатора

Управление створками маслорадиатора, так же как и управление створками капота, дистанционное и осуществляется от электромеханизма УР-7, установленного на кожухе створок маслорадиатора.

Нажимной переключатель НП-1 установлен на центральном пульте рядом с НП-1 управления створками капота с левой стороны. Автомат защиты сети АЗС-10 установлен на центральной щитке рядом с АЗС-10 створок юбки капотов.

При нажиме на НП-1 «от себя» створки открываются и при нажиме «от себя» — закрываются.

Для контроля за состоянием положения створок маслорадиатора на центральном пульте рядом с указателем положения закрылков УЗП-47 установлен указатель положения створок маслорадиатора УПЗ-48. Оба указателя включаются автоматом защиты сети АЗС-10, установленным на электрощитке центрального пульта, второй справа.

§ 29. ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

На самолете установлено стандартное противопожарное оборудование, состоящее из стационарного противопожарного устройства и переносного баллона.

В комплект стационарного противопожарного оборудования (рис. 114) входит: баллон емкостью 2,5 л с пиротехнической головкой, два термоизвещателя, распределительный коллектор с трубопроводом и управление противопожарным оборудованием.

Противопожарный баллон

Баллон с пироголовкой (готовое изделие) наполнен углекислотой CO_2 под давлением 150 кг/см². Вес пустого баллона около 4 кг, вес CO_2 = 2—2,2 кг, вес баллона с CO_2 около 6 кг.

Вес CO_2 и вес баллона с CO_2 нанесены черной краской на баллоне.

Проверка наличия CO_2 в баллоне производится ежемесячно путем взвешивания.

Крепится баллон на шпангоуте № 4 в специальном седле и кронштейне стяжным хомутом. Кронштейн и седло изготовлены из листового дуралюмина Д16.

Термоизвещатель состоит из термобиметаллической мембраны с контактным винтом и двух вилок, смонтированных через изолирующие детали в металлическом корпусе.

Действие прибора основано на свойстве термобиметаллической сферически выгнутой мембраны, которая прогибается в определенном направлении в заданном диапазоне температур. При этом замыкаются электроконтакты и загорается красная сигнальная лампа на приборной доске самолета. Диапазон температур, при которых срабатывает термоизвещатель, +140° ÷ +170°C.

Распределительный коллектор установлен сзади двигателя и укреплен хомутами на дефлекторе внутреннего капота. Коллектор представляет собой разомкнутое кольцо, изготовленное из трубок сплава АМгМ сечением 12×10 мм.

На левой съемной панели приборной доски установлены: кнопка проверки исправности лампочки сигнализации пожара, красная лампочка сигнализации пожара СЛЦ-45 и кнопка включения пироголовки противопожарного баллона с углекислотой CO_2 . Кнопка закрыта защитным колпачком с надписью «Пожар». Колпачок кнопки должен быть всегда опломбирован.

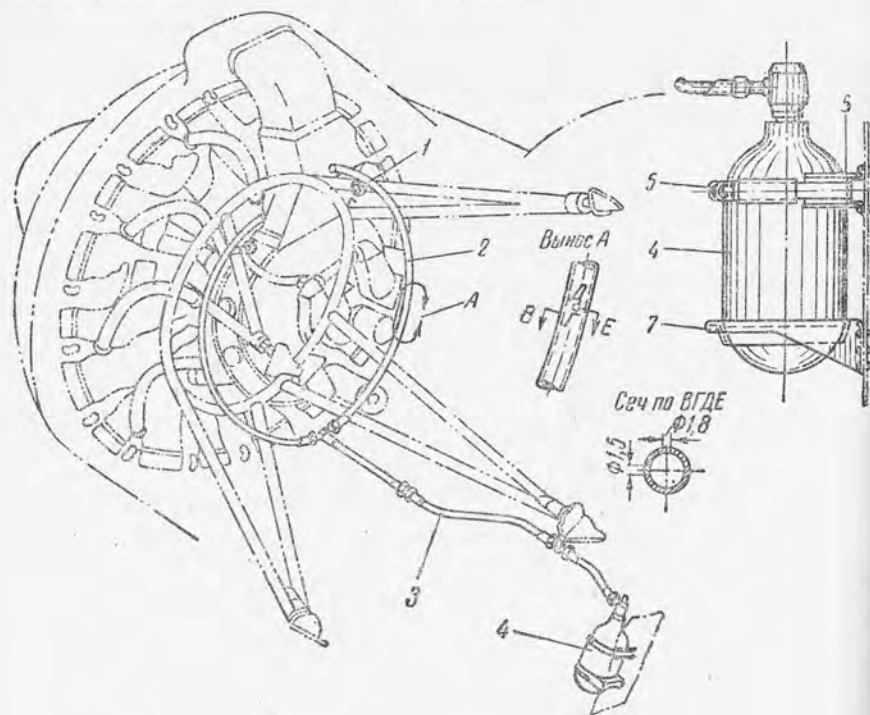


Рис. 114. Схема противопожарного оборудования:

1 — термодатчик; 2 — распределительный коллектор; 3 — трубопровод; 4 — баллон; 5 — стяжной хомут; 6 — кронштейн; 7 — седло.

На центральной электрошитке расположен АЗС-15 цепи противопожарного оборудования.

Все трубопроводы и монтажные детали противопожарного оборудования окрашены в красный цвет.

Перед каждым запуском двигателя и вылетом самолета в рейс необходимо проверить исправность лампочки сигнализации пожара и наличие пломб на противопожарном баллоне и колпачке с надписью «Пожар».

Для проверки исправности лампочки сигнализации пожара необходимо:

1. Включить аккумулятор.
2. Включить АЗС-15 противопожарного оборудования.

3. Нажать на кнопку контрольного сигнала, при этом лампочка должна загореться тремя светящимися лепестками. В этом положении (дневное освещение) колпачок лампочки должен быть законтролен.

АЗС-15 противопожарного оборудования во время опробования двигателя и в полете должен быть все время включен.

При возникновении пожара от повышения температуры термодатчики срабатывают, замыкаются контакты и загорается красная лампочка сигнализации пожара.

Для ликвидации пожара необходимо сорвать пломбу, открыть защитный колпачок и нажать кнопку с надписью «Пожар». От нажатия кнопки срабатывает пиротехнический патрон пироголовки и углекислота, находящаяся в баллоне под давлением, выходит из баллона через трубопровод в виде тумана, попадает в коллектор и через имеющиеся в нем отверстия заполняет отсек двигателя, вследствие чего и локализуется пожар.

Система пожаротушения ССП-2А

На самолетах с 172-й серии введена более совершенная полуавтоматическая система сигнализации и пожаротушения ССП-2А с установкой 9 датчиков сигнализации пожара ДПС-1А взамен системы с двумя датчиками ТИ.

Пользование системой

При срабатывании датчиков, расположенных в отсеке силовой установки, зажигается красная лампочка на приборной доске, сигнализирующая о наличии пожара.

При загорании лампочки необходимо сорвать пломбу с защитного колпачка с трафаретом «Пожар» и нажать на кнопку, при этом срабатывает пироголовка баллона с углекислотой.

Проверка исправности системы

Система сигнализации разделена на 3 группы по 3 датчика в каждой.

Проверка исправности каждой группы производится с помощью переключателей ПН-45М, расположенных на левом пульте. Загорание красной лампочки на приборной доске сигнализирует об исправности электрических цепей группы датчиков.

Лампочка СМ-31 с желтым светофильтром контролирует исправность пироголовки баллона.

§ 30. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Электрооборудование самолета состоит из источников электроэнергии, коммутационных и регулирующих устройств, электрической сети питания и потребителей электроэнергии.

Основным источником электроэнергии на самолетах до 52-й серии является генератор ГСК-1500, работающий в комплекте с регуляторной коробкой РК-1500В и сетевым фильтром СФ-1500.

На самолетах, начиная с 52-й серии, в качестве основного источника электроэнергии применяется генератор ГСН-3000, работающий в комплекте с угольным регулятором напряжения Р-25АМ, дифференциальным минимальным реле ДМР-400 и сетевым фильтром СФ-3000.

Резервным источником электропитания на самолете является аккумуляторная батарея типа 12-А-30. На самолетах сельскохозяйственного варианта устанавливаются две аккумуляторные батареи 12-А-30.

Все источники электроэнергии работают параллельно на общую сеть самолета.

При стоянке на земле самолет получает питание от аэродромных аккумуляторных батарей. Аэродромные источники электропитания подключаются к бортовой сети самолета через штепсельный разъем аэродромного питания, размещенный на левом борту фюзеляжа между шпангоутами № 17 и 18 (на самолетах до 37-й серии штепсельный разъем находится на левом борту самолета между шпангоутами № 23 и 24).

Система проводки на самолете — однопроводная. Все минусовые провода заземляются на корпус самолета.

Для снижения помех радиоприему все металлические части самолета, агрегаты и оборудование, не имеющие непосредственного контакта, объединяются между собой перемычками (металлизация самолета).

Номинальное напряжение бортовой сети при работе генератора ГСК-1500 составляет 27,5 в, при работе генератора ГСН-3000 — 28,5 в, при работе аккумуляторных батарей — 24 в.

Защита цепей отдельных потребителей электроэнергии осуществляется при помощи автоматов защиты сети АЗС. АЗС используются одновременно и как выключатели и как автоматы защиты сети.

Для контроля работы генератора и аккумуляторных батарей в цепи генератора включен амперметр, а в цепи аккумуляторов — вольтамперметр.

Вольтамперметр — это комбинированный прибор, измеряющий напряжение и силу тока. Обычно он показывает ток аккумулятора, а для измерения напряжения необходимо нажать кнопку на передней панели прибора. При измерении напряжения генератора аккумулятор надо выключить.

Вольтамперметр имеет две шкалы. Одну — для измерения напряжения (верхняя) с делениями от 0 до 30 в. Другую — для измерения силы тока. Эта шкала двусторонняя с оцифровкой 40—0—120а. Для установки стрелки на 0 на приборе имеется винт механической коррекции. Прибор помещен в экранированный корпус и размещается на центральной электрошине пилота.

1. Источники питания и регулирующие устройства

Самолетный генератор ГСН-3000

Название генератора расшифровывается так: Г — генератор, С — самолетный, Н — низкооборотный, мощностью 3000 вт.

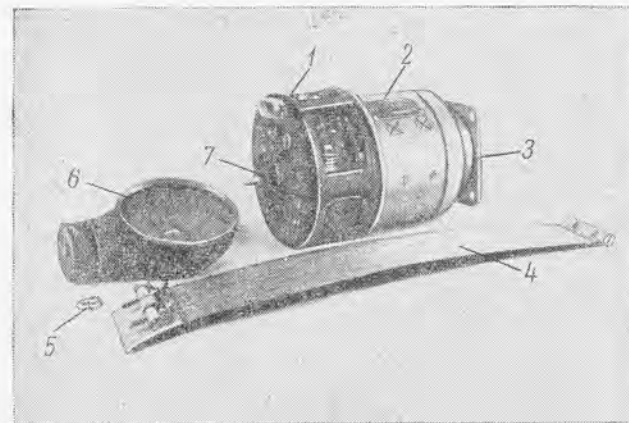


Рис. 115. Генератор ГСН-3000:

1 — коллекторный щит; 2 — корпус; 3 — фланец; 4 — защитная лента; 5 — гайка крепления патрубка; 6 — патрубок; 7 — крестовина.

Устанавливается генератор ГСН-3000 на самолетах с 52-й серии и работает в комплекте с угольным регулятором напряжений Р-25АМ, дифференциальным минимальным реле ДМР-400АМ и сетевым фильтром СФ-3000.

Генератор ГСН-3000 (рис. 115) предназначен для питания электро-радиооборудования самолета и подзаряда аккумуляторных батарей в полете. Генератор ГСН-3000 является четырехполюсной, шунтовой динамо-машиной постоянного тока с четырьмя дополнительными полюсами.

Технические данные ГСН-3000

1. Номинальное напряжение, в	28,5
2. Сила тока, а	100
3. Мощность, вт (при 30 в)	3000
4. Обороты, об/мин.	3800—6500
5. Максимальная сила тока (в течение двух минут), а	150
6. Максимальная мощность, вт	4500
7. Направление вращения, если смотреть со стороны валика привода	правое
8. Передаточное число от вала мотора к якору генератора	2,17 : 1
9. Вес генератора, кг	12,3

Генератор ГСН-3000 (рис. 116) состоит из корпуса, полюсов, коллекторного щита, якоря, щеток и других деталей.

Корпус генератора изготовлен из электротехнической стали. К корпусу приварен щит с монтажным фланцем квадратной формы. Генератор крепится к задней крышке двигателя за фланец четырьмя шпильками. К корпусу генератора крепятся 4 основных и 4 дополнительных полюса с обмотками возбуждения, представляющими собой магнитную систему генератора.

Охлаждение генератора — принудительное, путем продува встречным потоком воздуха. Встречный поток воздуха через воздухоприемник, расположенный на капоте двигателя, поступает по трубопроводу в генератор, охлаждает его и затем по двум трубопроводам отводится в атмосферу за юбками капота.

Для нормальной работы генератора необходимо, чтобы через него проходило не менее 40 л воздуха в секунду.

Эксплуатация генератора

Генератор ГСН-3000 является очень надежным агрегатом и при правильной эксплуатации безотказно работает в течение всего срока работы авиадвигателя на самолете.

При эксплуатации в сроки, предусмотренные Регламентом технического обслуживания, необходимо снимать защитную ленту и проверять:

а) затяжку гаек и болтов в клеммовой колодке. При обнаружении их покачивания — подтянуть;

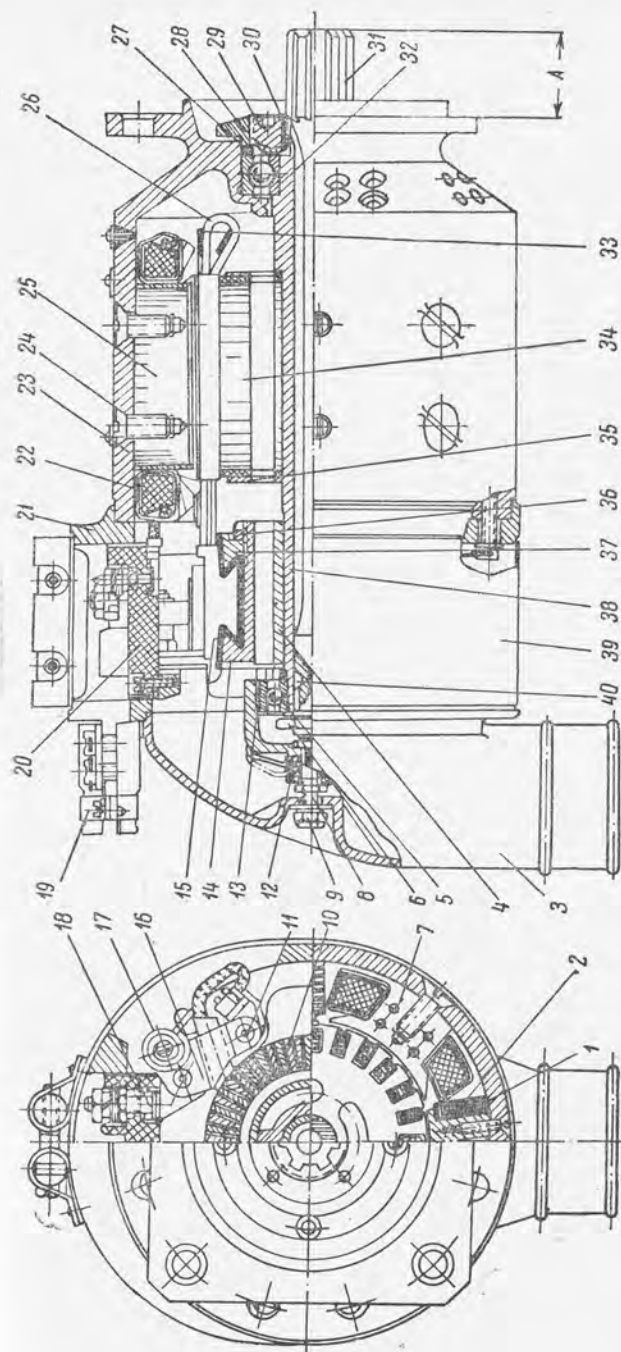


Рис. 116. Конструкция генератора ГСН-3000.

1 — дополнительный полюс; 2 — катушка дополнительной обмотки; 3 — патрубок; 4 — втулка; 5 — шарикоподшипник 80202K; 6 — гайка; 7 — основная обмотка; 8 — стальной винт; 9 — самоконтрящаяся гайка; 10 — коллектор; 11 — шайба; 12 — промежуточное соединение; 13 — втулка; 14 — втулка (коллекторная); 15 — коллекторная пластина; 16 — щеткодержатель; 17 — спиральная пружина; 18 — клемма; 19 — хомутник; 20 — панель; 21 — коллекторный щит; 22 — катушка шунтовой обмотки; 23 — корпус; 24 — шпиг крепления основного полюса; 25 — пакет железа основного полюса; 26 — обмотка якоря; 27 — фланец; 28 — фланец; 29 — гайка маслозащиты; 30 — стопорная шайба; 31 — тиский вал; 32 — шарикоподшипник 2H180205; 33 — бандаж; 34 — защитная лента; 35 — обмотка якоря; 36 — нажимная шайба; 37 — нажимная шайба; 38 — полый вал; 39 — защитная лента; 40 — шпонок.

б) правильность установки и легкость хода щеток в гнездах щеткодержателей, а также правильность положения пружин, прижимающих щетки к коллектору. Нажимной конец пружины должен всегда находиться в пределах канавки, сделанной в спинке щетки. Надо следить за износом щетки, вынимая щетки из гнезд. Нормальный износ щеток через 100 час. работы — 0,7 мм. Полная высота щеток достигает 20 мм. Если щетки из-за износа уменьшились по высоте до 18 мм, их надо заменить новыми;

в) рабочую поверхность коллектора. Нормально она имеет сизоватый налет. При нагаре или замасливания протереть коллектор чистой тряпочкой, смоченной в бензине. Если нагар не снимается, подчистить коллектор стеклянной бумагой марки 00;

г) продуть генератор сжатым воздухом (1—2 атм), очистив от щеточной пыли;

д) при смене щеток — новые щетки притереть бумагой марки 00. После притирки щеток дать генератору поработать вхолостую, без нагрузки 2 час. для окончательной приработки щеток.

Аккумуляторная батарея 12-А-30

На самолете Ан-2 устанавливается одна или две аккумуляторные батареи типа 12-А-30 (рис. 117). Марка аккумуляторов рас-

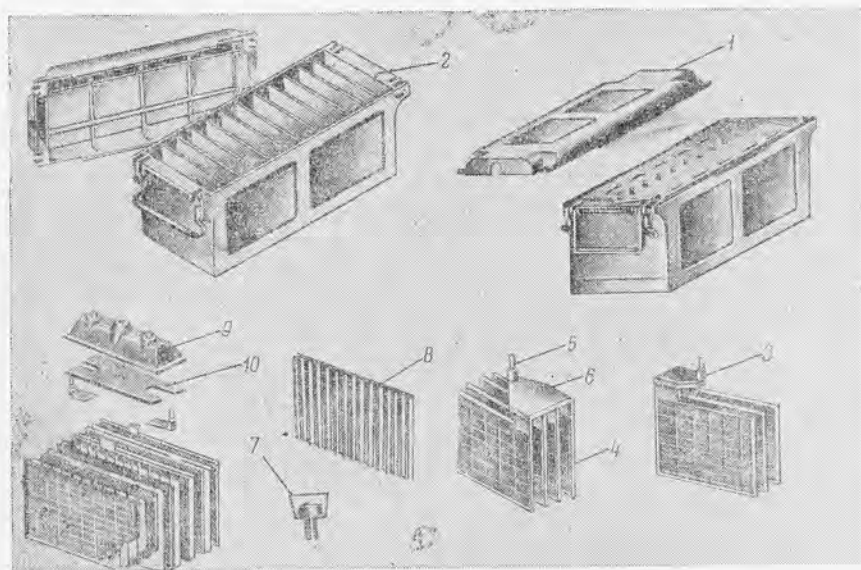


Рис. 117. Аккумуляторная батарея 12-А-30:

1 — крышка батареи; 2 — эбонитовый моноблок; 3 — блок положительных пластин; 4 — блок отрицательных пластин; 5 — выводной штырь; 6 — баретка; 7 — вентиляционная пробка; 8 — сепаратор; 9 — крышка элемента; 10 — эбонитовый щиток.

шифровывается следующим образом: 12 — количество элементов (банок) в аккумуляторе; А — авиационные; 30 — емкость батареи в амперчасах при +20°C.

Аккумуляторная батарея типа 12-А-30 состоит из 12 последовательно соединенных аккумуляторов (элементов) с общим напряжением в заряженном состоянии 25 в.

Если на самолете устанавливаются две аккумуляторные батареи 12-А-30, то общая их емкость при параллельном соединении будет равна 60 амперчасам.

Аккумуляторная батарея 12-А-30 является резервным источником питания и предназначается:

1. Для питания аппаратуры пускового зажигания при запуске двигателя.

2. Для питания бортовой сети самолета при работе двигателя на малых оборотах (руление, посадка) и для питания потребителей при выключенном двигателе на стоянке.

3. Для питания потребителей электроэнергии в полете при выходе из строя генератора.

При совместной работе генератора с аккумуляторной батареей последняя является буфером генератора, сглаживающим пики нагрузок генератора.

Устанавливается аккумуляторная батарея 12-А-30 на самолете в хвостовом отсеке в специальном алюминиевом контейнере между шпангоутами № 23 и 24. Для отвода газов, выделяющихся при работе аккумулятора, к контейнеру присоединена дренажная трубка. Конец трубки выведен за борт самолета.

На задней стенке контейнера укреплен двухштырьковая вилка, в которой находится направляющий штырь.

Аккумулятор крепится стальными лентами к ванночке. На ванночке с одной стороны имеется упор с вырезом, а с другой — розетка, к которой подключается «+» аккумулятора.

При вдвигании ванночки в контейнер полозья ванночки скользят по направляющим уголкам контейнера, не допуская бокового смещения ванночки.

Розетка ванночки плотно надвигается на вилку, обеспечивая надежный электрический контакт.

С другой стороны ванночка крепится болтом с барашковой гайкой. Для подхода к аккумулятору в обшивке фюзеляжа сделан люк с откидной крышкой.

На контейнере аккумулятора установлены:

а) реле РТ-40, служащее для отключения бортового аккумулятора при включении аэродромного источника питания;

б) контактор К-200Д, обеспечивающий дистанционное включение аккумулятора;

в) реле РППА, не допускающее включения аэродромного источника питания с перепутанной полярностью.

Выключатель аккумулятора установлен на электрошитке центрального пульта пилота.

Технические данные аккумуляторной батареи 12-А-30

1. Напряжение заряженной батареи, <i>в</i>	25
2. Ток 10-часового разряда, <i>а</i>	3
3. Ток пятиминутного разряда, <i>а</i>	107
4. Ток двухминутного разряда, <i>а</i>	210
5. Емкость, амперчасы	27
6. Конечное напряжение на элементе, <i>в</i>	1,7
7. Вес батареи с электролитом, <i>кг</i>	27,5
8. Объем электролита в батарее, <i>л</i>	3,6
9. Плотность электролита, <i>г/см³</i>	1,285

Конструктивно аккумуляторная батарея выполнена так, что, обладая небольшим весом и габаритами, она имеет большую емкость и достаточную прочность. Элементы батареи заключены в прессованный эбонитовый моноблок, обеспечивающий герметичность и прочность конструкции. Моноблок разбит на двенадцать независимых ячеек. В каждую ячейку вставляется отдельный элемент. Элемент состоит из блока положительных пластин (три пластины) и блока отрицательных пластин (четыре пластины). Пластины одинаковой полярности соединены между собой перемычками — баретками и имеют общий выводной штырь.

В качестве изоляции между пластинами устанавливаются эбонитовые изоляционные прокладки — сепараторы.

Пластины изготовляются из чистого свинца и имеют форму решетки. В решетки впрессована активная масса, состоящая из порошкообразного свинца, серной кислоты и воды. Положительные и отрицательные пластины имеют одинаковые размеры.

Толщина пластин 2 мм. Расстояние между пластинами сделано тоже небольшим с целью уменьшения внутреннего сопротивления элемента.

В каждую ячейку моноблока устанавливается отдельный элемент, который закрывается эбонитовым щитком и крышкой с отверстием. Все элементы соединены между собой последовательно свинцовыми перемычками. Крайние штыри элементов соединяются с клеммами, служащими для присоединения аккумуляторной батареи к бортовой сети самолета.

Для обеспечения герметичности аккумуляторная батарея в собранном виде сверху заливается специальной мастикой.

В каждый элемент заливается 0,3 л электролита, представляющего собой раствор серной кислоты в дистиллированной воде. Уровень электролита в элементе должен быть выше кромки пластин на 10—15 мм.

Каждый элемент батареи снабжен вентиляционной пробкой специальной конструкции, обеспечивающей выход газов при работе батареи и невыливание электролита при эволюциях самолета.

Пробка имеет дренажные отверстия. Если бы она была глухой, то накапливающиеся в процессе работы аккумулятора газы могли бы разорвать моноблок.

Аккумуляторная батарея 12-А-30 является химическим источником электроэнергии. Ее работа основана на электрохимических процессах, происходящих в результате химической реакции.

При заряде аккумуляторная батарея получает электроэнергию от постороннего источника постоянного тока и накапливает (аккумулирует) ее, а во время разряда отдает потребителям электроэнергии на самолете.

Разряд может продолжаться до тех пор, пока активные вещества обеих пластин не превратятся полностью в сульфат свинца. Однако разряжать аккумуляторную батарею до такой степени нельзя, так как это резко уменьшит срок службы ее. Разряд батареи необходимо прекращать, когда напряжение на батарее упадет до 20 *в* или 1,7 *в* на элементе.

Во время заряда происходит восстановление на пластинах первоначальных активных веществ: на положительной — двуокиси свинца, а на отрицательной — химически чистого губчатого свинца; происходит увеличение концентрации электролита.

Заряд батареи производится двумя ступенями в течение 14 час.

1-я ступень — ток заряда равен 3 *а* в течение 6 час.,

2-я ступень — ток заряда равен 1,5 *а* в течение 8 час.

Признаками конца заряда являются: а) бурное кипение электролита при зарядном токе 1,5 *а*; б) самопроизвольное повышение напряжения на батарее при заряде до 32 *в*.

Емкостью аккумуляторной батареи называется то количество электричества, которое способна батарея принять, сохранить и отдать при разряде ее до определенного напряжения соответствующим током.

Емкость батареи в сильной степени зависит от режима разряда. При увеличении разрядного тока емкость батареи резко уменьшается. Так, при токе разряда 3 *а* в течение 10 час. емкость аккумулятора 27 *а-час*, при токе разряда 107 *а* батарея разрядится за 5 мин. и емкость ее будет равна 8,9 *а-час*, а если разряжать батарею током 210 *а*, то она разрядится в течение 2 мин., и ее емкость составит всего 7 *а-час*.

Это объясняется тем, что при разряде большим током в химическую реакцию успевает вступать лишь поверхностная часть активной массы пластин, которая быстро покрывается плотной пленкой сернокислого свинца, препятствующей проникновению электролита внутрь активной массы пластин. Поэтому не следует разряжать батарею большим разрядным током.

Очень большое влияние на емкость аккумуляторной батареи оказывает изменение температуры наружного воздуха, а, следовательно, и температуры электролита. С понижением температуры электролита емкость батареи уменьшается вследствие увеличения вязкости электролита (увеличение его электрического сопротивления) и ухудшения диффузии. Так, при понижении температуры электролита до —30° С емкость батареи уменьшается в 2 раза.

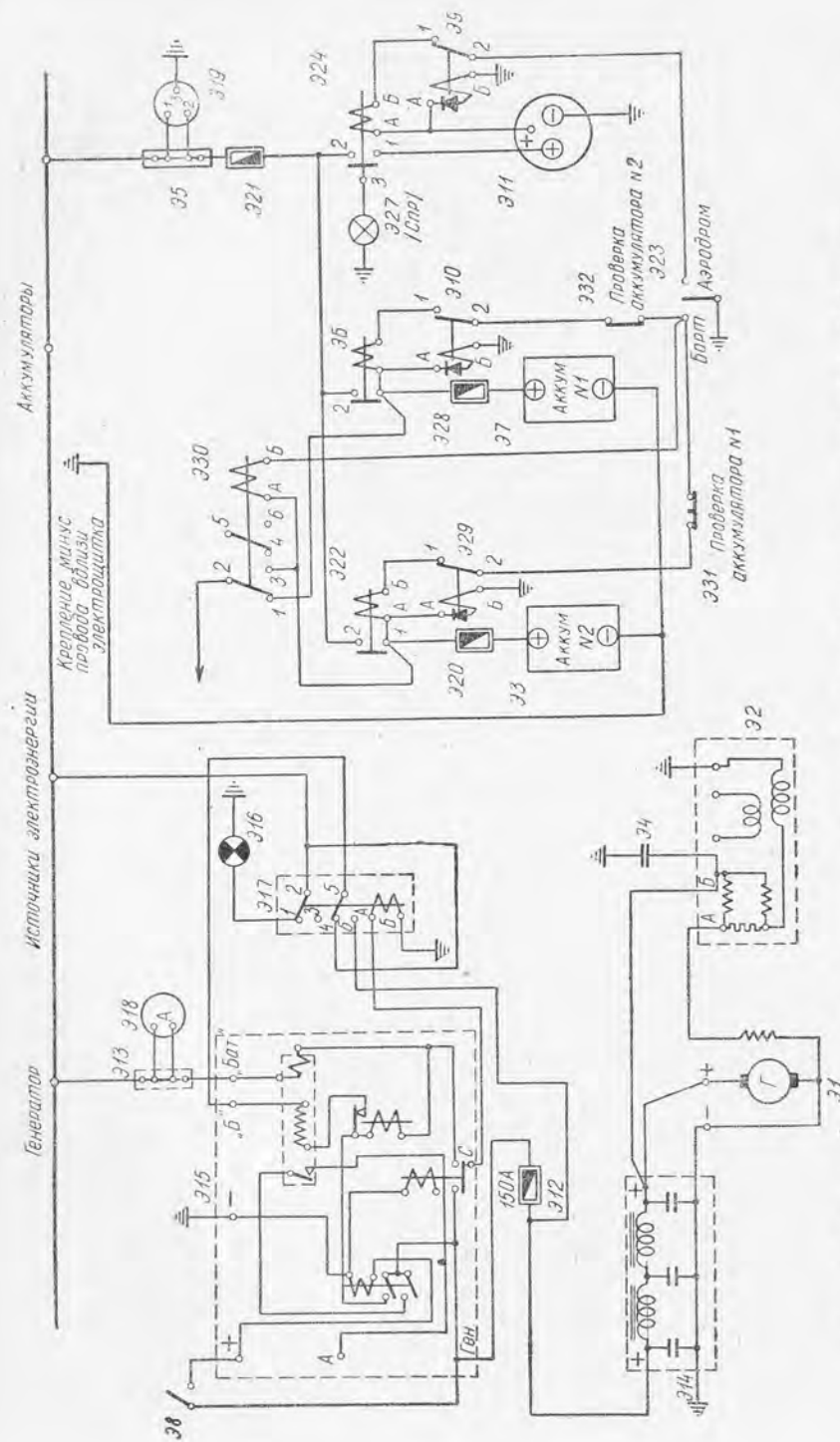


Рис. 118. Принципиальная схема источников питания постоянного тока самолета Ан-2 (с 94-й серии):

Э1 — генератор ГСН-3000; Э2 — регулятор напряжения Р-25АМ; Э3, Э7 — аккумулятор 12А-30; Э4 — конденсатор КБМ-31; Э5 — шунт вольтметра ША-340; Э6, Э22 — контактор включения аккумулятора КМ-200Д; Э8 — выключатель генератора В-45; Э9, Э10, Э29 — полярное реле ТДР-210; Э11 — инерционный предохранитель ИП-150; Э12 — инерционный предохранитель ИП-150; Э13 — шунт амперметра ША-45; Э14 — фильтр СФ-400Р; Э15 — дифференциально-минимальное реле ДМР-400Д; Э16 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э17 — инерционный предохранитель ИП-150; Э18 — вольтметр ВА-3; Э19 — вольтметр ВА-3; Э20, Э21, Э23 — инерционный предохранитель ИП-150; Э24 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э25 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э26 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э27 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э28 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э29 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э30 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э31 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э32 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э33 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э34 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э35 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э36 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э37 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э38 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э39 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э40 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э41 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э42 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э43 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э44 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э45 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э46 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э47 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э48 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э49 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э50 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э51 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э52 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э53 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э54 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э55 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э56 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э57 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э58 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э59 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э60 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э61 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э62 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э63 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э64 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э65 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э66 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э67 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э68 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э69 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э70 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э71 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э72 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э73 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э74 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э75 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э76 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э77 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э78 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э79 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э80 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э81 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э82 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э83 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э84 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э85 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э86 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э87 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э88 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э89 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э90 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э91 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э92 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э93 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э94 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э95 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э96 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э97 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э98 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э99 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3; Э100 — лампа сигнализации отказа генератора ЛС-3.

Эксплуатация аккумуляторов

В самолетах аккумуляторные батареи устанавливаются в отапливаемых алюминиевых контейнерах. Зимой при температуре ниже -20°C и стоянке самолета свыше 2 час. батареи необходимо снимать с самолета и хранить в теплом помещении.

Следует помнить, что на самолете, где напряжение бортовой сети 27,5—28,5 в, батарея полностью зарядится не может, а только подзаряжается.

Для полного заряда батареи необходимо, чтобы напряжение на ее зажимах в конце заряда было не менее 32 в. Поэтому ее необходимо не реже одного раза в месяц сдавать на зарядную станцию для глубокого заряда.

Перед установкой на самолет и в процессе эксплуатации проверяется степень заряженности батареи. Если под нагрузкой в 3 а напряжение батареи равно 24,5 в, то она имеет 100% заряда. При напряжении менее 24 в аккумулятор снять для проведения зарядки.

Внешним осмотром удостовериться, что моноблок батареи не имеет трещин, что нет подтеков электролита, что свинцовые перемычки и выводные клеммы не окислены. Только после этого заряженную батарею можно устанавливать на самолет и эксплуатировать.

Включение аккумуляторов на бортсеть самолета осуществляется установкой переключателя «Борт-аэродром» в положение «Борт». При этом через переключатель и нормально замкнутые контакты поляризованного реле Э10 и Э29 (рис. 118) подается «минус» на обмотки контакторов Э6 и Э22, которые, срабатывая, подключают аккумуляторы к бортсети. Одновременно загорается сигнальная лампа Э16, сигнализирующая, что генератор не работает, а бортсеть питается от аккумуляторов.

Проверка напряжения каждого аккумулятора в отдельности осуществляется поочередным нажатием кнопок «Контроль аккумулятора».

При переводе переключателя в положение «Аэродром» аккумуляторы отключаются, а «минус» через нормально замкнутые контакты поляризованного реле Э9 подается на обмотку контактора Э24, который включает на бортсеть аэродромный источник постоянного тока и сигнальную лампу Э27.

При перепутывании полярности аккумулятора или аэродромного источника сработает соответствующее поляризованное реле и разомкнет цепь включения контактора неправильно подключенного источника.

Включение на бортсеть генератора осуществляется выключателем «Генератор». При этом напряжение с генератора подается через клемму ДМР-400Д на обмотку реле, которое, срабатывая, включает силовой контактор, подключая генератор к бортсети. При срабатывании силового контактора через клемму «С»

ДМР-400Д подается напряжение на реле Э17, которое отключает сигнальную лампу «Отказ генератора».

Схема источников питания постоянного тока приведена на рис. 118.

Угольный регулятор напряжения Р-25АМ

Угольный регулятор напряжения Р-25АМ (рис. 119) предназначен для поддержания постоянного напряжения генератора ГСН-3000, равного 27,5—28,5 в при различных оборотах двигателя и различных нагрузках генератора.

Установлен угольный регулятор Р-25АМ на левом борту грузовой кабины, в специальном металлическом чехле и охлаждается встречным потоком воздуха, входящим через специальный заборник.

Угольный регулятор Р-25АМ состоит из угольного столбика, электромагнита, основания, монтажной панели, реостата для регу-

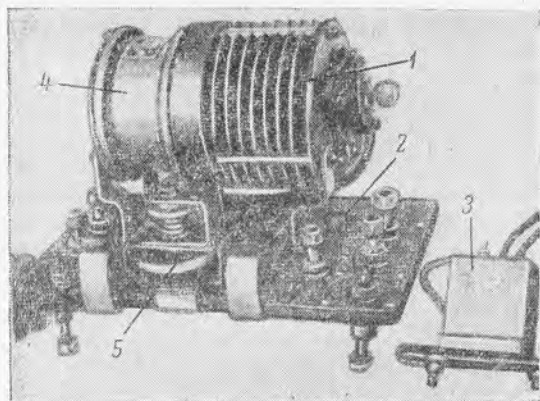


Рис. 119. Угольный регулятор напряжения Р-25АМ:

1 — корпус; 2 — монтажная панель; 3 — трансформатор устойчивости Т-1Г; 4 — электромагнит; 5 — реостат для регулирования напряжения.

лирования напряжения. Монтажная панель служит для установки регулятора напряжения на самолете, а также для электрического соединения угольного регулятора с бортовой сетью самолета.

Регулировочный реостат служит для регулирования напряжения генератора в полете в пределах $\pm 1,5$ в. Чтобы изменить сопротивление реостата, головку поворачивают рукой или отверткой.

Принцип работы угольного регулятора Р-25АМ (рис. 120) состоит в том, что в цепь обмотки возбуждения последовательно включен угольный столбик, сопротивление которого автоматиче-

ски изменяется при помощи электромагнита, в зависимости от напряжения генератора.

Основная обмотка электромагнита угольного регулятора включена параллельно к зажимам генератора. Когда генератор не работает, угольный столбик при помощи пружины находится в сжатом состоянии.

С увеличением напряжения генератора до номинального значения, на которое регулятор заранее отрегулирован, сопротивление угольного столбика несколько увеличивается и при помощи электромагнита поддерживается постоянным, пока не изменятся обороты или нагрузка генератора.

При увеличении оборотов или при уменьшении нагрузки напряжение генератора увеличивается, вследствие чего сила электромагнита увеличивается. Это вызовет притяжение якоря электромагнита к сердечнику и уменьшение давления пружин на угольный

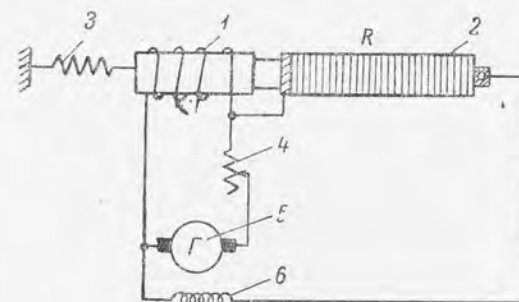


Рис. 120. Принципиальная схема работы угольного регулятора Р-25:

1 — электромагнит; 2 — угольный столбик; 3 — пружина; 4 — регулировочный реостат; 5 — генератор; 6 — обмотка возбуждения генератора.

столбик. Сопротивление столбика увеличится, а ток в обмотке возбуждения уменьшится и, следовательно, уменьшится и напряжение генератора.

Якорь электромагнита займет новое положение, при котором сопротивление угольного столбика будет соответствовать новому режиму работы генератора при заданном напряжении.

Наоборот, если обороты генератора уменьшатся или увеличатся его нагрузка, то напряжение генератора в первый момент снизится. Тогда сила электромагнита уменьшится, давление пружин на угольный столбик увеличится, благодаря этому сопротивление угольного столбика уменьшится, а ток возбуждения генератора и напряжение генератора увеличатся.

Якорь электромагнита регулятора напряжения займет новое положение, соответствующее новому режиму работы генератора.

Таким образом, напряжение генератора поддерживается по-

стоянным, равным 28,5 в при различных режимах работы генератора.

Для улучшения работы регулятора напряжения в нем имеются еще температурно-компенсационное и стабилизирующее сопротивление.

Дифференциальное минимальное реле ДМР-400АМ

Дифференциальное минимальное реле ДМР-400АМ (рис. 121) выполняет следующие функции:

1. Автоматически подключает генератор к бортовой сети, когда его напряжение превышает напряжение бортовой сети на 0,3—0,7 в.

Если в сети нет напряжения (аккумулятор выключен) или оно ниже 20 в, реле ДМР-400АМ работает как обычное минимальное реле. Включение генератора в этом случае происходит при напряжении 13,5—20 в, при наличии нагрузки в бортовой сети, имеющей сопротивление не более 6 ом.

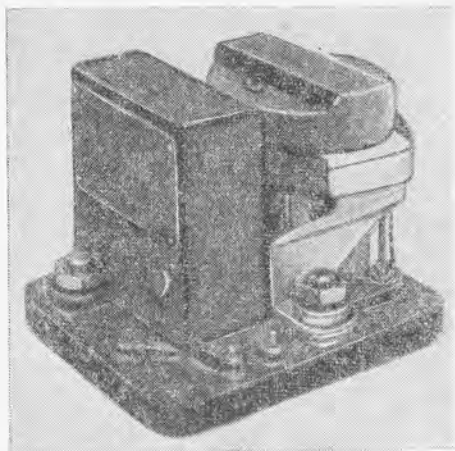


Рис. 121. Дифференциальное минимальное реле ДМР-400.

2. Автоматически отключает генератор от бортовой сети при обратном токе 15—35 а.

3. Исключает возможность включения генератора в сеть при неправильной полярности на его зажимах.

4. Обеспечивает ручное дистанционное включение и отключение генератора.

Конструктивно ДМР-400АМ состоит из четырех основных элементов:

1) дифференциального командного реле, поляризованного при помощи постоянных магнитов;

2) контактора прямоходного типа с двойным разрывом цепи;

3) вспомогательного двухконтактного включающего реле РПР-2А с нормально разомкнутыми контактами;

4) реле ТКЕ-210Б.

В цепь обмотки командного реле включено дополнительное сопротивление ПО-10.

Все элементы ДМР-400АМ крепятся к основанию винтами.

Вспомогательное и командное реле закрыты снаружи колпаком.

На самолетах до 52-й серии реле ДМР-400АМ установлено сверху на контейнере аккумуляторной батареи, а на самолетах с 52-й серии — под полом пилотской кабины.

Технические данные ДМР-400АМ

1. Номинальное напряжение, в	28,5
2. Номинальный ток, проходящий через контактор, а	400
3. Разность напряжений генератора и сети, при котором происходит включение генератора в сеть, в	0,3—0,7
4. Обратный ток отключения, а	15—35
5. Напряжение срабатывания контактора и реле при температуре +20°C, в	не более 20
6. Напряжение отключения контактора и реле при температуре +20°C, в	не более 5
7. Режим работы	длительный

С целью обеспечения сигнализации обрыва силового провода генератора или перегорания предохранителя ИП-150 на самолетах последних серий устанавливается дифференциально-минимальное реле ДМР-400Д, которое отличается от ДМР-400АМ схемой внутренних соединений, наличием дополнительной клеммы «Б» и использованием внешнего реле ТКЕ-52ПД.

Дифференциально-минимальное реле ДМР-400Д можно использовать вместо реле ДМР-400АМ, при этом необходимо установить перемычку между клеммами «Б» и «БАТ».

Сетевой фильтр СФ-3000

Сетевой фильтр СФ-3000 (рис. 122) служит для уменьшения высокочастотных помех радиоприему, возникающих в электрической сети самолетов при работе генератора и регулирующих устройств.

Сетевой фильтр состоит из трех низковольтных конденсаторов С-1, С-2, С-3, емкостью по 4 мкф каждый, и дросселя.

Обмотка дросселя состоит из 20 витков, имеет среднюю точку и рассчитана на длительное пропускание тока нагрузки силой 100 а.

Дроссель фильтра включен только в плюсовую цепь генератора. Минусовые клеммы соединяются с корпусом самолета.

Проверка источников электропитания постоянного тока производится следующим образом:

1. Включить аккумуляторную батарею и включить нагрузку 6 а (РВ-2 или фару), по бортовому вольтметру замерить напряжение. Оно должно быть не ниже 24 в.

2. После запуска и прогрева двигателя проверить работу генератора и регулирующей аппаратуры. Для чего, плавно увеличивая обороты двигателя, следить за лампочкой генератора. При 900—1000 об/мин двигателя лампочка генератора гаснет. Это свидетельствует о том, что при помощи ДМР-400АМ генератор подключился на бортовую сеть. Напряжение генератора при этом должно быть в пределах 24,5—26,5 в.

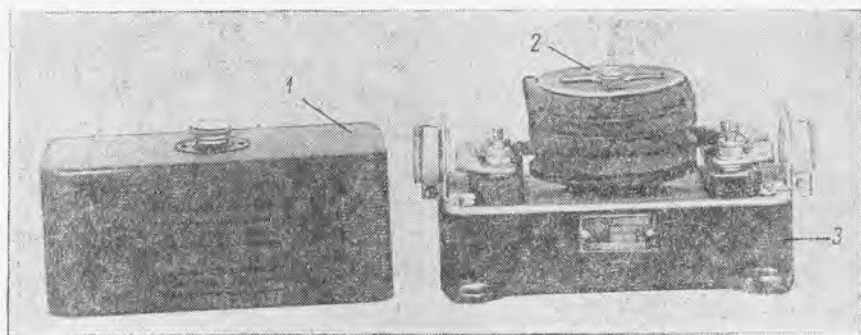


Рис. 122. Сетевой фильтр СФ-3000:

1 — крышка; 2 — дроссель; 3 — коробка с конденсаторами.

3. Увеличивая обороты двигателя, следить за напряжением генератора. Напряжение должно повыситься до 28,5 в и при дальнейшем повышении оборотов двигателя до максимальных, напряжение должно оставаться постоянным, равным 28,5 в. Это будет свидетельствовать о нормальной работе регулятора напряжения Р-25АМ.

4. При включенных генераторе и аккумуляторе, на оборотах двигателя 1700—1800 об/мин, включить нагрузку (ПО-500, АРК-5, РСИУ-3М, РСБ-5). Напряжение генератора должно оставаться постоянным в пределах 27,5—28,5 в, а амперметр должен показывать ток нагрузки генератора.

5. Проверить ДМР-400АМ на отключение, для чего, плавно уменьшая обороты двигателя, следить за показаниями амперметра генератора. По мере уменьшения оборотов двигателя стрелка амперметра генератора передвигается справа налево до 0, переходит через 0, и при обратном токе 15—35 а стрелка амперметра резким броском становится на 0, лампочка генератора загорается — ге-

нератор отключился от бортовой сети. Это свидетельствует о нормальной работе ДМР-400АМ.

6. В полете генератор и аккумулятор должны быть включены, и необходимо периодически контролировать их работу по двум приборам — амперметру генератора и вольтамперметру аккумулятора.

При нормальной работе источников питания стрелка амперметра генератора должна быть отклонена вправо от 0, показывая ток нагрузки генератора, а стрелка вольтамперметра аккумулятора должна быть отклонена влево от 0, показывая ток подзаряда аккумулятора (если аккумулятор был разряжен), или стоять на нуле (если аккумулятор заряжен).

Если в полете загорится лампочка генератора, то это значит, что генератор неисправен и отключился от бортовой сети. Питание потребителей электроэнергии при этом будет осуществляться от аккумулятора. При отказе генератора в бортовой сети необходимо оставить включенными только минимально необходимое количество потребителей, чтобы заряда аккумулятора было достаточно до посадки. Радиостанции РСБ-5, РСИУ-3М и радиокompас АРК-5 необходимо включать при этом только на время связи или пеленгации, так как питающий их преобразователь ПО-500 и умформер РУК-300Б являются мощными потребителями электроэнергии. Много электроэнергии от бортовой сети также забирают включенные электрообогревные стекла.

Если на посадке при уборке газа стрелка амперметра генератора отклонится влево до упора, а стрелка вольтамперметра аккумулятора — вправо до упора, то это значит, что залипли силовые контакты ДМР-400АМ и идет разряд аккумулятора на генератор. Режим опасен пожаром. При таком положении обязательно выключить аккумулятор.

2. Централизованная сеть однофазного переменного тока

Преобразователь ПО-500

Для питания радиоаппаратуры (АРК-5, УС-9ДМ, СПУ-6 и РСИУ-3М) на самолетах Ан-2, начиная с 94-й серии, применена централизованная сеть однофазного переменного тока напряжением 115 в частотой 400 гц.

Источниками электропитания этой электросети являются два преобразователя типа ПО-500 (один — основной, второй — резервный).

Оба преобразователя размещены под полом кабины пилотов. Рабочий — между 4—5, резервный — между 1—2 шпангоутами. Доступ к ним через лючок в полу между сиденьями пилотов.

Включение преобразователей производится переключателем ПО-500 на приборной доске, имеющим 3 положения: «Рабочий» — «Выключено» — «Резервный». При включении резервного преоб-

разователя на приборной доске рядом с переключателем загорается сигнальная лампочка.

Если же переключатель преобразователей включен в положение «Рабочий» и при этом загорается сигнальная лампочка, то это означает, что рабочий преобразователь ПО-500 отказал и автоматически включился резервный преобразователь ПО-500. Автоматическое переключение с рабочего преобразователя на резервный производится коробкой КНР-1, установленной на 1 шпангоуте.

Преобразователь ПО-500 предназначен для преобразования постоянного тока бортовой сети напряжением 27 в в переменный однофазный ток напряжением 115 в с частотой 400 гц.

Он представляет собой агрегат с самовентиляцией. Со стороны низкого напряжения это электродвигатель постоянного тока, а со стороны высокого напряжения — синхронный однофазный генератор переменного тока. Оба эти агрегата смонтированы на одном якоре и помещены в один корпус. Сверху на корпусе преобразователя установлена коробка с пуско-регулирующей аппаратурой и фильтрами.

Технические данные ПО-500

1. Напряжение питания, в	27 ± 10%
2. Потребляемый ток, а	39,5
3. Выходное переменное напряжение, в	115 ± 4%
4. Частота, гц	400 ± 7% -30%
5. Выходная мощность, ва	500
6. Отдаваемый переменный ток, а	4,35
7. Режим работы	продолжительный
8. Обороты, об/мин	12000
9. Вес, кг	12,5

Переменное напряжение от преобразователя ПО-500 подводится к распределительной коробке «РК-115в», размещенной у 5 шпангоута под радиоаппаратурой. В этой коробке установлены стеклanno-плавкие предохранители (СП-1, СП-2, СП-5), через которые переменный ток подводится к потребителям.

Схема питания радиоаппаратуры показана на рис. 123.

Контроль за напряжением сети переменного тока производится при помощи вольтметра типа ЭВ-46, установленного на приборной доске пилотов.

Централизованная сеть однофазного переменного тока выполнена однопроводной. Одна фаза переменного тока подключена непосредственно на металлический корпус самолета в месте установки преобразователя.

Вторая фаза выведена отдельным экранированным проводом.

Преобразователь ПО-500 необходимо включать после того, как включена нагрузка по переменному току (АРК-5, РСМУ-3М, и т. д.). Если преобразователь ПО-500 включать без нагрузки, то

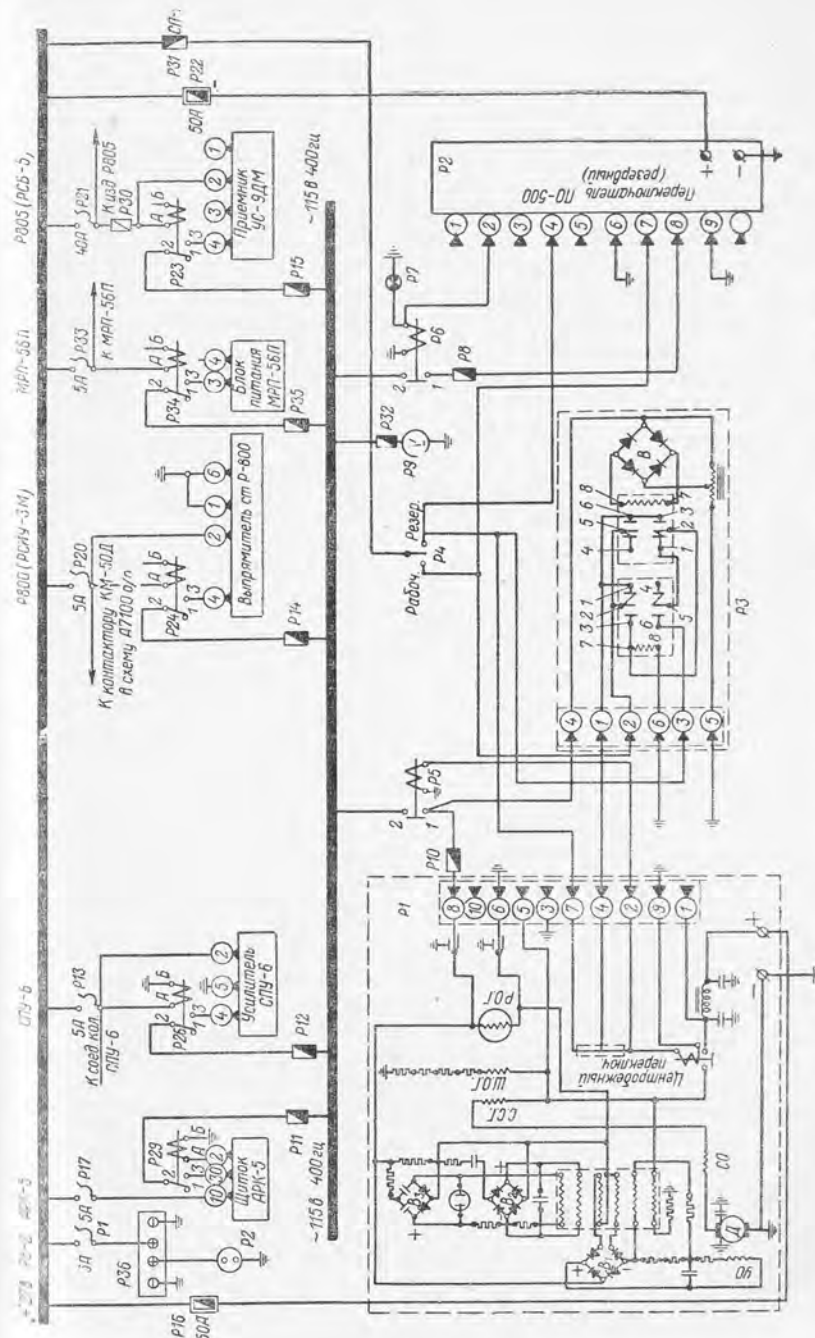


Рис. 123. Схема питания радиоаппаратуры от преобразователей ПО-500:

P1 — преобразователь, рабочий ПО-500; P2 — преобразователь резервный ПО-500; P3 — коробка переключений КНР-1; P4 — переключатель ППН-45; P5, P6 — контактор КМ-25Д; P7 — лампа сигнализации резервного преобразователя СЛП-51; P8, P10, P30 — предохранители СП-5; P9 — вольтметр ЭВ-46; P11, P18 — предохранитель СП-2; P12, P15, P31, P32, P35 — предохранитель СП-1; P16, P22 — предохранитель СП-5; P23 — предохранитель ИП-50; P17, P18, P20, P23 — автомат защиты сети АЗС-5; P21 — автомат защиты сети АЗС-40; P23, P24, P25, P26, P27 — предохранитель ИП-50; P28 — розетка 45А; P29 — фильтр Ф34-16.

обороты его якоря могут достичь предельно допустимых. В этом случае сработает центробежный выключатель и выключит преобразователь аварийно. Для того чтобы вновь включить аварийно отключенный преобразователь, необходимо нажать на кнопку центробежного выключателя, размещенную на торцевой части корпуса преобразователя.

В процессе эксплуатации, в сроки, предусмотренные регламентом технического обслуживания самолета Ан-2, необходимо осматривать коллектор и щеточный узел, продувать преобразователь от щеточной пыли и проверять высоту щеток. Щетки, высота которых уменьшилась со стороны переменного тока до 10 мм и со стороны постоянного тока — до 18 мм, подлежат замене новыми.

Периодическая проверка преобразователей на соответствие нормам основных технических параметров производится в лаборатории.

3. Централизованная сеть трехфазного переменного тока

Преобразователь ПТ-125Ц

Для питания авиаприборов (АГК-47Б, ДГМК, ГПК-48, ГИК-1М) на самолетах Ан-2, начиная с 94-й серии, применена централизованная сеть трехфазного переменного тока напряжением 36 в с частотой 400 гц. Источником электропитания этой сети является преобразователь типа ПТ-125Ц, который установлен под полом кабины пилотов.

Аварийным источником питания трехфазного тока для авиагоризонта АГК-47Б левого летчика и ГПК-48 является преобразователь типа ПАГ-1ФП. Он также установлен под полом кабины пилотов.

Включение преобразователя ПТ-125Ц производится выключателем 2В-45 на центральном пульте.

Преобразователь ПАГ-1ФП отдельного выключателя не имеет и включается автоматом защиты сети АЗС-5 на центральном пульте вместе с включением авиагоризонта левого летчика.

Оба преобразователя предназначены для преобразования постоянного тока бортовой сети напряжением 27 в в переменный трехфазный ток напряжением 36 в с частотой 400 гц.

Каждый преобразователь состоит из электродвигателя постоянного тока и синхронного трехфазного генератора переменного тока, смонтированных на общем якоре и помещенных в один общий корпус. Сверху на корпусе преобразователя установлена коробка с регулирующей аппаратурой и фильтрами.

Технические данные ПТ-125Ц

1. Напряжение питания (постоянного тока), в	27±10%
2. Потребляемый ток, а	не более 8
3. Выходное переменное напряжение, в	36
4. Номинальный ток нагрузки, а	2

5. Частота переменного тока, гц	400
6. Полезная мощность, ва	125
7. Число фаз генератора	3

Переменный трехфазный ток от преобразователя ПТ-125Ц подводится к распределительной коробке «РК-36 вольт», расположенной на перегородке у 5 шпангоута под радиоаппаратурой.

В этой коробке установлены стеклянно-плавкие предохранители СП-1 (на каждый авиаприбор по 3 предохранителя), через которые переменный трехфазный ток подводится к потребителям.

Технические данные ПАГ-1ФП

1. Напряжение питания (постоянного тока), в	27±10%
2. Потребляемый ток, а	не более 3,5
3. Выходное переменное напряжение, в	36±3,6
4. Номинальный ток нагрузки, а	0,85
5. Частота переменного тока, гц	400±40
6. Полезная мощность, ва	53
7. Число фаз генератора	3
8. Вес, кг	3,5

В процессе эксплуатации, в сроки, предусмотренные регламентом технического обслуживания самолета Ан-2, необходимо проверять состояние щеток и коллектора и продувать преобразователи от щеточной пыли сжатым воздухом 1—2 атм с переносного баллончика. Периодическая проверка преобразователей производится в лаборатории.

В случае износа щеток (для ПТ-125Ц) до 12 мм и ниже их следует заменить новыми. (Для ПАГ-1ФП износ щеток до 10 мм).

§ 31. ПОТРЕБИТЕЛИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ НА САМОЛЕТЕ Ан-2

Потребителями электроэнергии на самолете являются:

1. Агрегаты запуска и зажигания двигателя.
2. Механизм управления триммером элерона УТ-6Д или УТ-3.
3. Механизм управления триммером руля высоты УТ-6Д или УТ-3.
4. Механизм управления триммером руля направления УТ-6Д или УТ-3.
5. Механизм управления створками капота УР-7М.
6. Механизм управления створками маслорадиатора УР-7М.
7. Механизм управления верхними закрылками УЗ-1А.
8. Механизм управления нижними закрылками УЗ-1А.
9. Электрические авиационные приборы (комплект).
10. Освещение кабины, отсеков и сигнализация двери.
11. Фары ФС-155.
12. Фара рулевая ФР-100.
13. УФО в арматуре АРУФОШ (7 комплектов).
14. Обогрев ПВД.
15. Электростеклоочистители АС-2.

16. Электрообогрев стекол.
17. Электробензонасос БПК-4.
18. Электромагнитный клапан разжижения ЭКР-3.
19. Противопожарная сигнализация.
20. Электропитание радиоустановок (РСБ-5, РСИУ-3М, АРК-5, РВ-2, СПУ-5, МРП-48П или МРП-56П).

1. Агрегаты запуска двигателя

Для запуска двигателя на самолете устанавливается электроинерционный стартер РИМ-24ИР. Электроинерционными стартеры называются потому, что используется энергия быстровращающегося маховика, которая затем через фрикционную муфту, редуктор и механизм сцепления передается на хвостовик коленчатого вала двигателя. Крепится стартер на задней крышке двигателя в центре.

Комплект агрегатов запуска двигателя состоит из следующих элементов:

1. Электродвигателя типа СА-189.
2. Реле храповика типа РА-176.
3. Магнитного выключателя типа ВМ-177.
4. Кнопки стартера КС-3 или переключателя ПН-45М.
5. Пусковой катушки типа КП-4716.
6. Предохранителя запуска АЗС-20.

Управление электростартером дистанционное и осуществляется из пилотской кабины. Электродвигатель стартера типа СА-189 предназначен для раскручивания маховика стартера. Двигатель СА-189 серийный и развивает при запуске 12000—18000 об/мин. Нормальный режим работы электродвигателя — 20 сек. работы и 20 сек. перерыва, причем после трех таких циклов обязательно должен быть длительный перерыв, так как величина пускового тока достигает 140 а и частые включения приведут к перегреву электродвигателя и соединительных проводов.

Магнитный выключатель ВМ-177, укрепленный на корпусе стартера или на шпангоуте № 1, предназначен для включения питания электродвигателя.

Режим работы выключателя также циклический: 20 сек. работы, 20 сек. перерыва (для охлаждения), после трех включений цепь должна быть разомкнута до полного охлаждения выключателя. Преждевременное включение выключателя может привести к перегреву и даже к спеканию контактов.

Реле храповика РА-176 крепится на корпусе стартера и служит для сцепления храповика стартера с хвостовиком коленчатого вала двигателя.

Пусковая катушка КП-4716, смонтированная на подкосе моторамы, служит для подачи высокого напряжения в момент запуска двигателя.

Кнопка стартера КС-3 служит для включения реле запуска электродвигателя, пусковой катушки и реле храповика. Принципи-

альная электрическая схема системы запуска двигателя представлена на рис. 124.

Запуск двигателя производится в следующем порядке:

1. Включить аэродромный источник питания.
2. Включить АЗС-20 на электрощитке пилота.

3. Кнопку «стартер» вытянуть «на себя» и удерживать в этом положении 8—10 сек. летом и 16—20 сек. зимой. При этом ток пойдет от аккумулятора через предохранитель запуска, замкнутые контакты кнопки КС-3, обмотку магнитного выключателя ВМ-177 — на минус аккумулятора. Магнитный выключатель срабатывает и втягивает сердечник с контактами, которые замкнут цепь питания электродвигателя СА-189. Электродвигатель, развивая обороты, будет вращать маховик стартера.

4. Когда электродвигатель будет иметь необходимое число оборотов, нажать кнопку КС-3 «от себя». При этом выключится цепь питания магнитного выключателя, электродвигатель обесточится, а ток одновременно пойдет по двум направлениям:

— от плюса аккумулятора через АЗС-20, контакты кнопки

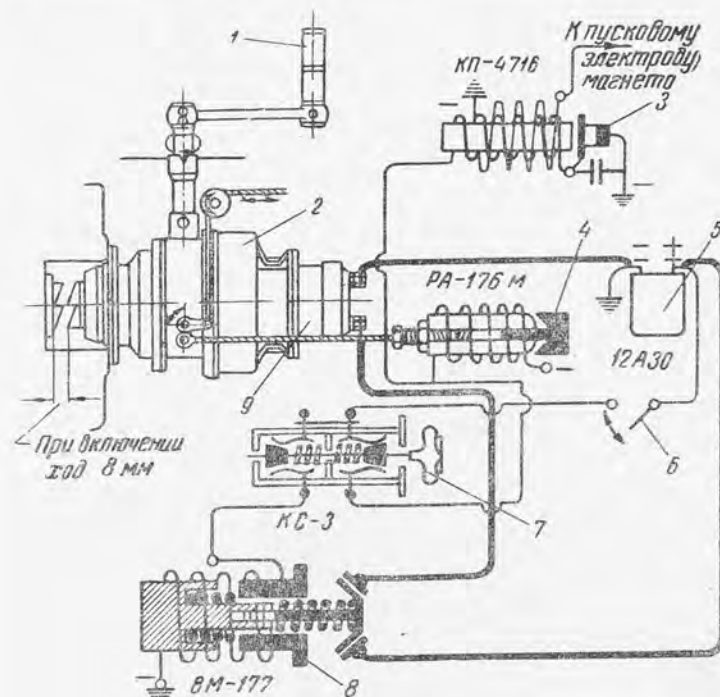


Рис. 124. Электрооборудование системы запуска двигателя:

1 — рукоятка ручной раскрутки стартера; 2 — стартер РИМ-24ИР; 3 — пусковая катушка КП-4716; 4 — реле храповика РА-176; 5 — аккумуляторная батарея 12А-30; 6 — выключатель; 7 — кнопка стартера КС-3; 8 — магнитный выключатель ВМ-177; 9 — электродвигатель СА-189.

КС-3 и далее через обмотку реле храповика РА-176 на минус аккумулятора. Реле храповика сработает и сцепит храповик стартера с хвостовиком коленчатого вала двигателя. Коленчатый вал двигателя начнет проворачиваться со скоростью 80—90 об/мин; — от плюса аккумулятора через АЗС-20, контакты кнопки КС-3 и через первичную обмотку пусковой катушки КП-4716 на минус аккумулятора. Сердечник катушки намагнитится и притянет подвижной якорек, при этом цепь питания первичной обмотки разомкнется, сердечник размагнитится и отпустит якорек, который снова замкнет контакт. И так все время будет то замыкаться, то размыкаться цепь первичной обмотки катушки (режим электрического звонка).

Благодаря этому вторичная обмотка катушки КП-4716 будет пересекаться переменным магнитным полем и в ней будет индуцироваться ток высокого напряжения, который поступает на распределитель магнето и далее к свечам, на контактах которых появится искра, воспламеняющая смесь.

Двигатель запрещается запускать, если храповик стартера сцеплен с хвостовиком коленчатого вала двигателя без предварительной раскрутки стартера, так как при этом якорь электродвигателя не сможет вращаться, ток будет слишком большим и обмотка электродвигателя может сгореть. Запрещается повторять запуск более трех раз подряд. Если после третьей попытки двигатель не запустится, необходимо сделать перерыв 20—30 минут для охлаждения стартера.

2. Электромеханизмы дистанционного управления

Электромеханизмы УТ-6Д

На самолетах с 37-й серии установлены три электромеханизма УТ-6Д:

1. Электромеханизм УТ-6Д управления триммерами элерона, расположенный в левом элероне.

2. Электромеханизм УТ-6Д управления триммером руля направления, расположенный в руле направления.

3. Электромеханизм УТ-6Д управления триммером руля высоты, расположенный в левом руле высоты.

Подход ко всем механизмам УТ-6Д обеспечивается через соответствующие смотровые лючки.

Электромеханизм УТ-6Д по сравнению с механизмами УТ-3, устанавливаемыми на самолетах до 37-й серии, более экономичен, имеет меньший вес и не так сильно шумит при работе. Электромеханизм УТ-6Д состоит из следующих основных узлов:

1. Реверсивного электродвигателя постоянного тока мощностью 4 Вт при 7000 об/мин.

2. Редуктора с шестернями внешнего зацепления с передаточным числом 3749:1.

3. Фрикционной муфты ограничения нагрузки.

4. Рейки, расположенной под прямым углом к оси механизма.

5. Контактного устройства сигнальной лампы нейтрального положения триммера.

6. Клеммовой панели.

Электромеханизм УТ-6Д выполнен закрытым, экранированным и может работать в любом положении: вертикальном, горизонтальном и наклонном.

Технические данные электромеханизма УТ-6Д

1. Номинальное напряжение, в	27
2. Диапазон рабочего напряжения, в	23,4—29,7
3. Потребляемый ток при нагрузке на рейке 20 кг, а	0,75
4. Номинальная нагрузка на рейке, кг	20
5. Максимальная нагрузка на рейке, кг	40
6. Ход рейки, мм	21,6
7. Время перевода триммера из одного крайнего положения в другое, сек.	30
8. Режим работы повторно-кратковременный:	
число рабочих переводов	10
перерыв между переводами, мин.	1
9. Вес агрегата, кг	1

Управление электромеханизмами УТ-6Д производится нажимными переключателями ПН-45М, установленными на центральном пульте.

При нажатии на ПН-45М замыкается обмотка электродвигателя. Якорь начинает вращаться и с помощью шлицевого соединения с шестернями редуктора передает вращение редуктору, который перемещает подвижную рейку в осевом направлении. Рейка передает движение триммеру посредством шарнирной тяги и поводка.

При нажатии на ПН-45М в обратном направлении замыкается цепь левого вращения механизма и триммер будет отклоняться в противоположном направлении. При опускании ручки переключателя ПН-45М цепь питания электродвигателя размыкается и движение триммера прекращается.

В нейтральном положении триммера загорается сигнальная лампочка на пульте, расположенная рядом с соответствующим триммером.

При предельном отклонении триммера, что соответствует крайнему положению рейки, происходит пробуксовка фрикционной муфты, перемещение триммера прекращается, а электродвигатель будет продолжать вращаться вследствие пробуксовки муфты до тех пор, пока не будет разомкнута цепь питания его. Для остановки электродвигателя необходимо прекратить нажатие на переключатель ПН-45М (отпустить его).

Электромеханизмы УТ-3

Электромеханизмы УТ-3 установлены на самолетах Ан-2 до 37-й серии и предназначены для управления триммером элерона, триммером руля направления и триммером руля высоты.

Электромеханизм УТ-3 состоит из:

1. Двухполюсного реверсивного электродвигателя постоянного тока МУ-30, мощностью 30 вт при 5600 об/мин.
2. Двухступенчатого планетарного редуктора с передаточным числом 1365:1.
3. Ограничительного устройства, насаженного на вал редуктора.

4. Угловой и винтовой передач, при помощи которых вращательное движение электродвигателя преобразуется в прямолинейное поступательное движение ходового винта механизма.

Ограничительное устройство обеспечивает автоматическое управление электромеханизмом в пределах угла поворота выходного вала более 260°.

Технические данные электромеханизма УТ-3

1. Напряжение питания, в	26
2. Ток, потребляемый механизмом, а	3
3. Номинальная нагрузка на ходовом винте, кг	20
4. Линейное перемещение ходового винта, мм	21
5. Вес, кг	1,9

Электромеханизм УТ-3 крепится к конструкции самолета одним болтом при помощи ушка и может вращаться вокруг своей оси, проходящей через болт крепления, на 260°.

Управление электромеханизмами УТ-3 производится соответствующими нажимными переключателями НП-1М, расположенными на центральном пульте. Около каждого НП-1М имеется трафарет, указывающий его назначение. Рядом с переключателями НП-1М расположены сигнальные лампочки. При нейтральном положении соответствующего триммера лампочка загорается.

Для защиты сети каждого электромеханизма в цепи управления механизма стоит АЗС-5.

Электромеханизмы УР-7М

На самолете установлено два электромеханизма УР-7М.

1. Электромеханизм УР-7М управления створками юбки капота, расположенный на первом шпангоуте со стороны кабины.
2. Электромеханизм УР-7М управления створками туннеля маслорадиатора, расположенный на съемном кожухе крепления створок.

Электромеханизм УР-7М состоит из:

1. Реверсивного электродвигателя МУ-320 постоянного тока, двухполюсного, серийного, мощностью 100 вт, на 5500 об/мин.

2. Электромагнитной муфты ЭММ-2, предназначенной для остановки двигателя после выключения.

3. Червячного и планетарного редукторов, служащих для уменьшения числа оборотов электродвигателя и увеличения крутящего момента на выходной шестерне.

Общее передаточное число механизма УР-7М составляет 4790:1.

4. Ограничительного устройства, служащего для автоматического выключения электродвигателя, когда створка дойдет до своего крайнего положения.

Краткие технические данные электромеханизма УР-7М

1. Максимальный момент вращения, кгсм	600
2. Режим работы	повторно-кратковременный (1 мин. работы, 10 мин. перерыв)
3. Напряжение питания, в	26
4. Вес электромеханизма, кг	2,8

Для защиты обоих электромеханизмов УР-7М в их цепях стоят по одному АЗС-10.

Управление электромеханизмами производится нажимными переключателями ПН-45М, расположенными на центральном пульте. Положение створок маслорадиатора контролируется прибором УПЗ-48, расположенным на центральном пульте.

Электромеханизмы УЗ-1А и УЗ-1АМ

Два электромеханизма УЗ-1А служат для дистанционного управления верхними и нижними закрылками. Механизм верхних закрылков расположен между шпангоутами № 8 и № 9 в верхней части фюзеляжа. Механизм закрыт легкоъемным кожухом.

Механизм нижних закрылков установлен между шпангоутами № 8 и № 9 под грузовым полом. Доступ к нему имеется через откидную крышку люка. Электромеханизм УЗ-1А состоит из:

1. Реверсивного электродвигателя постоянного тока типа МУК-421.
2. Редуктора с передаточным числом 1:40.
3. Винтовой шариковой пары.

Электродвигатель МУК-421 представляет собой четырехполюсный двигатель постоянного тока с серийным возбуждением. Двигатель МУК-421 реверсивный. Для реверсирования в нем имеются две самостоятельные обмотки возбуждения, включаемые раздельно.

Включение электродвигателей в сеть осуществляется кнопкой 205-К с помощью реле РРТ-40.

Технические данные электромеханизма

1. Режим работы	повторно-кратковременный
2. Напряжение питания, в	26
3. Ток, а	20
4. Номинальная осевая нагрузка, кг	350
5. Максимальная осевая нагрузка, кг	750
6. Вес, кг	5,2

Редуктор состоит из червячной пары и служит для увеличения крутящего момента и уменьшения числа оборотов.

Принцип действия электромеханизма состоит в том, что вращение якоря электродвигателя через шлицевое соединение передается червяку; червяк передает вращение червячной шестерне, связанной с винтом, который, вращаясь, обуславливает поступательное перемещение гайки с рабочим штоком.

В крайних положениях электромеханизм УЗ-1А выключается при помощи концевых выключателей МВШ-2Т.

В цепи управления закрывками установлены два реле РРТ-40, по одному на каждый механизм, служащие для дистанционного выключения, реверсирования и обеспечения электродинамического торможения в момент срабатывания концевых выключателей МВШ-2Т. Защита электромеханизма выполнена тремя АЗС, установленными на щитке приборной доски. Один АЗС-5 установлен в цепи управления механизмами и два АЗС-15 — в цепях питания верхнего и нижнего УЗ-1А.

Для выпуска закрывков необходимо включить все три АЗС на щитке и нажать кнопку 205-К на секторе газа. Для уборки закрывков необходимо нажать кнопку 205-К на центральном пульте с надписью «закрывки вверх». При раздельном пользовании закрывками включают два АЗС на щитке.

Прибор УЗП-47 контролирует положение верхних закрывков. Указатель прибора размещен на верхней панели центрального пульта.

В процессе эксплуатации электромеханизма УЗ-1А необходимо обращать особое внимание на правильность его монтажа, крепления и контровку, а также на четкость срабатывания РРТ-40 и МВШ-2Т.

Для исключения заклинивания винтовой шариковой пары в крайних положениях необходимо при монтаже электромеханизма на самолете обеспечить запас хода на инерционный выбег.

Возможные неисправности электромеханизма:

- 1) заедание щетки в обойме щеткодержателя;
- 2) нарушение цепи электропитания;
- 3) загрязнение коллектора щеточной пылью;
- 4) заклинивание редуктора или винтовой шариковой пары;
- 5) заклинивание контактов и регулировка РРТ-40.

В связи с имеющимися дефектами и отказами в работе электромеханизма УЗ-1А на самолете Ан-2 агрегаты электрооборудования управления закрывками УЗ-1А, РРТ-40 и МВШ-2Т заме-

нены комбинированным электромеханизмом УЗ-1АМ, в котором реле РРТ-40 и концевые выключатели МВШ-2Т исключены.

Вместо реле РРТ-40 в электромеханизме УЗ-1АМ для уменьшения инерционного выбега служит электромагнитная муфта сцепления — торможения электродвигателя. Для ограничения хода штока в механизме имеется блок концевых выключателей типа В-611.

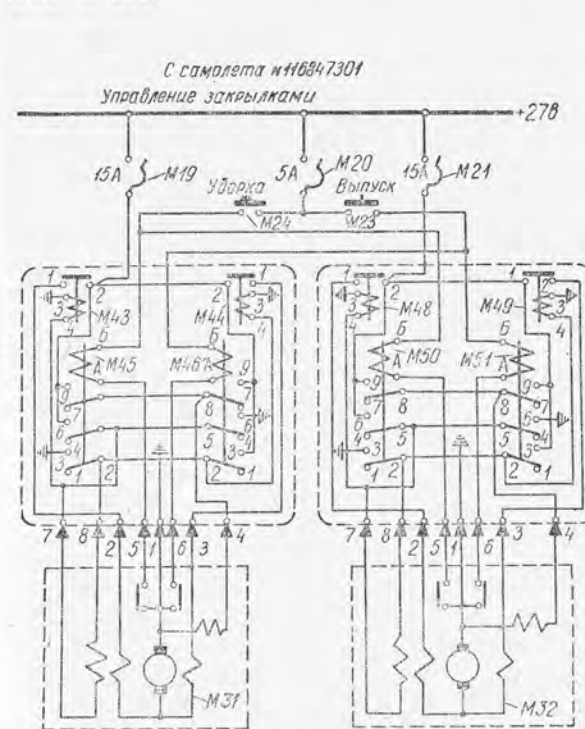


Рис. 125. Принципиальная электросхема механизмов УЗ-1АМ:

М19 — автомат защиты сети нижних закрывков АЗС-15; М20 — автомат защиты сети управляющих реле АЗС-5; М21 — автомат защиты сети верхних закрывков АЗС-15; М23 — кнопка выпуска закрывков 204К; М24 — кнопка уборки закрывков 205К; М31, М32 — механизм УЗ-1АМ; М43, М44, М48, М49 — контакторы питания УЗ-1АМ; М45, М46, М50, М51 — реле управления ТКЕ-53ПД.

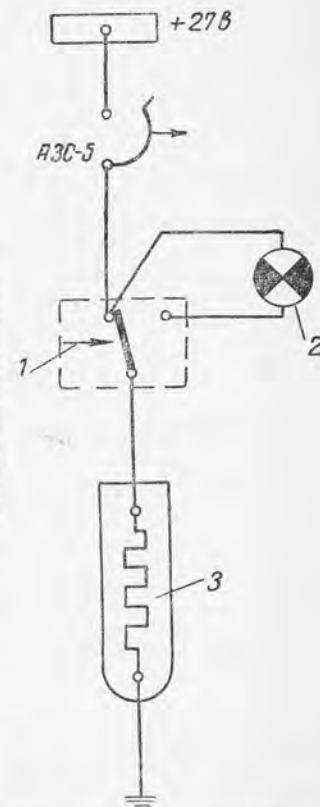


Рис. 126. Схема сигнализации обогрева ПВД-6М:

1 — переключатель контроля обогрева ПВД; 2 — лампа сигнализации обогрева ПВД; 3 — обогрев трубки ПВД.

Время выпуска и уборки закрывков от механизма УЗ-1АМ 14—15 сек. Электромеханизм УЗ-1АМ взаимозаменяем с механизмом УЗ-1А по стыковочным размерам и не взаимозаменяем по схеме включения.

Принципиальная схема механизма УЗ-1АМ показана на рис. 125.

Электробензонасос БПК-4

Заправочный бензиновый насос БПК-4 предназначен для заправки самолета бензином из бочки при работе на авиаточках. Для этого на патрубок насоса надевают шланг, другой конец которого помещают в бочку с бензином. При этом переключатель на самом агрегате надо поставить в положение «Заправка» и включить АЗС, установленный на левом пульте.

Насос БПК-4 установлен под полом левого пилота. Подход к насосу осуществлен через большой нижний люк фюзеляжа.

Защита электроцепи питания насоса выполнена при помощи АЗС-15, установленного на левом пульте.

Насос БПК-4 включается в работу при помощи выключателя В-45, расположенного на шпангоуте № 2 под полом пилотской кабины.

Краткие технические данные насоса БПК-4

Насос приводится в действие от электродвигателя Д-200	
Номинальное число оборотов вала электродвигателя, об/мин.	2750
Номинальный момент, кгсм	7
Рабочая жидкость	авиационный бензин
Производительность насоса при давлении на выходе 0,2 кг/см ² , л/час	3200
Напряжение на клеммах электродвигателя, в	27

Обогрев ПВД-6М

Приемник воздушных давлений ПВД-6М снабжен электронагревательным элементом, питающимся от сети постоянного тока.

Сила тока, потребляемая электронагревательным элементом, составляет 3,4÷3,9 а.

Включается обогрев ПВД-6М на электрощитке АЗС при помощи АЗС-5.

Контроль исправности электросхемы производится при помощи переключателя и лампочки, размещенных на приборной панели.

При включении переключателя контроля обогрева загорается сигнальная лампочка.

На рис. 126 показана схема сигнализации обогрева ПВД-6М.

Электрические стеклоочистители АС-2

Два комплекта стеклоочистителей АС-2, установленных в кабине самолета, предназначены для удаления водяных брызг, снега и льда со стекол кабины.

Размещены оба механизма АС-2 на первом шпангоуте и включаются в работу при помощи выключателей В-45 на левом пульте.

Защита сети электромеханизмов АС-2 осуществляется одним АЗС-10 на левом пульте.

Стеклоочиститель АС-2 (рис. 127) представляет собой агрегат, состоящий из электродвигателя 4, гибкого валика 2, редуктора 3 с червячной и реечной парами и поводка с резиновой щеткой 1.

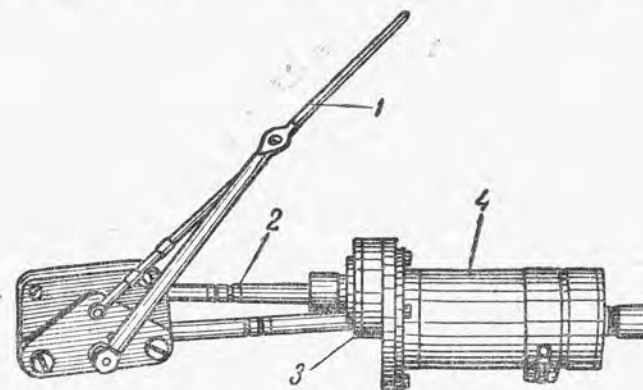


Рис. 127. Стеклоочиститель АС-2:

1 — щетка (лопатка); 2 — гибкий валик; 3 — редуктор; 4 — электродвигатель.

Технические данные АС-2

	прибора:	
Напряжение, в		27
Потребляемый ток при работе, а		2,5
Потребляемая мощность, вт		не более 68
Число оборотов, об/мин.		6400
Режим работы		продолжительный
Вес, кг		1,9
	электродвигателя:	
Момент на валу щетки, кгсм		не более 15
Усилия прижатия щетки (на объекте), кг		0,4—1,1
Максимальный вес (с двигателем), кг		2,1

Принцип действия стеклоочистителя заключается в том, что вращательное движение валика электродвигателя превращается в возвратно-поступательное движение рейки, сцепленной с шестерней валика.

Благодаря этому шестерня с валиком, вращаясь в обе стороны в пределах угла около 112°, поворачивает также в обе стороны и планку со щеткой, прижимаемыми пластинчатыми пружинами к стеклу кабины.

При этом агрегат АС-2 дает 70 колебаний в минуту. Во время работы АС-2 в условиях обледенения стекло кабины снаружи смачивается антифризом или спиртом, подаваемым по специальному трубопроводу.

Электромагнитный кран разжижения масла ЭКР-3

Электромагнитный кран разжижения масла бензином ЭКР-3 (рис. 128) предназначен для перепуска бензина из бензосистемы в маслосистему. Он представляет собой клапан соленоидного типа.

Внутри литого корпуса с входным и выходным каналами и перепускным отверстием помещается электромагнитная катушка. В выключенном положении перепускное отверстие закрыто резиновым клапаном, на который воздействует давление пружины. При включении крана якорь под действием магнитного поля соленоида, преодолевая силу пружины, втягивается и открывает перепускное отверстие. В результате этого бензин из входного канала будет переливаться в выходной канал и далее по трубам, поступать к штуцеру выхода масла из маслорадиатора.

Производительность крана при давлении в бензосистеме самолета $0,2-0,3 \text{ кг/см}^2$ — 2 л бензина в минуту. Электромагнитный кран ЭКР-3 расположен на противопожарной перегородке. Управляют электрокраном при помощи АЗС-5, расположенном на левом пульте.

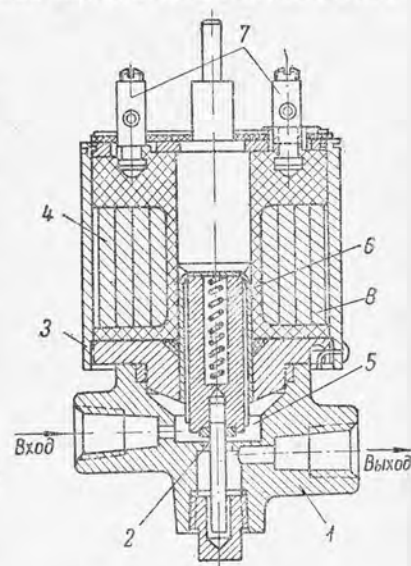


Рис. 128. Разрез электромагнитного крана разжижения масла бензином ЭКР-3;

1 — корпус крана; 2 — перепускное отверстие; 3 — корпус электромагнита; 4 — катушка электромагнита; 5 — резиновый клапан; 6 — пружина; 7 — клеммы для присоединения проводов; 8 — сердечник электромагнита.

Электрообогрев стекол

Электрообогрев стекол производится для борьбы с обледенением и запотеванием. Стекла представляют собой триплекс, состоящий из двух закаленных силикатных стекол, бутверной пленки между ними и электрообогревательного элемента из тонких константановых проводов.

Электрообогревные стекла питаются от бортовой сети напряжением 27,5 в, потребляя мощность от 800 до 1130 вт. Если стекла будут включены на земле при плюсовых температурах воздуха (без отвода тепла), то удельная мощность стекла столь значительна (от 0,47 до 0,58 вт на см^2 обогреваемой поверхности), что его температура может подняться до такой величины, что стекло покроется пузырями или даст трещины. Для предупреждения этого явления питание стекол электроэнергией регулируется автоматом обогрева АОС-81М (рис. 129).

Регулирование питания электрообогревных стекол производится автоматически посредством термисторных датчиков ТОС-1, запрессованных в стекла, и автомата регулирования АОС-81М.

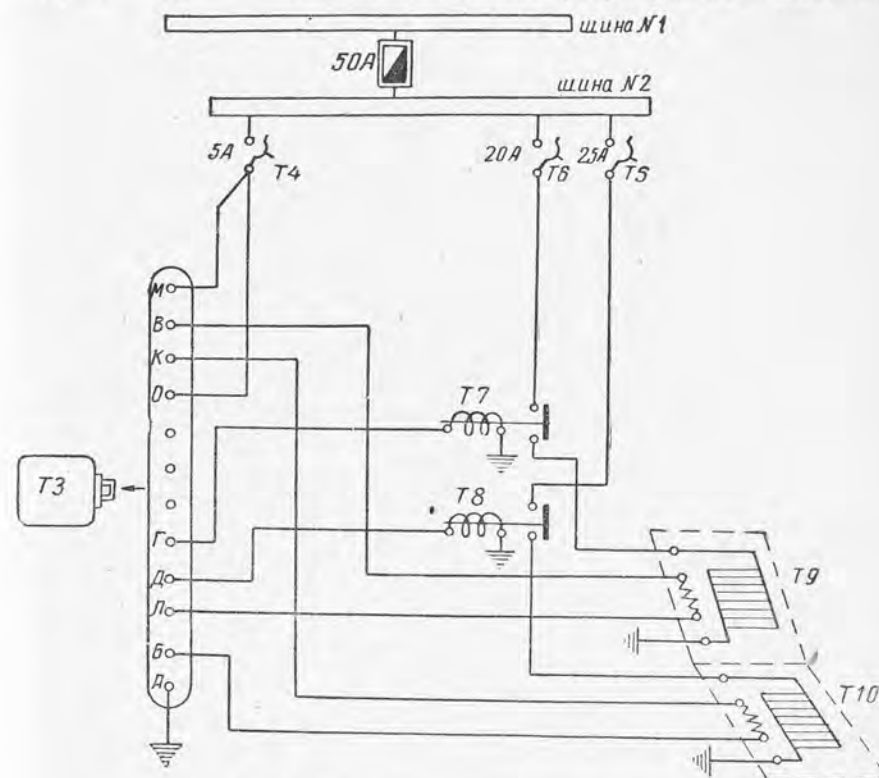


Рис. 129. Схема электрообогрева стекол.

Регулируемое сопротивление на АОС-81 с индексом «Л» регулирует температуру среднего стекла, с индексом «П» — бокового.

Т3 — автомат обогрева стекол АОС-81; Т4 — автомат защиты сети АЗС-5; Т5 — автомат сети АЗС-25; Т6 — автомат защиты сети АЗС-20; Т7, Т8 — контакторы КМ-50Д; Т9 — электрообогрев среднего стекла ТСБП-17; Т10 — электрообогрев бокового стекла ТСБП-17.

В комплект электрообогрева стекол входит:

1. Электрообогревные стекла Т-21 — 2 шт.
2. Автомат регулирования АОС-81М — 1 шт.
3. Контакторы включения КМ-50Д — 2 шт.
4. Выключатели стекол В-45 — 2 шт.
5. Автоматы защиты сети АЗС (АЗС-20, АЗС-25, АЗС-5).

АОС-81М расположен между шпангоутами № 3 и № 4 по левому борту под полом пилотской кабины.

Для пользования электрообогревными стеклами необходимо включить АЗС-2 и выключатели В-45.

Пользоваться электрообогревом стекол в полете необходимо при

опасности обледенения и запотевания (перед пробиванием облачности, при дымке и тумане).

При полетах в сложных метеорологических условиях рекомендуется включать обогрев стекол на все время полета. При стоянке самолета на земле пользоваться электрообогревными стеклами следует только в случае их внешнего обледенения.

При нормальной работе АОС-81М температура наружной поверхности стекол не должна подниматься выше 25° С.

3. Световое оборудование

Все световое оборудование по своему назначению подразделяется на три группы:

1. Взлетно-посадочные световые средства, обеспечивающие руление, взлет и посадку самолета в ночное время. К ним относятся рулежные и посадочные фары и пиротехнические средства — ракеты.

2. Установки внутреннего освещения, необходимые для нормальной работы экипажа в ночное время и для создания необходимого удобства пассажирам. К ним относятся источники видимого света и ультрафиолетового излучения, предназначенные для освещения и облучения приборной доски и отдельных приборов; источники видимого света — для освещения рабочих мест экипажа, пассажирской кабины и вспомогательных помещений; переносное освещение.

3. Средства световой сигнализации: внутренние и внешние. Внутренние средства предназначены для подачи сигнала десанту, для контроля за состоянием и работой различных устройств на самолете. Внешние средства предназначены для обозначения габаритов самолета, для световой связи самолета с землей и для связи между самолетами при ночном полете.

Для внешней сигнализации применяются аэронавигационные огни, кодовые огни и пиротехнические сигнальные ракеты; для внутренней — светосигнальная арматура с цветными фильтрами.

Схема светооборудования показана на рис. 130.

Взлетно-посадочные осветительные средства

Рулежная фара ФР-100.

Для освещения впереди лежащей местности при рулении на самолете Ан-2 установлена одна рулежная фара ФР-100. Фара установлена в вырезе кромки нижней левой плоскости рядом с посадочной фарой. Сверху фара закрыта плексигласом. Самолетная рулежная фара ФР-100 представляет собой металлический корпус, закрытый снаружи защитным стеклом. Внутри корпуса укреплены патрон с лампой и отражатель. С наружной стороны к корпусу крепится шарнирная опора, закрепляемая накидной гайкой.

Включается рулевая фара ФР-100 при помощи выключателя В-45, установленного на электрошитке пилота.

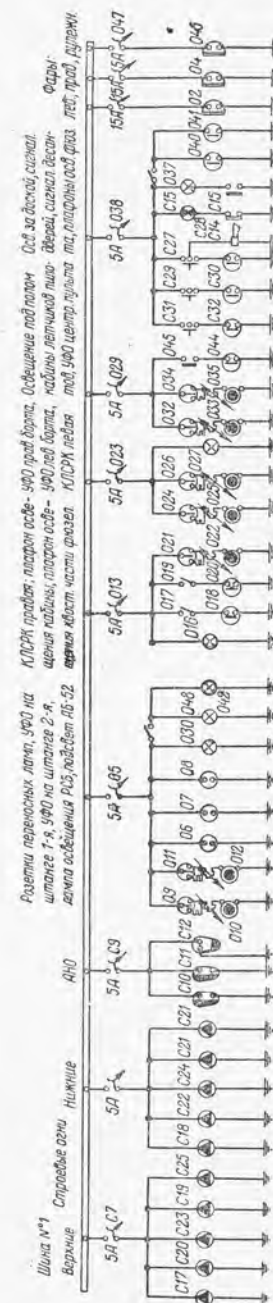


Рис. 130. Схема светоборудования;

01, 02 — автомат защиты сети АЗС-15; 02, 04 — левая и правая фары ФС-155; 05, 013, 023, 029, 036, 038, 047 — автоматы защиты сети АЗС-5; 006, 07, 08 — розетки 47К переносных ламп и уличного освещения; 016, 028, 030 — лампы кабинета КЛРК-45; 017, 019, 024, 026, 032 — реостат РЭФО-48; 010, 012, 022, 025, 027, 033 — лампа УФО (АРУФОЩ-45); 016, 028, 030 — лампы кабинета КЛРК-45; 017, 019, 038 — выключатель В-45; 018 — плафон освещения кабины пилотов П-39; 020 — плафон освещения хвостового отсека П-39; 037 — таппы, освещающие за приборной доской КЛС-39; 038 — выключатели ВК2-142Г; 040, 041 — плафоны освещения в фоназелье П-39; 042, 048 — лампы КЛС-39 подсвета АБ-2; 044 — плафоны освещения под полом кабины пилотов; 046 — рулевая фара ФР-100; С7, С8, С9 — автомат защиты АЗС-39; 047 — автоматы защиты сети АЗС-5; АНО; С14 — ширена С-1; С15 — лампа сигнализации положения двери СЛП-5; С16 — концевой выключатель сигнализации двери ВК2-142Г; С17, С18 — строеные огни левые ПССО-45; С19, С20, С21, С22, С23, С24 — строеные огни фоназелье ПССО-45; С25, С26 — строеные огни правые ПССО-45; С27 — кнопка 20кч включения ширены и зеленого плафона; С28 — плафон зеленый П-39; С29, С31 — кнопки 20кч включения плафонов; С30 — плафон красный; С32 — плафон желтый.

Основные данные фары ФР-100:

Напряжение, в	28
Мощность, вт	100
Максимальная сила света, свечей	5000
Угол рассеяния в горизонтальной плоскости	30°

Посадочные фары ФС-155

Две фары ФС-155 установлены на самолете для обеспечения посадки его в ночных условиях.

Фары смонтированы на шарнирных кронштейнах в передних кромках нижних крыльев. Отсеки фар закрыты плексигласовой крышкой люка. Установка фар на заводе производится по специальным шаблонам таким образом, что оптические оси их при трехточечном положении самолета пересекаются впереди самолета на расстоянии 57 м и влево от продольной оси самолета — на расстоянии 6 м.

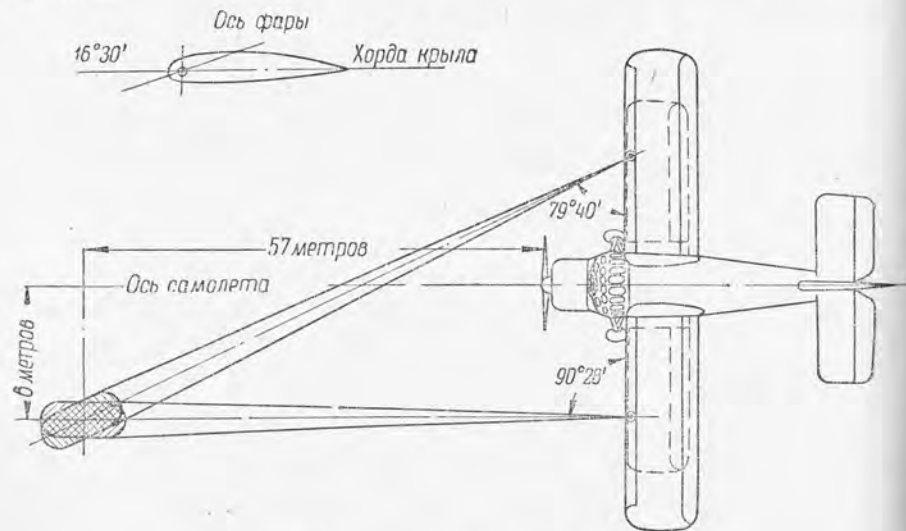


Рис. 131. Установочные углы фар на самолете.

Включение фар производится отдельно автоматами защиты сети АЗС-15, установленными на щитке приборной доски.

Установочные углы фар показаны на рис. 131.

Основные данные ФС-155

Напряжение, в	28
Сила тока, а	6
Мощность, вт	155
Сила света, свечей	7500

Установки внутреннего освещения

Для освещения пилотской кабины, приборов, пассажирской кабины и вспомогательных отсеков применяются установки внутреннего освещения. Особую роль при ночных полетах играет освещение кабины пилотов с находящимся в ней оборудованием.

Кабина пилотов и приборная доска освещаются лампами ультрафиолетового облучения и белого света. В качестве ультрафиолетовых источников применены лампы типа УФО-4А в арматуре АРУФОШ-45.

Вблизи арматуры АРУФОШ-45 смонтированы реостаты типа РУФО-48. Каждая лампа включается через самостоятельный реостат. На самолете установлено семь комплектов ламп ультрафиолетового облучения. Две лампы, укрепленные на правом и левом бортах, освещают соответственно правую и левую панели приборной доски. Две лампы укреплены на боковых стенках центрального пульта и освещают приборные панели. Две лампы укреплены на поворотной штанге и освещают центральный пульт. Одна лампа на левом борту предназначена для освещения левого пульта. Все пояснительные трафареты покрыты светящейся массой временного действия и хорошо видны при облучении их ультрафиолетовым светом.

В комплект АРУФОШ-45 (рис. 132) входят арматура с шарнирным креплением, внутри которой помещается люминесцентная газозарядная лампа (рис. 133), и реостат для включения и регулирования интенсивности излучаемого лампой светового потока.

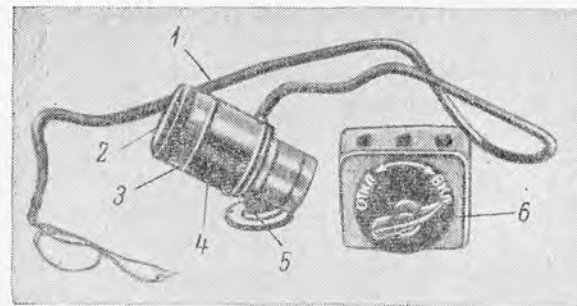


Рис. 132. Арматура ультрафиолетового облучения:

1 — провод; 2 — шторка; 3 — штуцер с пружинным замком; 4 — корпус блинкера; 5 — кронштейн; 6 — реостат.

Внутри корпуса находятся два светофильтра из черного увиолевого стекла.

Оба светофильтра имеют по два секторообразных выреза под углом 90°. Нижний светофильтр укреплен к цилиндрической насад-

ке, верхний — к поворотной головке. В связи с этим поворотом головки арматуры можно закрыть «черным» увиолевым стеклом либо все четыре сектора, либо два сектора в два слоя.

При закрытии всех четырех секторов используется невидимый ультрафиолетовый поток, который, облучая светящийся состав на шкалах приборов, заставляет его светиться.

При закрытии двух секторов наряду с ультрафиолетовым потоком используется также и видимый голубой свет. Регулируя величину открытия секторов, можно добиться желаемой освещенности, чтобы избежать резкого контраста между освещенностью в кабине пилотов и окружающего пространства.

Лампа типа УФО-4А (см. рис. 133) представляет собой коническую колбу. Внутренняя сторона колбы покрыта тонким слоем люминесцирующего состава. Внутри колбы лампы имеется катод К в виде вольфрамовой спирали и анод А в виде кольца. В холодном состоянии катод и анод соединены между собой биметаллической пластинкой Б. Колба лампы наполнена парами ртути и аргоном при низком давлении.

Управление лампой осуществляется реостатом РУФО-48.

Для зажигания лампы УФО-4А необходимо повернуть ручку реостата вправо до упора. Лампа загорается не сразу, а через 10—15 сек. после включения. Это время необходимо для подогрева паров ртути и аргона.

Принцип зажигания лампы заключается в том, что при включении лампы ток от плюсовой шины проходит через балластное сопротивление 3, движок 1 реостата на анод лампы и далее через биметаллическую пластинку на минус бортовой сети. Нить лампы, накаливаясь, будет подогревать пары ртути, аргон и биметаллическую пластинку. Последняя, нагреваясь, изгибается и через 10—15 сек. разомкнет цепь питания нити накала лампы. При размыкании возникает дуговой разряд между подогретыми анодом и катодом. Пары ртути начинают светиться и лампа излучает световой поток.

Для выключения лампы рукоятку реостата надо повернуть влево до упора.

После выключения лампы, горевшей в течение 10 минут и более, биметаллическая пластинка охладится только через 2 минуты

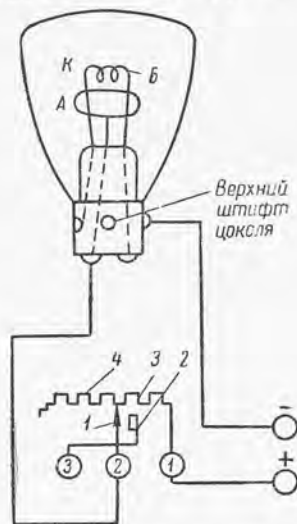


Рис. 133. Люминесцентная лампа УФО-4А и электрическая схема ее включения:

А — анод; Б — биметаллическая пластинка; К — катод; 1 — движок пускорегулирующего реостата; 2 — пружинный упор; 3 — балластное сопротивление; 4 — регулируемое сопротивление.

и замкнет цепь между катодом и анодом. После этого лампа снова может быть включена.

Основные данные лампы УФО-4А

Напряжение, в	26—28
Сила тока, а	0,35
Мощность, вт	4

Кабинные лампы белого света в арматурах типа КЛСРК-45, установленные на левом и правом бортах, служат для освещения планшетов экипажа. Эти лампы при необходимости обеспечивают освещение приборных панелей.

В арматуре КЛСРК-45 установлена одноконтактная лампа мощностью 4,75 вт.

Компас КИ-12 и щиток управления радиоконпасом имеют индивидуальное освещение. В цепи лампы подсвета компаса КИ-12 для уменьшения яркости светового потока включен последовательно реостат РИК-49, который установлен над приборной доской.

Для освещения пространства за приборной доской установлена лампа белого света в арматуре КЛС-39. Включение лампы производится автоматически выключателем ВК-2-142Г при открытии центрального щитка приборной доски.

Для освещения коммуникаций, расположенных под полом кабины летчика, установлен плафон П-39, который включается автоматически выключателем ВК-2-142Г при открытии люка. Защита цепей питания выполнена автоматами защиты сети АЗС.

Плафон П-39 состоит из металлического корпуса, внутренняя поверхность которого служит отражателем, патронодержателя с вмонтированным в нем двухконтактным патроном и защитного стекла. Плафон крепится тремя винтами через отверстия во фланце плафона. В плафонах П-39 установлены шаровые лампы мощностью 15 вт.

Основные данные плафона П-39

Напряжение лампы, в	28
Мощность лампы, вт	15
Световой поток, люмен	15
Тип цоколя «Сван»	Миньон

Освещение грузового отсека осуществляется двумя плафонами П-39, установленными на обшивке фюзеляжа сверху около шпангоутов № 6 и 14.

Освещение установки радиооборудования осуществляется лампой КЛСРК-45, установленной на шпангоуте № 7.

Хвостовой отсек освещается плафоном П-39, установленным на шпангоуте № 15. Плафон включается выключателем В-45, установленным рядом с плафоном со стороны грузовой кабины.

Для переносного освещения предусмотрены три штатные

розетки, размещенные вблизи ЦРЩ, в центроплане над лючком слива конденсата из проводки ПВД и на правом борту у шпангоута № 15.

Средства световой сигнализации

Аэронавигационные огни АНО состоят из аэронавигационных огней типа БАНО-45 (бортовые АНО) и хвостового огня ХС-39.

Установлены БАНО-45 на концах консолей обоих крыльев.

В конструкцию БАНО-45 входят: лампа СМ-22, основание с патроном, стеклянный колпак красного или зеленого цвета, резиновая прокладка и центральный винт, крепящий колпак. Резиновая прокладка обеспечивает хорошую герметичность. Полость колпака внутри задней части лампы имеет матовую поверхность. Колба лампы имеет частично зеркальную поверхность.

Основные данные БАНО-45

Напряжение, в	28
Мощность, вт	24
Сила света, свечей	21
Колпак	красный или зеленый

Хвостовой огонь ХС-39 смонтирован на задней кромке руля направления и укреплен с помощью трех винтов. Арматура огня состоит из корпуса с патронодержателем, оправки для крепления стеклянного колпака и двухконтактного патрона «Сван».

Основные данные ХС-39

Напряжение, в	28
Мощность, вт	10
Сила света, свечей	2,5
Патрон	«Сван» 2С-15

Световая сигнализация

Внутри самолета на перегородке у шпангоута № 15 сверху над дверью хвостового отсека размещены три плафона с зеленым, красным и желтым светофильтрами. Включение соответствующего плафона сигнализации производится нажатием одной из трех кнопок 205-К, окрашенных в зеленый, красный и желтый цвет и размещенных на правой вертикальной стенке центрального пульта.

Строевые огни ПССО-45. На самолетах с 37-й серии устанавливаются строевые огни, предназначенные для сигнализации между самолетами, летящими в строю. Количество огней — 10. Они расположены: три огня в один ряд на нижней обшивке фюзеляжа; три огня в один ряд на верхней обшивке фюзеляжа; два огня на верхней паре крыльев; два огня на нижней паре крыльев.

Включение огней производится выключателями В-45.

Сигнализация двери. На самолете предусмотрена сигнализация открытого положения грузовой и пассажирской дверей, производимая выключателем ВК-2-142Г, работающим на размыкание, и сигнальной лампочкой в арматуре СЛЦ-45 с красным светофильтром. Выключатель смонтирован на окантовке двери, арматура СЛЦ-51 — на центральном пульте. Когда одна из дверей открыта, горит сигнальная лампочка на центральном пульте.

Для подачи звуковой сигнализации на шпангоуте № 6 установлена сирена С-1, которая включается кнопкой 205-К, установленной на центральном пульте.

4. Система сигнализации пожара ССП-2А

На самолетах Ан-2, начиная со 172-й серии, установлена система ССП-2А, которая выполняет следующие функции:

1. Обнаруживает возникновение пожара на двигателе.
2. Выдает световую сигнализацию о пожаре.
3. Обеспечивает (на самолете Ан-2) ручное управление пожаротушением.
4. Обеспечивает проверку исправности противопожарной системы.

В систему ССП-2А входит:

- а) 9 датчиков типа ДПС-1А (расположены на двигателе);
- б) исполнительный блок БИ-2А (расположен под полом кабины пилотов между шпангоутами № 3—4);
- в) 9 розеток Р-417 для крепления датчиков на двигателе;
- г) автомат защиты сети АЗС-5 пожаротушения, расположенный на приборной доске пилотов.

Технические данные системы ССП-2А

1. Температура срабатывания системы при скорости нарастания температуры среды, окружающей датчик, равной 2°C в секунду, и одновременном нагреве трех датчиков равна 170°C.
2. Температура отпускания системы. Система приходит в состояние готовности к действию после прекращения нарастания температуры среды, а также при снижении температуры до 130°C.

3. Система обеспечивает не менее чем пятикратное срабатывание и возвращение в состояние готовности к действию в условиях охвата датчиков пламенем.

4. Система сохраняет свою работоспособность в следующих условиях:

- а) при изменении температуры окружающей среды:
 - для исполнительного блока БИ-2А в пределах от —60 до +60°C;
 - для датчиков ДПС-1А в пределах от —60 до +350°C;

- б) при кратковременном охвате датчиков ДПС-1 пламенем (порядка 10 сек);
- в) при влажности окружающей среды до 98%;
- г) при разрежении среды до 40 мм рт. ст.
- 5. Система не дает ложных срабатываний при коротком замыкании и при обрыве цепи датчиков.
- 6. Система работает от бортовой сети напряжением $27 \text{ в} \pm 10\%$.

Принцип действия системы ССП-2А

Электросхема противопожарного оборудования показана на рис. 134.

Принцип действия системы заключается в следующем. При возникновении пожара на двигателе датчики ДПС-1А будут охвачены средой, температура которой нарастает не ниже чем 2°С в секунду. В термобатареях этих датчиков возникает термо-ЭДС, вызывающая ток в обмотке поляризованного реле P_1 в блоке исполнения БИ-2А, достаточный для срабатывания этого реле. Реле срабатывает и включает лампочку сигнализации пожара.

При загорании красной лампочки сигнализации пожара летчик должен нажать на кнопку (ПО2) тушения пожара. При этом подается питание на пироголовку (ПО5) пожарного баллона, которая взрывается и открывает доступ пожаротушащей смеси от баллона к распылительному коллектору на двигателе.

При этом гаснет желтая лампочка СМ-31 сигнализации исправности пироголовки (ПО3).

Если пожар наблюдается визуально, а система сигнализации по каким-либо причинам не сработала, то кнопку пожаротушения необходимо нажать, не дожидаясь загорания красной лампочки сигнализации пожара.

Проверка исправности системы сигнализации пожара ССП-2А перед полетом производится следующим образом:

1. Включить АЗС-5 системы пожаротушения.

При этом загорается желтая сигнальная лампочка исправности пироголовки пожарного баллона.

2. Переключатель проверки исправности системы (ПО11) переключить в положение 1 группы датчиков.

При этом в блоке БИ-2А сработает реле P_2 и замкнет свои контакты 2—3 и 5—6. Тем самым напряжение борсети через цепи 3-х датчиков ДПС-1А будет подано на реле P_1 . Реле сработает и включит красную лампочку сигнализации пожара.

3. Проверка 2 и 3 группы датчиков производится таким же образом. Только переключатель проверки уже надо устанавливать соответственно в положение 2 и 3-й группы датчиков.

Кнопку (ПО2) при этом нажимать нельзя, так как сработает пироголовка баллона.

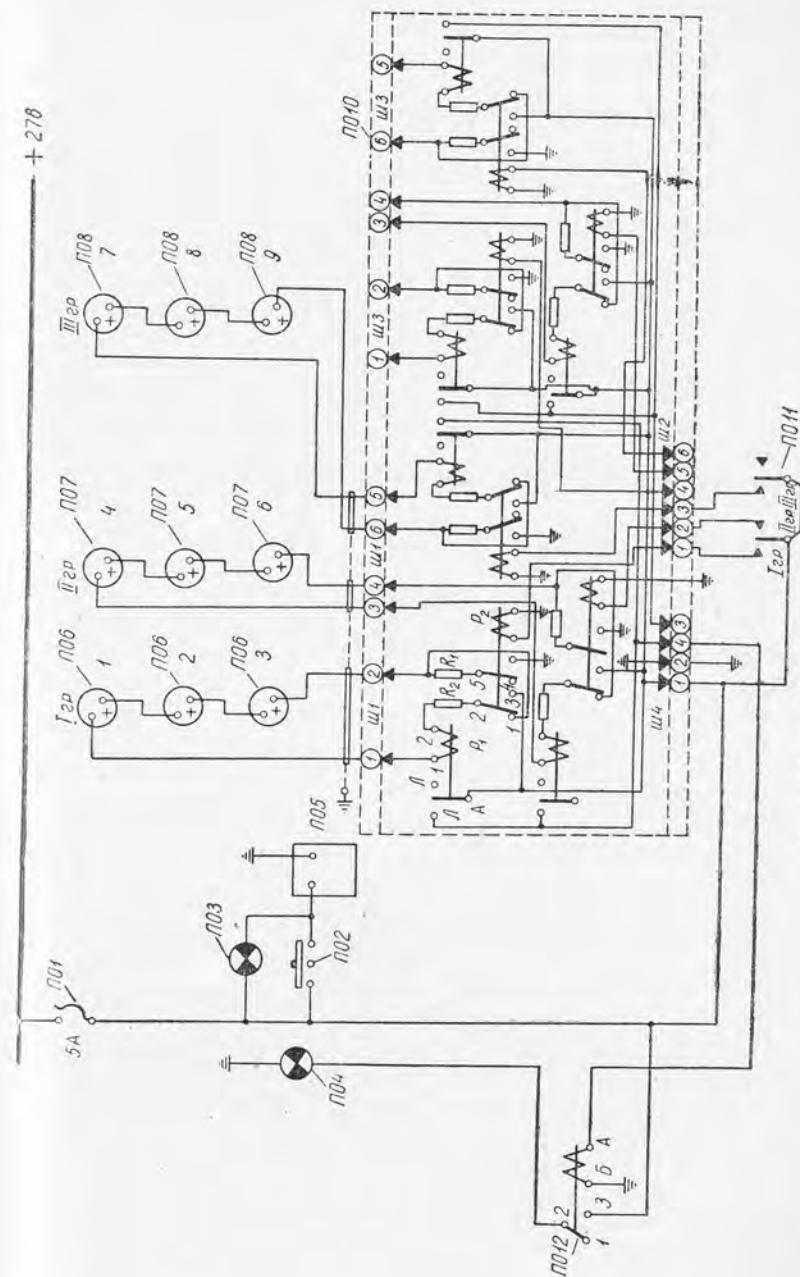


Рис. 134. Схема сигнализации пожара:

ПО1 — автомат защиты; ПО2 — кнопка тушения пожара; ПО3 — лампа сигнализации исправности пироголовки; ПО4 — лампа сигнализации пожара; ПО5 — пироголовка баллона; ПО6, ПО8 — датчики пожаротушения ДПС-1А; ПО10 — исполнительный блок БИ-2А; ПО11 — переключатель проверки исправности системы; ПО12 — реле ТКЕ-2ПД; P_1 — поляризованное реле; P_2 — реле проверки; R_1, R_2 — ограничительные сопротивления.

5. Электрическая сеть самолета

Электрическая сеть на самолете выполнена в основном по однопроводной схеме с заземлением минусовых проводов на массу самолета.

По двухпроводной схеме выполнены следующие участки электросети:

1. Участок от генератора до регуляторной коробки (на самолетах до 52-й серии) и до ДМР-400АМ на самолетах с 52-й серии).
2. Цепь первичной обмотки пусковой катушки.

Плюсовые провода, идущие от ДМР-400АМ и аккумулятора, подсоединены к плюсовой шинке, расположенной на специальной текстолитовой панели за приборной доской. На текстолитовой панели, кроме плюсовой шинки, расположены:

1. Реостат РЛ-70, включенный постоянно в цепь подсвета компаса КИ-12 и служащий как дополнительное постоянное сопротивление для уменьшения яркости свечения лампочки подсвета. Рукоятка реостата снята.

2. Гасящее сопротивление 150 ом цепи переменного тока питания АРК-5.

3. Предохранители СП-5 и СП-10 в цепи переменного тока АРК-5 и ДИК.

4. Инерционно-плавкие предохранители: ИП-150 — в цепи источников питания, ИП-50 — в цепи питания ПО-500, ИП-50 защищает «+» провод, идущий от плюсовой шинки к автоматам АЗС на левом пульте.

От плюсовой шинки отходят плюсовые провода к АЗС, установленным на центральном откидном щитке доски приборов, на щитке АНО, на центральном пульте, на левом пульте, плюсовые провода стартера и зажигания двигателя.

Соединение участков электропроводки между собой выполнено посредством штепсельных разъемов и разъемных колодок. В центре соединения всех электрожгутов, между шпангоутами № 5 и № 6, находится центральный распределительный щит. Рядом с ЦРЩ расположена коробка запасных ламп.

Электросеть самолета выполнена проводами марки БПВЛ (бортовой провод с хлорвиниловой изоляцией в лакированной оплетке из хлопчатобумажной пряжи).

Провод БПВЛ состоит из токопроводящей жилы, хлорвиниловой изоляции и оплетки. Сечение проводов — от 0,5 до 25 мм².

На рис. 135 показан центральный электрощиток пилота.

Для защиты от перегрузок и от короткого замыкания в цепях электрической сети самолета установлены следующие предохранители:

Инерционно-плавкие предохранители типа ИП, плавкие предохранители в закрытой стеклянной трубке и автоматы защиты сети — АЗС.

Инерционно-плавкие предохранители типа ИП применяются в

цепях с индуктивной нагрузкой (моторы-альтернаторы, электродвигатели и т. д.). Пусковой ток этих агрегатов в течение нескольких секунд в несколько раз превышает номинальный ток, потребляемый агрегатом длительное время.

Инерционно-плавкий предохранитель устроен так, что в течение 10 сек. способен выдерживать трехкратную перегрузку (пусковой ток электромоторов) и не перегореть.

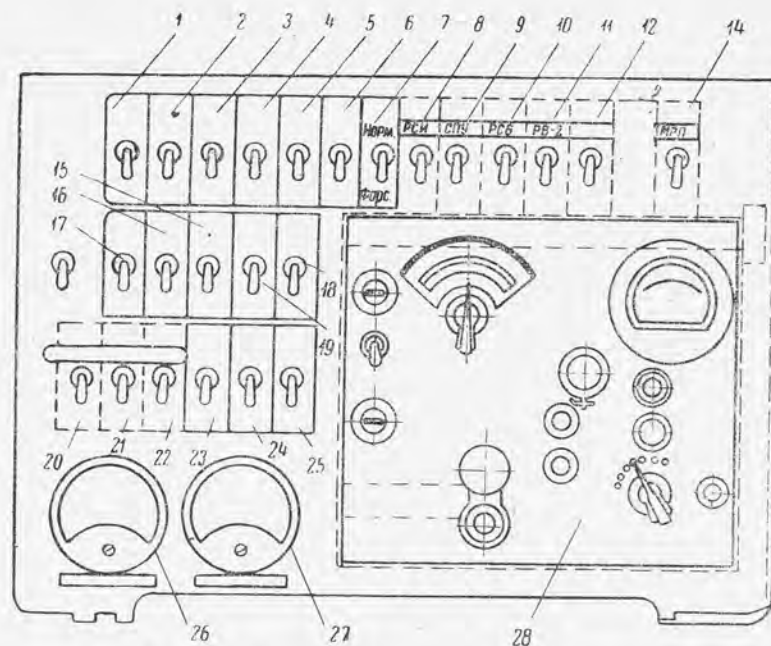


Рис. 135. Центральный электрощиток пилота:

- 1 — АЗС-15 верхних закрылков; 2 — АЗС-5 управления закрылками; 3 — АЗС-15 нижних закрылков; 4 — АЗС-5 триммера элерона; 5 — АЗС-5 триммера руля высоты; 6 — АЗС-5 триммера руля направления; 7 — выключатель В-45 режима передатчика; 8 — АЗС-10 станции РСИ; 9 — АЗС-5 переговорного устройства; 10 — АЗС-40 станции РСБ-5; 11 — АЗС-5 РВ-2; 12 — АЗС-10 радиоответчика; 14 — выключатель В-45 питания МРП-48; 15 — АЗС-15 противопожарного оборудования; 16 — АЗС-10 створок капота; 17 — АЗС-10 створок маслорадиатора; 18 — АЗС-5 подсвета компаса КИ-11, КЛСРК-45 правая, плафон кабины, УФО левого борта; 19 — АЗС-5 сирены освещения за доской, сигнализации дверей, плафона в фюзеляже; 20 — выключатель В-45 обогрева ПВД; 21 — выключатель В-45 освещения кабины; 22 — выключатель В-45 освещения фюзеляжа; 23 — АЗС-5 УФО правого борта левого пульта, КЛСРК-45 левая; 24 — АЗС-5 УФО на штанге розетки переносных ламп, КЛСРК-45 освещения блоков РСБ; 25 — АЗС-5 освещения под полом, УФО центрального пульта, обогрева ПВД; 26 — вольтамперметр ВА-240; 27 — амперметр А-40; 28 — щиток управления радиоконпасом.

Основным видом защиты электроцепей являются автоматы защиты сети АЗС. Каждый АЗС рассчитан на определенную силу тока. Маркировка АЗС показывает номинальную силу тока, например, АЗС-5 — рассчитан на 5 а, АЗС-20 — на 20 а и т. д. АЗС вы-

полняются на силу тока от 2 до 40 а. При превышении силы тока, на который рассчитан АЗС, его биметаллическая пластина выгибается, АЗС срабатывает и размыкает цепь. После устранения причины превышения номинального тока в цепи, АЗС вручную устанавливается в положение «включено».

6. Металлизация самолета

Под металлизацией самолета подразумевается надежное соединение всех металлических деталей конструкции самолета, агрегатов и его оборудования с корпусом самолета металлическими проводниками малого сопротивления.

Наличие металлизации обеспечивает создание эффективного противовеса для передатчиков радиостанций, уменьшает помехи радиоприему и увеличивает пожарную безопасность самолета. Соединенные детали конструкции самолета ведут себя как один сплошной металлический проводник, при воздействии на который электрического заряда все металлизированные элементы будут иметь один потенциал.

На самолете металлизированы следующие элементы: органы управления самолетом, двигатель, моторама, бензосистема, масло-система, приборные панели, электро- и радиооборудование (проводники и аппаратура).

Металлизация съемных и подвижных узлов и агрегатов выполнена гибкими перемычками из металлической оплетки, концы оплетки заделаны в трубчатые наконечники.

Для выравнивания потенциала самолета относительно потенциала земли на вилке хвостового колеса укреплен стальной трос, длина которого позволяет при стоянке самолета или движения его по земле соединять самолет с землей.

Содержание металлизации и экранировки самолета в исправном состоянии обеспечивает надежную радиосвязь и пожарную безопасность самолета, поэтому при техническом обслуживании необходимо проверять:

- а) целостность всех перемычек металлизации;
- б) наличие контрольных шайб на винтах крепления перемычек;
- в) надежность затяжки винтов крепления перемычек;
- г) нет ли окисления в местах соединения перемычек с корпусом самолета и металлизированными деталями;
- д) надежность затяжки свечей зажигания в цилиндрах двигателя;
- е) плотность соединения всех сочленений в экранировке и заземлений проводов высокого и низкого напряжения.

В случае обнаружения неисправности в системе металлизации и экранировки неисправность должна быть немедленно устранена.

§ 32. РАДИООБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

В состав радиооборудования самолета Ан-2 входят:

1. Связная радиостанция типа РСБ-5.
2. Командная УКВ радиостанция РСИУ-3М.
3. Автоматический радиоконпас АРК-5.
4. Радиовысотомер малых высот типа РВ-2.
5. Маркерный радиоприемник типа МРП-48П, МРП-56П.
6. Самолетное переговорное устройство СПУ-5 или СПУ-6.

1. Радиостанция РСБ-5

Радиостанция РСБ-5 предназначена для симплексной телефонно-телеграфной связи с наземными радиостанциями, а также для

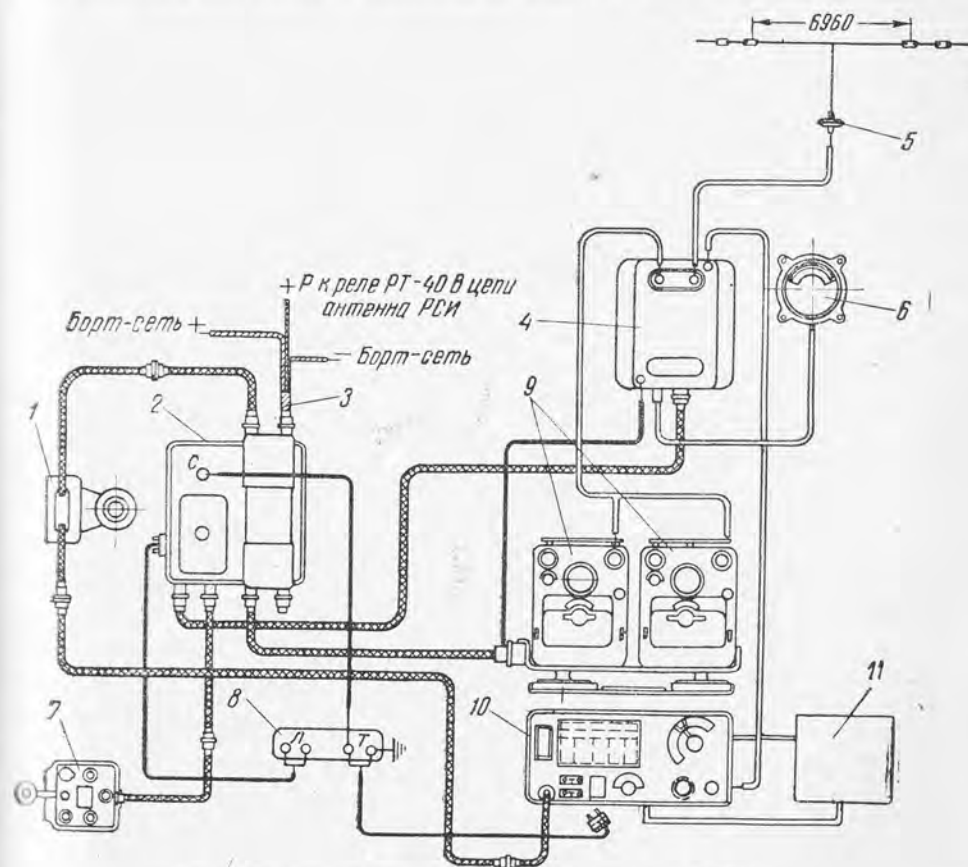


Рис. 136. Полумонтажная схема радиостанции РСБ-5;

1 — унформер РУ-11АМ; 2 — силовой элемент; 3 — кабель питания; 4 — антенный элемент; 5 — проходной изолятор; 6 — выносной индикатор; 7 — пульт управления; 8 — абонентская катушка; 9 — блоки высокой частоты; 10 — приемник УС-9ДМ; 11 — щиток управления УС-9ДМ.

связи между самолетами в воздухе и является коротковолновой приемо-передающей радиостанцией.

Комплект радиостанции РСБ-5 состоит из:

1. Двух блоков высокой частоты.
2. Общей подставки блоков.
3. Силового элемента с умформером РУК-300Б.
4. Антенного элемента с кварцевым калибратором.
5. Пульта управления, совмещенного с телеграфным ключом.
6. Приемника УС-П (или УС-9ДМ).
7. Шлемофона.
8. Выносного индикаторного прибора.
9. Жесткой антенны и соединительных кабелей.

На рис. 136 представлена полумонтажная схема радиостанции РСБ-5.

Два блока высокой частоты радиостанции совместно с подставкой блоков установлены на шпангоуте № 5 со стороны грузового отсека справа от двери.

Силовой элемент радиостанции установлен в вырезе грузового пола у шпангоута № 5.

Антенный элемент установлен на дуралюминовых уголках, приклепанных к стрингерам правого борта между шпангоутами № 5 и 6.

Пульт управления радиостанцией установлен в кабине пилота на правом борту.

Выносной индикаторный прибор крепится вблизи блоков высокой частоты.

Приемник УС-П установлен в нише приборной доски у правого пилота.

Антенна радиостанции натянута между мачтой и килем самолета.

Технические данные РСБ-5

1. Диапазон частот 2,15—12 мГц (от 140 до 25 м). Распределение перекрываемых частот диапазона между блоками и градуировка частот блока приведены в табл. 18.

Таблица 18

Блоки	I поддиапазон (усиление) с градуированными частотами	II поддиапазон (удвоение) с градуированными частотами
БП-2	От 2,15 до 3,6 мГц через 10 кГц	От 4,3 до 7,2 мГц через 20 кГц
БП-3	От 3,6 до 6 мГц через 20 кГц	От 7,2 до 12 мГц через 40 кГц

2. Мощность, отдаваемая передатчиком в антенну, в зависимости от рабочей частоты и длины антенны, может составлять в те-

леграфном режиме от 35 вт на наименьших частотах диапазона, до 120 вт на наивысших частотах. В телефонном режиме мощность передатчика составляет 20—50% от телеграфной. Передатчик может работать телеграфом и телефоном на пониженной мощности, составляющей 25% от полной.

3. Дальность действия (на самолете Ан-2):

- а) телеграфом — не менее 400 км;
- б) телефоном — не менее 200 км.

4. Два блока радиостанции могут быть на земле настроены на две разные волны. В полете при помощи пульта управления можно выбрать для работы любую из этих волн.

5. Источником питания радиостанции является бортовая сеть самолета с номинальным напряжением 27 в.

Потребляемая мощность от бортовой сети — 800 вт.

6. В передатчике предусмотрена кварцевая стабилизация частоты.

7. Глубина модуляции передатчика может регулироваться переключателем на силовом элементе, имеющем три положения. Нормальным является положение второе.

8. Передатчик работоспособен при колебаниях окружающей температуры от +50 до —60°C, при относительной влажности до 98%, при самолетной вибрации. Передатчик допускает непрерывную работу в течение 30 мин. при первом включении и длительную работу по циклу: 5 мин. работа, 10 мин. перерыв.

9. Все управление радиостанции в полете — переход с приема на передачу, с телеграфа на телефон, с полной мощности на пониженную, переключение волн производится дистанционно с пульта управления. Пульт управления конструктивно совмещен с телеграфным ключом.

10. Передатчик имеет контроль своей телеграфной и телефонной работы — по высокой частоте, независимо от настройки приемника.

11. Вес радиостанции — 38 кг.

Для защиты от коротких замыканий в радиостанции применен АЗС-40 и плавкие предохранители. АЗС установлен на центральной откидной щитке и одновременно служит включателем и выключателем радиостанции.

Два предохранителя на 10 а устанавливаются в цепях питания радиостанции низким напряжением. Два предохранителя на 0,5 а установлены в цепях высокого напряжения (+1000 в и +350 в). Все плавкие предохранители устанавливаются в силовом элементе.

Блок-схема передатчика

Блок-схема передатчика показана на рис. 137. Каждый из блоков высокой частоты представляет собой самостоятельный трехкаскадный передатчик.

Задающий генератор, собранный на лампе Г-411, служит для возбуждения незатухающих колебаний высокой частоты.

Буфер-удвоитель, собранный на лампе Г-411 эти колебания усиливает или удваивает. Но основное его назначение — это устранить вредные влияния усилителя мощности на задающий генератор.



Рис. 137. Блок-схема передатчика.

Усилитель мощности, собранный на лампе Г-471 (ГК-71), служит для усиления колебаний высокой частоты по мощности. Кроме трех каскадов, в блоке высокой частоты размещен также выпрямитель индикатора настройки выходного каскада.

В силовом элементе радиостанции устанавливаются две лампы 6Н7. Одна из них — двухкаскадный усилитель (модулятор) для усиления звуковой частоты, поступающей с ларингофонов, другая — генератор звуковой частоты с выпрямителем для получения отрицательных смещений на сетке ламп Г-411.

В передающей части радиостанции применены следующие типы радиоламп:

- | | |
|-----------------------------------|----------------|
| 1) в каждом блоке высокой частоты | Г-411 — 2 шт., |
| | Г-471 — 1 шт., |
| | 6А7 — 1 шт.; |
| 2) в силовом элементе | 6Н7 — 2 шт., |
| 3) в антенном элементе | 6А7 — 4 шт., |
| | 6Н7 — 1 шт. |

На рис. 138 показана передняя панель блока высокой частоты. Оба блока в. ч. конструктивно выполнены одинаковыми.

На передней панели блока высокой частоты размещены все органы для настройки и контроля работы блока.

На подставке блоков размещены колодка «Т» для включения телефонов при настройке, зажимы противовеса, колодка для подключения кабеля к силовому элементу и зажим «И» для подключения антенного элемента.

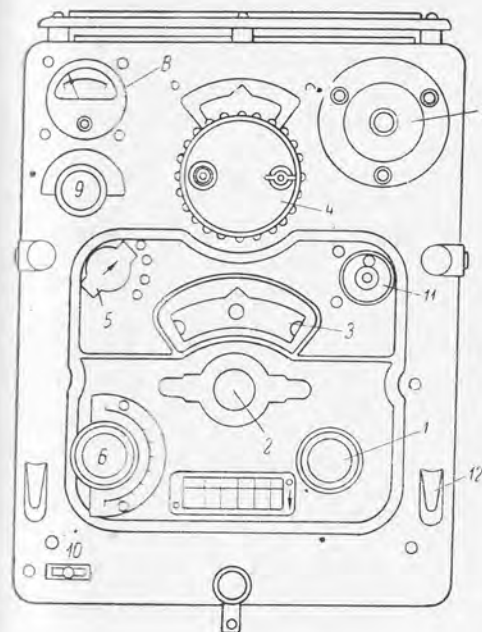


Рис. 138. Передняя панель блока высокой частоты:

1 — ручка «частота» для установки заданной частоты; 2 — переключатель диапазона; 3 — шкала настройки; 4 — ручка настройки антенны; 5 — переключатель «связь грубо»; 6 — ручка «связь плавно»; 7 — зажим «Б» для подключения блока к антенному элементу; 8 — контрольный прибор; 9 — переключатель прибора; 10 — безарретирный ключ для включения блока при настройке; 11 — переключатель «ПР-ПС»; 12 — скобы для снятия блока с подставки.

Эксплуатация радиостанции

Эксплуатация радиостанции сводится к настройке радиостанции, управлению в полете, систематическому уходу за ней и устранению простейших неисправностей в полете.

Настройка радиостанции производится непосредственно с передней панели блока. Перед включением радиостанции необходимо:

1. Все переключатели на пульте управления поставить «на себя», т. е. «ПРМ—ПРД» в положение «ПРМ», «ТЛГ—ТЛФ» в положение «ТЛФ». Положение выключателя «25—100%» — безразлично. Переключатель волн — в положение 1 или 2.

2. Включить радиостанцию автоматом защиты сети с надписью «РСБ» на центральной щитке приборной доски.

3. Определить блок высокой частоты, в диапазоне которого находится заданная частота (по надписям на шильдике около переключателя диапазонов блока).

4. Переключатель «контроль токов» блока установить в положение ЭИИ.

5. Расстопорить ручки настройки блока.

6. Переключатель диапазонов блока поставить в нужное положение (нажать или вытянуть кнопку). При нажатии переключателя частота удваивается и, следовательно, вдвое меняется цена делений на шкале.

7. Ручкой «частота» поставить на шкале заданную частоту по риску визира.

8. По ориентировочным таблицам настройки, которые прилагаются к радиостанции, определить положение выключателя «ПР—ПС», ручек «настройки антенны», «связь грубо», «связь плавно» и поставить их в указанные положения.

Ниже приводится ориентировочная таблица предварительной настройки передатчика.

9. Поставить переключатель антенного элемента в положение «Выключено».

10. Включить блок нажатием до отказа влево головки безарретированного ключа на передней панели (положение «Н»).

11. Ручкой «Настройка антенны», вращая ее влево или вправо на несколько оборотов от установленного по таблице положения, настроить выходной контур по максимальному отклонению выносного индикаторного прибора, включенного в антенный элемент.

12. Безарретирный ключ нажать вправо до отказа и ручками «Связь плавно» и «Настройка антенны», поворачивая их поочередно не более чем на $1/5$ оборота влево или вправо, добиться такого положения, чтобы показания антенного амперметра были максимальными, а стрелка прибора на передней панели блока находилась в зеленом секторе. Это будет соответствовать оптимальному режиму работы передатчика.

Так как настройка блоков ведется при правом положении ключа на передней панели, т. е. при напряжении на защитной сетке лампы выходного каскада +26 в, то при последующей телеграфной работе стрелка прибора будет находиться несколько левее сектора или на его левом краю. При работе в телефонном режиме стрелка прибора будет находиться правее сектора или на его правом краю.

Если стрелка прибора при правом положении ключа выходит за пределы сектора, необходимо проделать следующее:

1-й случай.

Работа с последовательной схемой выхода, переключатель в положении «ПС»

Когда стрелка не доходит до зеленого сектора (режим недо-напряженный), увеличить связь лампы с контуром, для чего:

а) повернуть вправо не более одной пятой оборота ручку «Настройка антенны» (увеличить самоиндукцию);

б) ручкой «Связь плавно» настроить на максимум показаний индикаторного или лучше контрольного прибора;

в) повторить операции «а», «б» до тех пор, пока при настройке на максимум тока стрелка контрольного прибора не станет в середину сектора шкалы.

Когда стрелка переходит зеленый сектор шкалы (режим перенапряженный), необходимо проделать операции «а», «б», «в», сме-

Таблица предварительной настройки

I. Диапазон блока 2,15—3,6 мГц

II. Диапазон блока 3,6—6,0 мГц

Частота	Тумблер ПР—ПС	Связь грубо	Связь плавно	Настр. антенны	Частота	Тумблер ПР—ПС	Связь грубо	Связь плавно	Настр. антенны
2,15	ПС	4	101	87	3,6	ПС	4	85	35
2,2	"	"	99	79	3,8	"	"	80	32
2,3	"	"	95	73	4,0	"	"	73	30
2,4	"	"	90	68	4,2	"	"	69	27
2,5	"	"	88	63	4,4	"	"	65	25
2,6	"	"	81	60	4,6	"	"	34	24
2,7	"	"	75	56	4,8	"	"	20	22
2,8	"	"	70	53	5,0	"	"	16	21
2,9	"	"	68	50	5,2	"	"	10	19
3,0	"	"	65	47	5,4	"	"	5	18
3,1	"	3	70	45	5,6	3	3	15	17
3,2	"	"	67	43	5,8	"	"	10	16
3,3	"	"	65	41	6,0	"	"	5	15
3,4	"	"	44	39					
3,5	"	"	40	37					
3,6	"	"	38	36					

III. Диапазон блока 4,3—7,2 мГц

IV. Диапазон блока 7,2—12 мГц

Частота	Тумблер ПР—ПС	Связь грубо	Связь плавно	Настр. антенны	Частота	Тумблер ПР—ПС	Связь грубо	Связь плавно	Настр. антенны
4,3	ПС	2	38	28	7,2	ПС	1	22	12
4,4	"	"	34	27	7,6	"	"	20	10
4,6	"	"	33	26	8,0	"	"	15	9
4,8	"	"	30	24	8,4	"	"	11	8
5,0	"	"	28	22	8,8	"	"	6	7
5,2	"	"	27	21	9,2	"	"	3	5
5,4	"	"	25	20	9,6	"	"	45	14,5
5,6	"	"	20	19	10,0	ПР	"	90	15
5,8	"	"	17	18	10,4	"	"	30	14
6,0	"	"	13	17	10,8	"	"	23	13,5
6,2	"	"	9	16	11,2	"	"	16	13
6,4	"	"	5	15	11,6	"	"	12	12,5
6,6	"	1	18	14	12,0	"	"	9	12
6,8	"	"	16	13,5				6	12,5
7,0	"	"	13	13					
7,2	"	"	10	12					

нив на обратное направление вращения ручек, т. е. уменьшить связь лампы с контуром, уменьшив самоиндукцию и увеличив емкость;

г) в тех случаях, когда ручка «Связь плавно» доходит до упора в одном из крайних положений (0° — минимум емкости или 110° — максимум емкости), а нормальное положение стрелки не получено и требуется дальнейшее изменение связи, необходимо изменить положение ручки «Связь грубо» на меньшее по номеру (уменьшение емкости), при подходе ручки «Связь плавно» к 0° , или на большее по номеру (увеличение емкости) при подходе к 110° .

При этом положение ручки «Связь плавно», соответствующее настройке на максимум тока, изменяется и перейдет при уменьшении номера положения «Связь грубо» в сторону увеличения градусов, а при увеличении номера «Связь грубо» — в сторону уменьшения градусов.

Переключение ручки «Связь грубо» и переход с одной шкалы на другую ручкой «Связь плавно» следует производить только при выключенном блоке.

Переключения ручки «Связь грубо» и настройку контура в новом положении следует производить ручкой «Связь плавно» только после перевода ключа в положение «Н» (влево).

После настройки контура следует ключ вновь перевести в правое положение и производить подстройку контура на нормальный режим по операциям «а», «б», «в».

Во всех случаях работы недопустимо получать «правильное» положение стрелки контрольного прибора за счет неточной настройки ручки «Связь плавно». Эта ручка всегда должна устанавливаться в положение, точно соответствующее максимальным отклонениям, как индикаторного, так и контрольного прибора.

При подстройке выходного контура на нормальный режим в положении ключа вправо недопустимо давать значительные расстройки контура ручками «Настройка антенны» и «Связь плавно» и тем более переключать «Связь грубо», так как это может привести к выходу из строя лампы выходного каскада.

2-й случай.

Работа с параллельной схемой выхода, тумблер в положении «ПР»

При параллельной схеме выхода конденсатор переменной емкости «Связь плавно» переключается с анода лампы выходного каскада на зажим «Б» блока, т. е. параллельно антенне самолета, в то время как конденсаторы «Связь грубо» остаются включенными на анод. Вследствие этого, настройка при параллельной схеме отличается от настройки при последовательной схеме тем, что вращение ручек при выполнении операций «а», «б», «в» и «г» имеет обратное направление, т. е. в тех случаях, когда стрелка контрольного прибора не доходит до середины сектора (недонапряженный

режим), ручка «Настройка антенны» поворачивается влево, ручка «Связь плавно» — вправо, а когда стрелка переходит середину сектора, ручка «Настройка антенны» вращается вправо, ручка «Связь плавно» — влево.

Порядок изменения «Связь грубо» также изменяется, т. е. при подходе ручки связь плавно к 0° положение «Связь грубо» нужно увеличивать по номеру, а при подходе к 110° — уменьшать.

При настройке выходного контура при работе как с последовательной, так и параллельной схемами выхода необходимо иметь в виду, что вследствие наличия широких возможностей изменения емкости и самоиндукции выходного контура могут иметь место случаи настройки контура на гармоники заданной частоты, т. е. удвоение или даже утроение частоты в выходном каскаде. Поэтому необходимо обращать внимание на то, чтобы положения ручек «Связь грубо», «Связь плавно» и «Настройка антенны» соответствовали ориентировочным положениям, указанным в таблицах, или незначительно отклонялись от них.

Настройка радиостанции на антенны, не указанные в таблицах

В сомнительных случаях, а также в случае настройки на антенну, не указанную в таблицах, настройку выходного контура нужно вести в следующей последовательности:

д) поставить тумблер в положение «ПС» (последовательная схема), ручку «Связь грубо» — в положение 1, ручку «Связь плавно» — в положение 25° , а ручку «Настройка антенны» вращать вправо до упора (т. е. поставить на максимум самоиндукции).

После включения блока (положение «Н» ключа), вращая ручку «Настройка антенны» влево, найти первый максимум отклонения стрелки индикаторного прибора.

Это положение будет соответствовать настройке выходного контура на заданную частоту. Дальнейшую настройку на нормальный режим следует вести, как указано выше.

При отсутствии настройки или при невозможности получения нормального положения стрелки контрольного прибора нужно перейти на параллельную схему, т. е. поставить переключатель в положение «ПР», а ручки поставить в положения, указанные в операции «д», и произвести настройку вышеуказанным способом.

Следует помнить, что работа на параллельной схеме менее выгодна и может иметь место только для длинных антенн в коротковолновом участке антенны. Так, например, для антенны в 9,5 м параллельную схему следует применять с частот выше 7,5 мГц.

Полученные после настройки на оптимальный режим положения ручек следует внести в таблицы с целью накопления данных и облегчения последующих настроек на этой антенне.

После настройки радиостанции выключить блок и осторожно застопорить ручки.

Простейшие неисправности передатчика РСБ-5 и их устранение в полете

Неисправность	Причина неисправности	Способ устранения
Кажущиеся неисправности при настройке		
Передатчик не настраивается: нет тока в антенне	1. Переключатель на пульте управления установлен в положение «Телеграф» 2. Не выключен кварцевый калибратор 3. При наличии двух блоков высокой частоты переключатель «Волна» на пульте стоит в положении 3	Установить переключатель в положение «Телефон» Установить переключатель на антенном элементе в положение «Выключено» Установить переключатель в положение 1 или 2
Неисправности передающей части радиостанции		
При включении передатчика умформер РУК-300Б не запускается	1. Перегорел предохранитель на 10 а в силовом элементе 2. Нет контакта в фишке соединения блока высокой частоты с силовым элементом 3. Перегорела нить накала лампы Г-471 (Г-471) в блоке высокой частоты	Заменить предохранитель Подвернуть кольцо крепления фишки соединительного кабеля от силового элемента к подставке блоков высокой частоты Заменить лампу в неработающем блоке
При настройке каждого блока высокой частоты нет отдачи в антенне	1. Перегорел предохранитель на 0,5 а в цепи +350 в, что можно определить по отсутствию токов прибора А-1 и А-2 2. Перегорел предохранитель на 0,5 а в цепи +1000 в, что можно определить по зашкаливанию прибора в положении Э-III 3. Вышла из строя одна из ламп 6А7 в антенном элементе	Заменить предохранитель в силовом элементе Заменить предохранитель Заменить все лампы 6А7 в антенном элементе, взяв их из запасного комплекта
Нет подслушивания своей работы	4. Нет контакта в фишке кабеля от силового элемента к блокам высокой частоты 5. Обрыв проводника, соединяющего клеммы «И» на подставке блоков высокой частоты и в антенном элементе 1. Неисправны лампы 6Н7 или 6А7 в антенном элементе	Подвернуть кольцо крепления фишки соединительного кабеля Заменить проводник новым Заменить неисправные лампы

Неисправность	Причина неисправности	Способ устранения
Передатчик не настраивается, нет отдачи в антенне	2. Перегорела нить накала одной из ламп 6Н7 в силовом элементе 1. Неисправна лампа Г-411 задающего генератора, о чем можно судить по отсутствию тока А-1 2. Неисправна лампа Г-411 буфера-удвоителя, о чем можно судить по отсутствию тока А-2 3. Неисправна лампа Г-471 (Г-471), о чем можно судить по отсутствию тока Э-III	То же Заменить лампу То же То же

Примечание. Перед снятием ламп передатчика необходимо расстопорить их держатель во избежание отрыва баллона лампы от цоколя.

Второй блок настраивается подобным же образом.

Все переключения на пульте управления следует производить только в положении «прием», так как иначе возможно перегорание предохранителей в цепи высокого напряжения и обгорание контактов антенного реле и реле блоков.

Во время эксплуатации необходимо следить за показаниями антенного амперметра и наличием контроля своей работы.

Уход за радиостанцией РСБ-5

Для того чтобы радиостанция работала безотказно, необходимо:

1. Содержать радиостанцию в чистоте, регулярно, особенно в летнее время, очищать ее от пыли. В нерабочем состоянии все действующие элементы радиостанции должны быть закрыты непропускающими воду чехлами. Следует помнить, что грязь и влага ухудшают изоляцию.

2. Содержать в чистоте и порядке все контакты радиостанции. Контакты реле, ключа, соединительных проводов, колодок должны быть очищены от коррозии, нагара и пыли.

3. Следить за исправностью и чистотой антенного устройства, за чистотой проходных изоляторов и за надежностью контакта в местах присоединения антенны и противовеса.

4. Следить за чистотой коллекторов умформеров РУК-300Б и РУ-11АМ, за исправностью щеток и щеткодержателей. Следить за тем, чтобы в умформерах не накапливалась щеточная пыль и не попадала влага.

5. Следить за исправностью амортизации и перемычек металлизации радиостанции.

6. Содержать телефоны и ларингофоны в постоянной исправности, хранить их в сухом месте, так как влага ухудшает работу телефонов и ларингофонов. Предохранять телефоны и ларингофоны от ударов, а их шнуры — от обрывов.

2. Радиоприемник УС-9ДМ

Универсальный самолетный радиоприемник с дистанционным управлением типа УС-9ДМ (модернизированный) служит для радиотелефонной и радиотелеграфной связи самолетов с землей.

На самолете Ан-2 он работает в комплекте с передатчиком РСБ-5.

Радиоприемник УС-9ДМ является 11-ламповым супергетеродином. Он имеет автоматический и ручной регуляторы чувствительности и кварцевый фильтр для сужения полосы пропускания при приеме в условиях помех.

Комплект УС-9ДМ состоит из собственно приемника, пульта дистанционного управления и соединительных кабелей. Приемник установлен справа у 5 шпангоута, пульт — в нише приборной доски у правого пилота.

Общий вид комплекта радиоприемника УС-9ДМ показан на рис. 139.

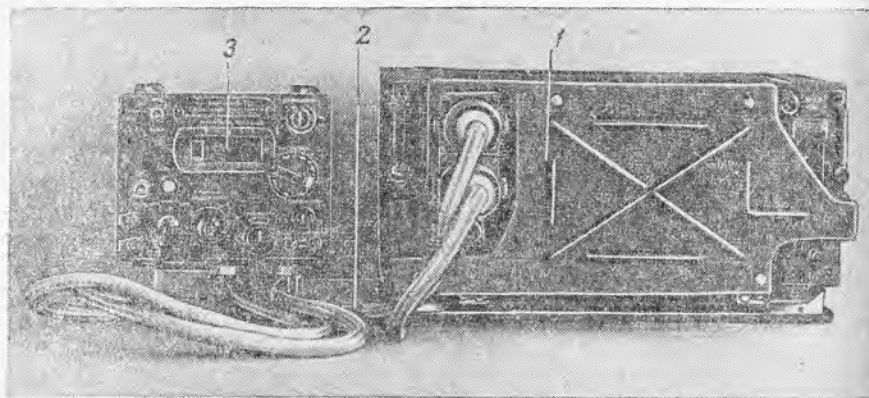


Рис. 139. Общий вид комплекта радиоприемника типа УС-9ДМ:

1 — радиоприемник; 2 — соединительные кабели; 3 — пульт управления.

Технические данные

1. Диапазон волн — 200—500 кГц и 1,5—18 мГц.
Весь диапазон разбит на 6 поддиапазонов.
2. Градуировка приемника нанесена на шкале пульта дистанционного управления.

Погрешность градуировки не более $\pm 1-2\%$.

3. Чувствительность приемника при напряжении низкой частоты на входе 15 в составляет:
— в телеграфном режиме — не хуже 6 мкв,
— в телефонном режиме — не хуже 15 мкв.
4. Промежуточная частота 915 ± 1 кГц.
5. Радиоприемник имеет регулировку тона телеграфных сигналов в пределах ± 4000 Гц.
6. Приемник нормально работает при температуре окружающей среды от -60 до $+50^\circ\text{C}$ и относительной влажности до 98%.
7. В приемнике применены следующие лампы:
6К7 — усилитель высокой частоты (УВЧ),
6К7 — 2-й усилитель высокой частоты (УВЧ),
6Ж7 — смеситель,
6С5 — первый гетеродин,
6К7 — усилитель промежуточной частоты (УПЧ),
6Ф7 — 2-й УПЧ и 2-й гетеродин,
6Б8С — 3-й УПЧ, детектор и детектор АРЧ,
6П6С — усилитель низкой частоты (УНЧ),
6ЖЗП — каскад управления частотой 2-го гетеродина,
6ЖЗП — каскад управления частотой 2-го гетеродина,
СГ2С — стабилизатор напряжения,
лампочки СМ-31 — лампочка подсвета шкалы и индикатор включения питания по переменному току.
8. Для питания приемника требуется напряжение: постоянного тока 27 в (от борсети) и переменного тока 115 в 400 Гц (от преобразователя ПО-500).
Потребляемая мощность от источников питания:
— по постоянному току 75 Вт,
— по переменному току 60 вА.
9. Высокое напряжение на аноды ламп приемника подается от умформера У-18-2, размещенного внутри кожуха приемника.
10. Управление приемником — дистанционное. На передней панели пульта управления размещены следующие органы управления приемником:
— переключатель диапазонов;
— ручка настройки приемника;
— шкала приемника с лампочкой подсвета;
— главный переключатель на 3 положения: «АРЧ — «ВЫКЛ» — РРЧ»;
— переключатель «ТЛГ — ТЛФ»;
— включатель кварцевого фильтра;
— регулятор громкости;
— регулятор освещения шкалы;
— ручка регулятора тона биений;
— кнопка подстройки антенны;
— 2 штеккерных гнезда для включения телефонов;
— сигнальная лампочка включения 115 в.
11. Вес комплекта радиоприемника — 24 кг.

Для защиты цепей приемника УС-9ДМ применены следующие предохранители:

1. Предохранитель на 10 а в силовом элементе РСБ-5 в цепи постоянного тока.
2. Предохранитель на 5 а, расположенный в правом верхнем углу кожуха приемника — в цепи постоянного тока.
3. Предохранитель на 2 а, расположенный в «РК-115 в» в цепи переменного тока.

Эксплуатация приемника

А. Включение и настройка

Проверить правильность соединения кабелей питания, проводов антенны и заземления, кабелей, соединяющих пульт управления с приемником.

Переключатель на абонентском аппарате СПУ поставить в положение «Связная радиостанция». Включить питание 27 в при помощи АЗС-40 на электрошитке приборной доски с надписью «РСБ»; включить преобразователь ПО-500.

При этом горение лампочки «115 в» покажет, что напряжение переменного тока подано на цепи дистанционного управления приемника.

Установить ручку подстройки тона биений стрелкой вертикально вверх.

Согласовать шкалу настройки пульта управления с блоком переменных конденсаторов приемника. Для этого необходимо вращать ручку «Настройка» сначала вправо до упора, а затем обратно — влево до упора.

По окончании согласования ручку «Настройка» на пульте управления следует застопорить, повернув ручку ручки на 20° от его рабочего положения. Если ручка не будет застопорена, то при случайном ее повороте или самопроизвольном доворачивании при тряске, в случае включенного напряжения 115 в 400 гц, произойдет рассогласование между шкалой настройки и блоком переменных конденсаторов, что вызовет несоответствие градуировки шкалы частотам настройки приемника.

Установить ручку главного переключателя в положение «РРЧ», при этом напряжение питания 27 в постоянного тока будет подано на нити накала ламп и умформер приемника.

Вращая ручку регулировки освещения шкалы, установить желаемую освещенность. Горение лампочки освещения шкалы и легкий шум умформера покажут, что напряжение 27 в подано в приемник.

Вращать ручку «Громкость» по часовой стрелке. Если с момента включения приемника прошло полминуты (время для прогрева нитей накала ламп), то в телефонах будет слышен шум, усиливающийся по мере вращения этой ручки. Остановившись на средней громкости этого шума, следует приступить к настройке приемника на корреспондента и приеме его передачи.

Б. Прием телефонной передачи или тональной телеграфии

Переключатель «ТЛГ-ТЛФ» установить в положение «ТЛФ» и с помощью переключателя поддиапазонов поставить нужный поддиапазон частот. Вращая ручку «Настройка», установить на шкале

необходимую частоту и, медленно изменяя настройку около этой частоты, произвести точную настройку на корреспондента.

Кнопочными выключателями «Подстр. антенны» добиться наибольшей громкости принимаемого сигнала.

Если сила сигнала резко меняется, то надо перейти на автоматическую регулировку чувствительности, для чего поставить главный переключатель в положение «АРЧ», и ручкой «Громкость» вновь установить желаемую силу звука в телефоне.

Поиски корреспондента рекомендуется производить только при ручной регулировке чувствительности («РРЧ»).

При больших помехах от других радиостанций необходимо включить кварц. Однако при приеме очень слабых телеграфных сигналов включение кварца может даже ухудшить качество приема.

По окончании работы выключить приемник, для чего главный переключатель поставить в положение «Выкл», а также выключить РСБ-5 и преобразователь ПО-500.

В. Прием телеграфной передачи незатухающими колебаниями

При этом порядок работы остается таким же, как описано выше, за исключением того, что переключатель «ТЛФ-ТЛГ» надо поставить в положение «ТЛГ».

Производится настройка на частоту корреспондента, и ручкой «Тон биений» устанавливается желаемый тон сигналов.

При сильных помехах от соседних станций для повышения селективности приемника следует включить кварцевый фильтр. При этом необходимо иметь в виду, что благодаря сужению полосы пропускания потребуется более точная подстройка приемника на корреспондента и более тщательная регулировка громкости и тона биений.

Переход на автоматическую регулировку чувствительности производится путем установки главного переключателя в положение «АРЧ». При этом уровень громкости регулируется ручкой «Громкость».

Проверка приемника осуществляется следующим образом:

1. Проверяется исправность антенны, провода «Земля» и соединительных кабелей внешним осмотром.
2. Проверяется исправность амортизаторов, крепления приемника и пульта управления.
3. Проверяется исправность всех органов управления приемника.
4. Проверяется работа приемника в нескольких точках диапазона в телефонном и телеграфном режимах, приемом внешних станций.
5. Проверяется наличие и комплектность запасного имущества (запасные лампы, предохранители).

3. Радиостанция РСИУ-3М

Радиостанция РСИУ-3М устанавливается на самолетах Ан-2, начиная с 34-й серии.

Радиостанция РСИУ-3М (рис. 140) является приемо-передающей, ультракоротковолновой, радиотелефонной станцией, предназначенной для обеспечения связи самолета с землей в зонах АДС и РДС, а также для связи между самолетами.

Комплект радиостанции состоит из:

1. Передатчика — блока «А» с амортизационной рамой.
2. Приемника — блока «Б» с амортизационной рамой.
3. Селенового выпрямителя — блока «В» с амортизационной рамой.
4. Пульта дистанционного управления — блока «П».
5. Антенны.
6. Комплекта кабелей.
7. Комплекта кварцев.
8. Мотора-альтернатора МА-100 (на самолетах с 94-й серии УКВ питается от преобразователя ПО-500).

Передатчик и приемник радиостанции установлены на шпангоуте № 5 со стороны грузового отсека, поверх блоков высокой частоты радиостанции РСБ-5.

Селеновый выпрямитель расположен ниже блоков высокой частоты радиостанции РСБ-5.

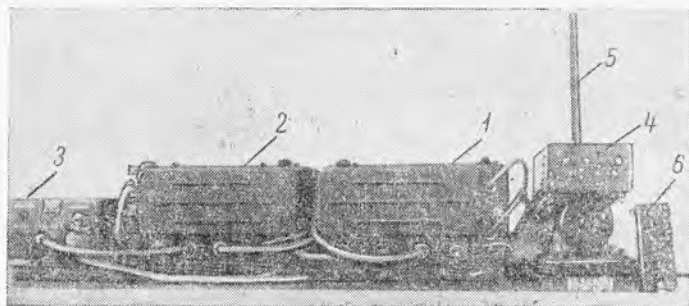


Рис. 140. Радиостанция РСИУ-3М:

1 — передатчик; 2 — приемник; 3 — селеновый выпрямитель; 4 — мотор-альтернатор МА-100; 5 — жесткая антенна; 6 — пульт управления.

Пульт дистанционного управления размещен на центральном пульте в кабине пилотов.

Штыревая широкополосная антенна радиостанции укреплена на верхней обшивке самолета между шпангоутами № 15 и № 16. При помощи антенного фидера антенна соединяется с радиостанцией. Мотор-альтернатор МА-100 расположен под полом кабины пилотов.

Техническая характеристика радиостанции РСИУ-3М

1. Диапазон волн 100—150 мГц (2—3 м) с кварцевой стабилизацией частот передатчика и приемника, обеспечивающей бесперебойную и бесподстроечную связь в процессе эксплуатации радиостанции на самолете.

2. Дальность действия радиостанции в зависимости от высоты полета приведена в табл. 21.

Таблица 21

Высота полета, м	Дальность действия, км
1000	120
2000	160
5000	230
10000	350

При работе между самолетами, летящими на высоте 500 м, дальность действия радиостанции составляет 120 км.

3. Управление радиостанцией — дистанционное и осуществляется с пульта управления, установленного в кабине пилотов.

4. Радиостанция позволяет производить предварительную настройку на любые четыре частоты диапазона и дает возможность использовать для связи любую из этих частот. Частоты настройки передатчика и приемника могут быть различными.

5. Радиостанция через 1—2 мин. после ее включения готова к работе. Время перехода с волны на волну не более 3 сек. Переход

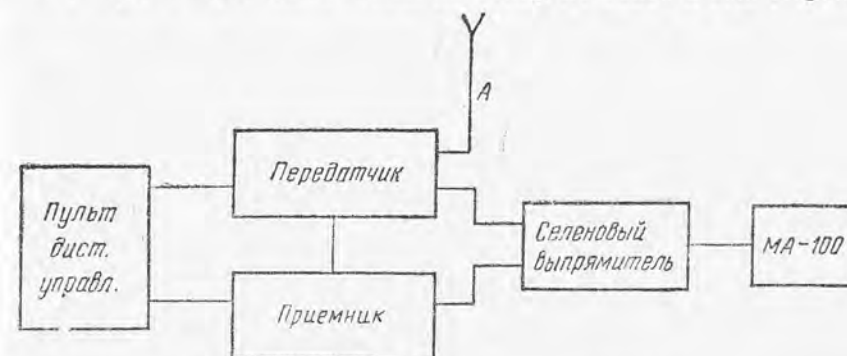


Рис. 141. Блок-схема радиостанции РСИУ-3М.

с приема на передачу осуществляется нажатием кнопки на штурвале.

6. Потребляемая мощность радиостанции от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 в;

а) при передаче — 415 вт;

б) при приеме — 270 вт.

На рис. 141 дана скелетная схема радиостанции.

1. Передатчик.

Передатчик конструктивно выполнен в виде отдельного блока. Диапазон частот передатчика 100—150 мГц с кварцевой стабилизацией частоты.

Количество ламп в передатчике — 8 (6П6С — 4 шт., ГУ-32 — 2 шт., 6ЖЗП — 1 шт., 6Г2 — 1 шт.).

Излучаемая мощность передатчиком 6 вт. Модуляция амплитудная, анодно-экранная.

Передатчик обеспечивает длительную работу по циклу: минута передача, две минуты прием и непрерывную работу передатчика при первом включении в течение 15 мин. Управление передатчиком — дистанционное.

2. Приемник.

Приемник конструктивно выполнен в виде отдельного блока. Приемник является 13-ламповым супергетеродином с двойным преобразованием частоты.

Диапазон приемника — 100—150 мГц с кварцевой стабилизацией частоты.

Чувствительность приемника не ниже 12 мкВ.

Полоса пропускания — 100 кГц.

Лампы приемника: 6ЖЗП — 5 шт., 6К4 — 3 шт., 6Г2 — 3 шт., 6П6С — 1 шт., 6Х6С — 1 шт.

В приемнике имеется автоматическая регулировка усиления, поддерживающая постоянный уровень громкости.

Для устранения утомления оператора постоянным суперным шумом в приемнике имеется специальный подавитель шумов, автоматически выключающий приемник при отсутствии несущей частоты сигнала корреспондента. Подавитель шумов включается на передней панели приемника под съемным кожухом. Приемник рассчитан на длительную, непрерывную работу. Управление приемником — дистанционное.

3. Селеновый выпрямитель.

Два селеновых выпрямителя служат для выпрямления переменного тока, подаваемого от мотора-альтернатора МА-100.

Получаемые напряжения для:

а) питания анодов ламп в режиме «передача» +310 в, в режиме «прием» +275 в;

б) питания цепей смещения в режиме «передача» —120 в, в режиме «прием» —105 в.

Питание накала ламп производится непосредственно от бортовой сети напряжением 27 в после гашения излишнего напряжения на сопротивлениях в передатчике и приемнике. На передней панели блока «В» расположен предохранитель на 1 а.

4. Пульт управления.

Пульт дистанционного управления радиостанцией выполнен в виде отдельного блока и размещен в кабине пилота.

Пульт предназначен для управления радиостанцией и выбора нужного канала связи.

На пульте размещены четыре кнопки каналов, регулятор громкости, переключатель 1—2 (под скобой) и кнопка сброса канала.

5. Антенна УКВ радиостанции представляет собой четверть-волновый, широкополосный диполь, подключаемый при помощи антенного реле, размещенного в передатчике, или к передатчику (при передаче), или к приемнику (при приеме). Кнопка «Прием-передача» размещается на штурвале у пилота.

Настройка радиостанции РСИУ-ЗМ на четыре волны производится на земле радиотехником при помощи специального блока «И» — блока индикации и настройки, который поочередно подключается к передатчику и приемнику при настройке. Полная настройка радиостанции производится: двумя ручками настройки приемника, тремя ручками настройки передатчика, при переключении при этом каналов связи на пульте управления блока «И».

Все управление радиостанцией в полете и на земле сводится к включению ее на работу выключателем с надписью «РСИ» на электроштанге пилота, выбору необходимого канала связи и подбору необходимой громкости.

Переход с приема на передачу осуществляется нажатием кнопки на штурвале.

Радиостанция обеспечивает надежную связь в полете на гарантированных дальностях и не требует при этом никаких дополнительных подстроек и регулировок.

Переход с одной волны на другую производится автоматически пульс-моторами. Для этого достаточно только нажать кнопку канала на пульте управления.

В процессе эксплуатации необходимо:

1. Проверять правильность соединений и крепления блоков радиостанции.

2. Проверять наличие заземления кабелей и подсоединение корпуса самолета к соответствующим клеммам на блоках и амортизационных рамах.

3. Проверять плотность посадки всех фишек в колодках. Закрывать все крышки кожухов соответствующими замками.

4. Проверять работу радиостанции на земле при работающем моторе на связь со стартовой радиостанцией на нужных рабочих каналах связи, после чего радиостанция готова к полету.

Недопустимо:

1. Вращать с усилием зафиксированные ручки рычажного механизма при включенном канале, так как при этом можно испортить рычажный механизм.

2. Включать радиостанцию к бортовой сети с напряжением ниже 24,3 в и выше 29,7 в и к сети, не имеющей в буфере аккумуляторной батареи. При несоблюдении этого правила возможен выход из строя мотора-альтернатора, автоматики и ламп. Следует помнить, что пониженное напряжение так же опасно для радиостанции, как и повышенное.

3. При смене ламп ставить их не на свои места. Это может повлечь за собой выход из строя приемника.

В остальном все правила по уходу за радиостанцией РСИУ-3М такие же, как и за радиостанцией РСБ-5.

В полете возможна замена перегоревшего предохранителя в «РК-115» и в селеновом выпрямителе при отсутствии передачи и приема. Остальные неисправности радиостанции устраняются техниками РЭСОС на земле. Вскрывать пломбы на аппаратуре в полете не рекомендуется.

4. Автоматический радиокompас АРК-5

Радиокompас АРК-5 является самолетным радиопеленгатором, на индикаторе курса которого автоматически устанавливается курсовой угол радиостанции (КУР).

Техническая характеристика радиокompаса АРК-5

1. Диапазон частот радиокompаса — 150—1300 кГц (2000—230 м).

2. Чувствительность: при приеме на открытую антенну 5—10 мкВ, при приеме на рамку 30—50 мкВ.

3. Дальность действия аппарата как автоматического компаса зависит от мощности принимаемой радиостанции и длины волны:

- при работе с приводной радиостанцией — 150—300 км;
- при работе с ШВРС средней мощности — 400—500 км;
- при работе с ШВРС большой мощности — 1000 км.

Чем длиннее волна пеленгуемой радиостанции, тем больше дальность действия и точнее пеленгация.

4. Компасная чувствительность * не менее 2°.

5. Питание АРК-5 по некоторым цепям (реле, моторчик переключения диапазонов и др.) производится непосредственно от бортовой сети самолета. При напряжении бортовой сети 27 в ток в этих цепях бывает 0,3—0,7—3,5 а. Основные цепи АРК-5 питаются переменным напряжением 115 в частотой 400 гц, вырабатываемым мотором-альтернатором МА-250. Общая мощность, потребляемая радиокompасом от бортовой сети, составляет около 600 вт.

6. Вес комплекта АРК-5 — 32 кг.

7. АРК-5 позволяет снимать пеленги с точностью до 1°, но при пеленговании радиостанции могут быть допущены значительные ошибки, причинами которых являются:

— неточное выдерживание курса самолета в момент пеленгования;

* Компасной чувствительностью называется минимальный угол отклонения рамки от положения нулевого приема, при котором срабатывает схема автоматического поворота рамки и рамка доворачивается до положения нулевого приема.

- неточность графиков девиации магнитных компасов;
- неточная настройка на пеленгуемую радиостанцию;
- наличие ночного, горного и берегового эффектов.

На точность пеленгования значительное влияние оказывает так называемый ночной эффект, действие которого особенно сказывается вечером (период, начинающийся за один час до захода солнца и кончающийся через 2 час. после захода солнца) и утром (начало — за 2 час. до восхода солнца и конец — за час после восхода солнца).

Ночной эффект может давать ошибку в 30—40°. Кроме того, горный и береговой эффекты могут давать ошибку в 8—10°.

8. Управление радиокompасом — дистанционное со щитка.

Комплект АРК-5 и его размещение на самолете

Комплект АРК-5 состоит из следующих элементов: радиоприемника, щитка дистанционного управления, открытой антенны, рамочной антенны, мотора-альтернатора МА-250, двух индикаторов курса СУП и СУШ, дегидратор рамки и соединительных кабелей.

На рис. 142 показана полумонтажная схема АРК-5.

Размещение составных элементов радиокompаса на самолетах Ан-2 имеет несколько вариантов. На самолетах первых серий приемник радиокompаса устанавливался в коробчатом кронштейне, прикрепленном при помощи болтов и анкерных гаек к элементам конструкции фюзеляжа левого борта между шпангоутами № 5 и 6.

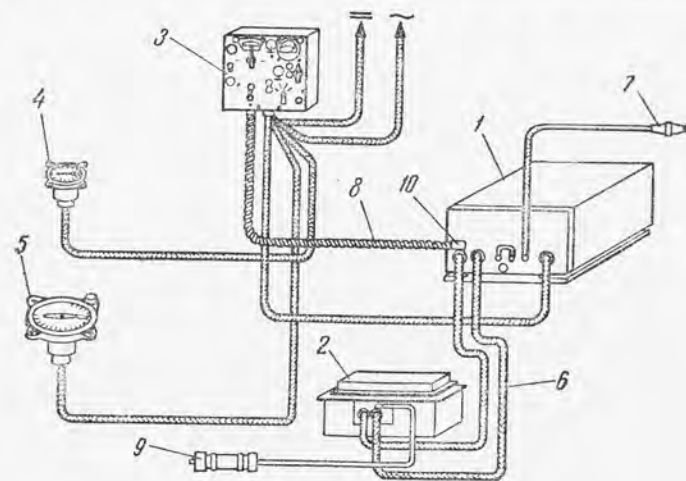


Рис. 142. Полумонтажная схема АРК-5:

1 — приемник; 2 — рамка; 3 — щиток управления; 4 — указатель «СУП»; 5 — указатель «СУШ»; 6 — кабель рамки; 7 — проходной изолятор; 8 — гибкий вал; 9 — дегидратор; 10 — угловой патрубок.

На самолетах последних серий приемник устанавливается вверху под обшивкой самолета между шпангоутами № 6 и 7 и закрывается легкосъемным кожухом.

Рамка АРК-5 расположена в вырезе верхней обшивки фюзеляжа между шпангоутами № 7 и 8.

Дегидратор рамки укреплен при помощи двух скоб к обшивке фюзеляжа рядом с рамкой.

Щиток дистанционного управления приемником расположен на приборной доске в кабине пилота.

Жесткая антенна АРК-5 расположена между мачтой и килем самолета.

Индикаторы курса СУП и СУШ размещаются на приборной доске в кабине пилота.

Мотор-альтернатор МА-250 расположен над полом кабины пилотов.

На рис. 143 показана блок-схема АРК-5.

Принцип действия радиокompаса АРК-5 основан на совместном использовании свойств направленной рамочной антенны и нена-

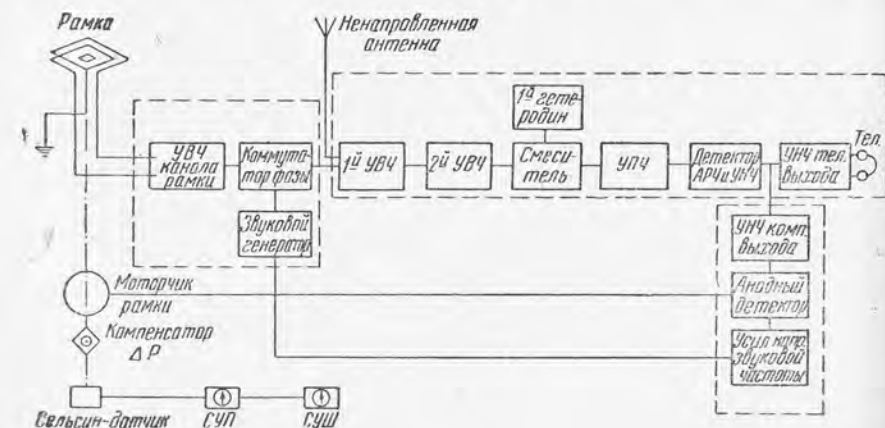


Рис. 143. Блок-схема радиокompаса АРК-5.

правленной — открытой антенны. Направленный радиоприем обеспечивается рамкой, которая имеет диаграмму приема в виде восьмерки (рис. 144). Диаграмма имеет два максимума и два минимума приема. Максимум приема получается в том случае, когда плоскость рамки совпадает с направлением на радиостанцию, а минимум приема — когда плоскость рамки расположена перпендикулярно к направлению радиостанции.

При работе АРК-5 в положении переключателя рода работы «рамка» показания индикатора курса радиокompаса будут иметь неопределенность на 180° , так как диаграмма приема рамки имеет

два минимума и неизвестно, где находится радиостанция — спереди или сзади самолета.

Для того чтобы получить однозначный направленный прием в АРК-5 применен комбинированный прием одновременно на рамку и открытую антенну.

Диаграмма приема на открытую антенну имеет форму окружности, т. е. открытая антенна обладает ненаправленным приемом. Такая антенна принимает сигналы радиостанций со всех направлений с одинаковой интенсивностью. Такой

прием осуществляется при работе АРК-5 в положении переключателя рода работы «антенна».

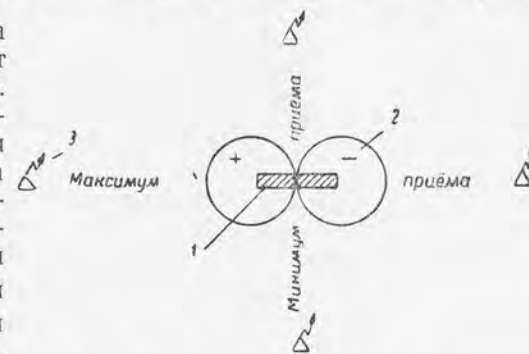


Рис. 144. Диаграмма приема рамки:

1 — рамка; 2 — диаграмма приема рамки; 3 — условное обозначение радиостанции.

При работе АРК-5 в положении переключателя рода работы «компас» осуществлен комбинированный прием на рамку и открытую антенну. Диаграмма направленности комбинированного приема называется кардиоидой. Кардиоида (см. рис. 145) имеет один максимум приема и один минимум приема.

На самолете рамка АРК-5 устанавливается вдоль геометрической оси самолета.

Работает АРК-5 таким образом, что в режиме «компас» рамка автоматически поворачивается в положение нулевого приема, т. е. она своей плоскостью становится всегда перпендикулярно направлению радиостанции. Прибор — индикатор курса — при этом показывает курсовой угол радиостанции (КУР) — угол, заключенный между продольной осью самолета и направлением на радиостанцию.

Радиокompас АРК-5 позволяет осуществлять три вида работ:

1. Слуховой ненаправленный прием незатухающих и модулированных колебаний на открытую антенну.
2. Слуховой направленный прием незатухающих и модулированных колебаний на рамочную антенну.
3. Компасный направленный прием на открытую антенну и рамку — по зрительному указателю радиокompаса (по индикатору курса).

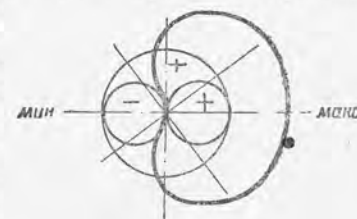


Рис. 145. Кардиоида.

Приемник. Приемник собран на 15 лампах, из них 8 ламп работает в схеме супергетеродина, а 7 ламп — в схеме автоматического управления вращением рамки.

Диапазон приемника разбит на три поддиапазона: 150—310 кГц, 310—640 кГц и 640—1300 кГц.

Щиток управления обеспечивает дистанционное управление радиокompасом. Все органы управления размещены на передней панели щитка и дают возможность производить следующие операции:

1. Переключение на прием модулированных или немодулированных сигналов выключателем «ТЛФ—ТЛГ».

2. Переключение видов работ:

— в положении «Выкл» выключаются цепи питания радиокompаса;

— в положении «Комп» к приемнику подключается антенна и рамка и включается устройство автоматического управления вращением рамки;

— в положении «Ант» к приемнику подключается антенна, а отключается рамка и устройство автоматического управления вращением рамки;

— в положении «Рамка» к приемнику подключается рамка, замыкается цепь ручного управления вращением рамки и отключается антенна.

3. Настройку приемника производят ручкой с надписью «Настройка». Вращение ручки передается через верньерный механизм на шкалу настройки и через гибкий валик — на конденсатор настройки приемника.

Момент настройки приемника на частоту передающей станции фиксируется индикатором настройки и определяется максимальным отклонением стрелки индикатора вправо.

4. Переключение поддиапазонов с помощью переключателя диапазонов. Шкала поддиапазонов показывает поддиапазон, соответствующий положению переключателя, и открывает шкалу настройки, соответствующую данному поддиапазону.

5. Ручное управление вращением рамки ручкой с надписью «Рамка Л—П». Этим переключателем подается питание на моторчик вращения рамки. Вращение рамки можно производить быстрее и медленнее. Для того чтобы рамка вращалась быстрее, переключатель необходимо сначала утопить, а потом уже нажимать влево или вправо.

6. Регулирование громкости ручкой с надписью «Громкость».

7. Для освещения шкал градуировки и индикатора настройки на щитке имеются две включенные лампочки и две запасные. Регулирование подсвета шкал производится ручкой с надписью «Подсвет».

8. Переключение управления с одного щитка на другой (для

радиокompаса с двумя щитками) производится нажатием кнопки с надписью «Управление» (на самолете Ан-2 второго щитка нет).

9. Сигнальная лампочка с зеленым глазком служит для контроля включения или выключения радиокompаса.

10. На щитке помещены два предохранителя. Один в цепи постоянного тока на 5 а, а другой в цепи переменного тока на 2 а.

Рамка, обладая свойствами направленного приема, служит для осуществления поиска направления на передающую радиостанцию, на которую настроен приемник.

Блок рамочной антенны включает в себя собственно рамку, электромотор рамки, компенсатор радиодeviации и сельсин-датчик. Все эти элементы размещены в закрытом кожухе.

На самолете Ан-2 рамка размещается в верхней части фюзеляжа заподлицо с обшивкой самолета в специальном металлическом углублении — «ванне». При помощи двух кабелей рамка присоединяется к приемнику.

Дегидратор рамки служит для предохранения механизма рамки от конденсации в нем влаги при спуске самолета с больших высот. Он представляет собой патрон из плексигласа, в котором находятся кристаллики селитрата, поглощающего влагу.

До поглощения влаги кристаллики имеют синий цвет. Напитавшись влагой, они изменяют свой цвет от синего до розового. Розовые кристаллы уже неспособны поглощать влагу. Для возобновления действия их необходимо высыпать на металлический лист и просушить на умеренном огне при температуре 200—300°C до появления синего цвета.

Мотор-альтернатор МА-250 служит для преобразования постоянного тока напряжением 27 в в переменный однофазный ток напряжением 115 в частотой 400 гц. На самолетах с 94-й серии вместо МА-250 установлен ПО-500.

Следует помнить, что напряжение питания преобразователя в процессе эксплуатации не должно быть ниже 23,4 в и выше 28,6 в во избежание выхода из строя пусковой и регулирующей аппаратуры.

Подключение к сети постоянного тока с неправильной полярностью выводит преобразователь из строя.

Указатели курса пилота «СУП» и штурмана «СУШ» показывают курсовой угол радиостанции. Шкала указателя курса пилота разбита на 360° с ценой деления 5°. Шкала указателя курса штурмана — поворотная разделена на 360° с ценой деления 1°. Вращение шкалы производится с помощью ручки с надписью «Курс».

Настройка радиоприемника. Настройка приемника производится следующим образом.

1. Переключатель рода работы на щитке поставить в положение «антенна».

2. Переключатель поддиапазонов поставить в положение, соответствующее частоте принимаемой радиостанции.

3. Включить инвертор выключателем на электрощитке пилота.
4. Отрегулировать освещенность шкал приборов, вращая ручку «Подсвет».

5. Ручкой «Настройка» установить заданную частоту против визирной линии.

6. Выждать одну-две минуты с момента включения приемника, пока прогреются лампы, и произвести точную настройку приемника — поворотами ручки в обе стороны добиться максимального отклонения вправо стрелки индикатора настройки.

7. Регулятор громкости поставить в положение нормальной громкости сигнала.

8. Прослушать позывной сигнал и убедиться, что настройка произведена на требуемую радиостанцию.

9. Переключатель рода работы поставить в положение «Компас», при этом стрелка индикатора курса повернется и укажет курсовой угол радиостанции.

Полет на радиостанцию со слуховой индикацией курса применяется при отказе автоматики поворота рамки.

При полете на радиостанцию со слуховой индикацией курса необходимо:

1. По магнитному компасу и карте установить самолет, примерно, на направление радиостанции.

2. Настроить приемник в положение переключателя «Антенна» и проверить позывные.

3. Поставить переключатель в положение «Рамка».

4. Ручку регулятора громкости поставить в положение максимальной громкости.

5. Переключателем «Рамка Л—П» установить рамку на максимальную громкость.

6. Ручкой регулятора громкости установить нормальную громкость.

7. Повернуть рамку и определить минимум слышимости так, чтобы стрелка указателя курса радиокompаса находилась в первой или четвертой четверти.

8. Заметить угол отклонения стрелки относительно нуля и поворотом рамки установить ее на ноль.

9. Довернуть самолет на измеренный угол в ту сторону, куда указывала стрелка индикатора курса, и установить курс самолета на минимальной слышимости радиостанции.

Уход за радиокompасом

1. Проверить надежность контактных соединений антенного ввода и заземления к клеммам «Ант.», «Земля».

2. Проверить наличие запасных предохранителей и лампочек подсвета и, если нужно, пополнить запас.

3. Проверить органы управления, нет ли заеданий.

4. Включить радиокompас и проверить его на всех видах рабо-

ты («Компас», «Ант.» и «Рамка»), определить, нет ли заеданий стрелок указателей курса пилота и штурмана, индикатора настройки, исправно ли работают регуляторы освещения и громкости.

5. Произвести внешний осмотр оборудования, проверить крепление антенны, рамки и кабелей.

6. В том случае, если аппаратура работала в воздухе ненормально, произвести проверку и устранить обнаруженные неисправности; если неисправность не может быть устранена на самолете, то снять неисправный аппарат и сдать в ремонтные радиомастерские.

Простейшие неисправности АРК-5

Неисправность	Причина неисправности	Способ устранения
При включении выключателя АРК-5 на электрощитке пилота инвертер не вращается, радиокompас не работает	Отсутствует контакт в двухштырьковой фишке подвода питания	Плотнее дожать фишку
При переключении поддиапазонов на щитке управления в приемнике прослушиваются радиостанции прежнего поддиапазона частот	Перегорел предохранитель на 5 а в цепи постоянного тока	Заменить предохранитель на щитке
При включении АРК-5 инвертер работает, зеленая лампочка на щитке управления не горит, приема нет	Перегорел предохранитель на 2 а в цепи переменного тока на щитке управления	Заменить предохранитель
При включении АРК-5 на работу в режиме «компас» стрелка индикатора курса все время медленно вращается в одну сторону и не устанавливается в положение пеленга. Шум в телефонах есть, а станции не прослушиваются	Обрыв или замыкание на корпус с открытой антенны радиокompаса	Подключить к приемнику АРК-5 антенну РСБ-5
После включения и прогрева ламп АРК-5 в телефонах станции не прослушиваются, отсутствует также су- перный шум приемника	Перегорела одна из ламп радиокompаса	Заменить все лампы исправными из запасного комплекта
Нет подсвета шкалы щитка дистанционного управления	Перегорели лампочки подсвета шкал на щитке	Заменить лампочки
В режиме «компас» АРК-5 работает нормально, дает правильный пеленг на радиостанцию, а сама радиостанция в телефонах не прослушивается	1. Перегорела лампа 6Ф6 телефонного выхода	Заменить лампу 6Ф6 в приемнике
	2. Неисправны телефоны	Заменить телефоны исправными

1. Проверить надежность крепления всей аппаратуры на самолете, обратив особое внимание на состояние антенных стоек.

2. Тщательно осмотреть проходной изолятор антенны (нет ли трещин), очистить от окисления контакты антенного ввода и закрепить их.

3. Отсоединить все разъемные фишки соединительных кабелей и очистить от окисления и загрязнения все контактные ножки и гнезда.

4. Подтянуть ослабленные гайки контактных соединений распределительной коробки, удалить проникшую в коробку пыль.

5. Проверить, нет ли заеданий или тяжелого хода в механизме дистанционной настройки; если требуется, очистить и смазать шестереночные передачи и гибкие валики незамерзающей до -60°C антикоррозийной смазкой.

6. Снять приемник и вынуть его из кожуха, вынуть и осмотреть каждую лампу и очистить от окислений контакты, вставить лампы и прочно закрепить колпачки сеток, удалить пыль и продуть пластины блока переменных конденсаторов; если нужно, очистить и смазать механизм верньера незамерзающей до -60°C антикоррозийной смазкой.

7. Поставить приемник на место, подсоединить все кабели и плотно затянуть все гайки.

8. Включить радиокompас и проверить его на всех видах работы («Комп.», «Ант.», «Рамка»), настраиваясь на различные радиостанции, лежащие по частоте в первом, втором и третьем поддиапазонах.

При проверке обратить внимание:

а) на отсутствие заеданий стрелок указателей курса штурмана и пилота и согласованность их показаний;

б) на отсутствие заеданий стрелки индикатора настройки;

в) нет ли сильных шумов и тресков при постукивании по приемнику и щитку управления из-за плохих контактов;

г) исправно ли работают регуляторы освещения и громкости и все переключатели на общих щитках управления;

д) нормальная ли чувствительность.

9. Проверить работу радиокompаса при запущенных двигателях самолета на шумы и помехи от зажигания и от работы самолетных радиостанций.

10. Проверить правильность регулировки механизма автоматической компенсации радиодевииции путем пеленгации известной радиостанции на курсах: 0° , 45° , 90° , 135° , 180° , 225° , 270° и 315° . Если эта проверка производится на земле, то самолет нужно вывести на ровную площадку, удаленную от больших металлических масс и электрических линий на расстояние не менее 300 м.

Радиовысотомер малых высот РВ-2 служит для определения истинной высоты полета самолета над пролетаемой местностью.

В отличие от барометрического высотомера радиовысотомер измеряет истинную высоту самолета над пролетаемой поверхностью. Его показания изменяются вслед за изменением рельефа местности и не зависят от температуры, барометрического давления, влажности, скорости полета, от покрова пролетаемой местности (земля, вода, снег, лед).

Отдельные крупные строения, возвышенности, овраги, берега рек и озер отмечаются на индикаторе высоты соответствующими изменениями показания высоты. Радиовысотомер указывает расстояние от самолета до земли по вертикали (под самолетом) и никаким образом не реагирует на возвышенности или низины, находящиеся впереди, позади или по сторонам самолета.

Радиовысотомер используется при полетах в сложных метеорологических условиях без видимости земли, при пробивании низкой облачности над аэродромом, при посадке в условиях плохой видимости, а также в сочетании с другими радионавигационными средствами для проведения слепого расчета на посадку по системам ОСП-Н, СП-50, давая уверенный контроль за снижением с высоты 20—30 м.

Наряду с этим РВ-2 может быть использован для различных специальных целей, где требуется точное измерение высоты полета.

В горной местности радиовысотомером пользоваться запрещается, так как в этих условиях РВ-2 показывает расстояние не до вершин гор, а до их склонов и, кроме того, резкие изменения расстояния от летящего самолета до земли могут превышать диапазон измеряемых высот.

При значительных поперечных и продольных кренах самолета (больше 45°) показания РВ-2 становятся неточными и пользоваться им в этих случаях не рекомендуется.

РВ-2 может измерять высоту в пределах от 0 до 1200 м.

Прибор — индикатор высоты имеет две шкалы, соответствующие двум диапазонам высот:

а) шкалу малых высот — от нуля до 120 м;

б) шкалу больших высот от нуля до 1200 м.

Точность измерения высоты:

а) по шкале малых высот ± 2 м, $\pm 5\%$ измеряемой высоты;

б) по шкале больших высот ± 20 м, $\pm 5\%$ измеряемой высоты.

Вес радиовысотомера без кабелей 14 кг.

Питание от сети постоянного тока напряжением 27 в, потребляемая мощность 65 вт.

Все управление радиовысотомером сводится к включению его на работу и переходу с одной шкалы высоты на другую и сосредоточено на приборе — индикаторе высоты.

При эксплуатации в полете РВ-2 не нуждается в какой-либо подстройке и корректировке измерений.

Полумонтажная схема радиовысотомера РВ-2 показана на рис. 146. Комплект радиовысотомера РВ-2 состоит из:

1. Приемно-передатчика, смонтированного в одном кожухе.
2. Приемной и передающей антенны.
3. Прибора — индикатора высоты ПРВ-46.
4. Умформера РУ-11АМ с фильтром.
5. Соединительных кабелей и высокочастотных фидеров.

Приемо-передатчик и умформер РУ-11АМ установлены между шпангоутами № 21 и 22 на левом борту хвостовой части фюзеляжа или между шпангоутами № 17 и 18.

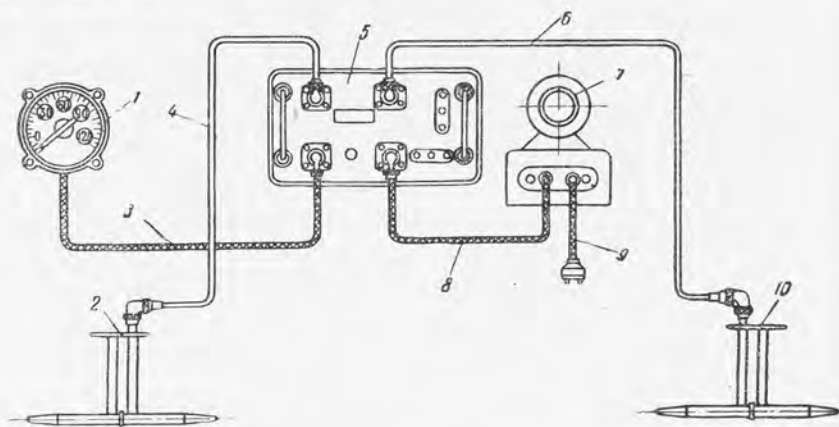


Рис. 146. Полумонтажная схема радиовысотомера РВ-2:

1 — индикатор; 2 — приемная антенна; 3 — кабель индикатора; 4 — кабель антенны; 5 — приемно-передатчик; 6 — кабель антенны; 7 — умформер; 8 — кабель умформера; 9 — кабель питания; 10 — передающая антенна.

Прибор-индикатор высоты ПРВ-46 установлен в кабине пилота на приборной панели слева.

Приемная и передающая антенны установлены в одну линию под самолетом и укреплены на нижней обшивке фюзеляжа.

На рис. 147 представлена блок-схема радиовысотомера РВ-2.

Работа радиовысотомера основана на явлении отражения радиоволн ультракоротковолнового диапазона от земной поверхности с применением частотной модуляции.

На передней панели приемно-передатчика расположены два высокочастотных гнезда для присоединения кабелей от передающей и приемной антенн, гнезда для подключения кабелей от умформера и индикатора, гнезда для включения предохранителя на 0,25 а. Кроме того, в правой части передней панели расположены оси четырех потенциометров: «калибровка» (малые и большие высоты) и

«установка нуля» (малые и большие высоты), закрытые специальными заглушками.

Амортизационная рама предохраняет приемно-передатчик от ударов и вибрации.

Индикатор высоты ПРВ-46 представляет собой амперметр постоянного тока, шкала которого отградуирована непосредственно в метрах высоты.

Индикатор имеет две ручки. Одна ручка с надписью «Вкл» служит для включения и выключения радиовысотомера, другая с надписью «диапазон» служит для переключения диапазонов высот.

При переключении диапазонов соответственно переключается оцифровка шкалы. Индикатор высоты соединяется с приемно-передатчиком соответствующим кабелем.

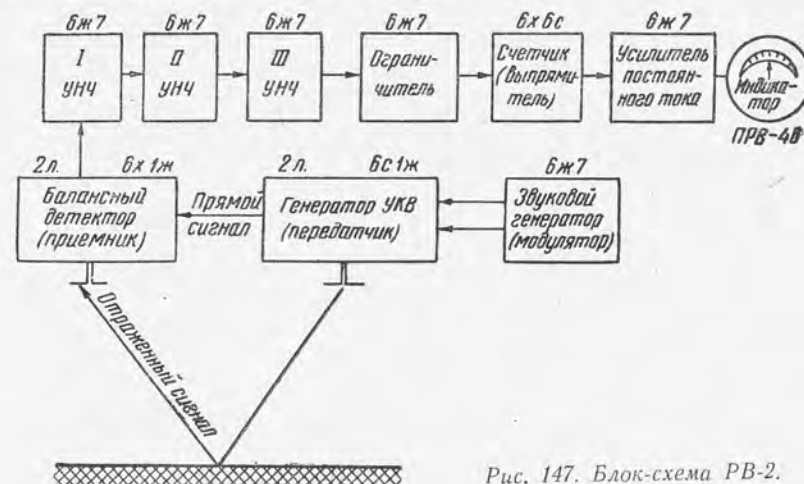


Рис. 147. Блок-схема РВ-2.

Первичным источником питания радиовысотомера является бортовая сеть самолета напряжением 27 в постоянного тока.

Умформер РУ-11АМ служит для преобразования постоянного тока бортовой сети напряжением 27 в в постоянный ток напряжения 220 в, необходимый для питания анодов ламп радиовысотомера.

Радиовысотомер должен быть включен перед полетом за 3—5 мин. до взлета и обязательно выключен после полета.

Включение радиовысотомера при стоянке на земле необходимо для проверки его работоспособности и производится при положении ручки индикатора «диапазон», соответствующему диапазону малых высот 0—120 м, для чего ручка «диапазона» поворачивается до упора против часовой стрелки.

Затем ручку индикатора с надписью «Вкл» повернуть вправо до щелчка. При этом подается питание от бортовой сети — радиовысотомер включен.

Через 2—3 мин. после включения стрелка индикатора отойдет от левого крайнего положения и плавно подойдет к нулевой риску индикатора.

Если температура воздуха ниже минус 30°C, радиовысотомер рекомендуется включать за 5—10 мин. до начала пользования им.

При взлете и наборе высоты стрелка РВ-2 плавно поднимается от нуля и увеличивает показания, следуя за изменением высоты. На высоте, превышающей 120 м, стрелка устанавливается у правого упора. Поэтому, набрав 100 м высоты, необходимо переключить РВ-2 на диапазон больших высот.

При дальнейшем подъеме самолета стрелка индикатора будет плавно подниматься, следуя за изменением высоты, и на высоте, превышающей 1200 м, установится у правого упора. Набрав высоту 1200 м, РВ-2 надо выключить, так как при подъеме до высоты 1400—1600 м и выше стрелка индикатора начнет смещаться и занимать произвольные показания, вплоть до нуля, вследствие ослабления отраженного сигнала.

При полете над неровной местностью РВ-2 будет отмечать изменения высоты за счет неровностей земной поверхности.

При полете над морем показания РВ-2 устойчивее, чем при полете над сухой, песчаной местностью.

Отдельные маяки, дома, деревья радиовысотомером не фиксируются и лишь при полете над густым лиственным лесом РВ-2 покажет высоту самолета над деревьями.

Радиовысотомер неисправен и пользоваться им запрещается в следующих случаях:

1. Если на старте и в полете через 2—3 мин. после включения стрелка индикатора не отходит от левого упора.

2. Если на старте, при работе РВ-2 на диапазоне малых высот, стрелка индикатора значительно отходит от нулевой черты или ведет себя беспокойно — наблюдаются резкие и большие колебания.

3. Если стрелка индикатора останавливается в каком-либо месте шкалы и не реагирует на изменение высоты.

4. Если при полете над ровной местностью в пределах измерений РВ-2 на данном диапазоне стрелка колеблется в больших пределах (показания неустойчивые).

5. Если показания радиовысотомера явно завышены.

Заметив один из признаков неисправности РВ-2, необходимо доложить об этом технику РЭСОС для их устранения. Неисправность РВ-2, доступная к устранению в полете, — это замена перегоревшего предохранителя на 0,25 а на передней панели приемопередатчика.

6. Маркерное радиоприемное устройство типа МРП-56П

Маркерное радиоприемное устройство типа МРП-56П, предназначенное для приема сигналов УКВ маркерных радиомаяков, служит для определения момента пролета самолета над антенной маркерного радиомаяка.

Этот момент определяется по загоранию сигнальной лампочки, установленной на приборной доске пилота, и по включению звонка.

Маркерный радиоприемник МРП56П работает на частоте 75 мГц (4 м).

МРП-56П в отличие от ранее выпускавшихся приемных устройств МРП-48 имеет повышенную помехоустойчивость как в отношении помех ультравысокой частоты, так и в отношении помех низкой частоты, возникающих в бортовой сети самолета от работы различных электроагрегатов.

Чувствительность приемника 2—4 мкв при 30% модуляции частотой 3000 гц и при выходном токе через катушку 0,8 ма.

Реле приемника срабатывает при токе 0,6 ма и надежно работает при токе 0,8 ма.

Анодные цепи приемника питаются от радиокompаса АРК-5 постоянным напряжением +220 в. Ток, потребляемый анодными цепями приемника, не превышает 12 ма.

Питание цепей накала ламп, электровзвонка и сигнальной лампочки производится от бортовой сети самолета напряжением 27,5 в. Ток, потребляемый цепями накала, не превышает 0,4 а, электровзвонком — 0,3 а и переходным реле — 28 ма.

Комплект МРП-56П показан на рис. 148, а.

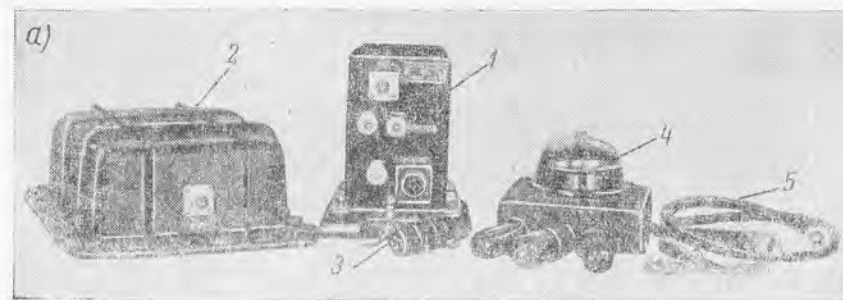


Рис. 148. а) Общий вид маркерного приемного устройства МРП-56П:

1 — ламповый радиоприемник; 2 — внутрифюзеляжная приемная антенна; 3 — сигнальная лампа; 4 — звонок; 5 — соединительный кабель и высокочастотный фидер.

Приемник типа МРП-56П расположен в грузовой кабине слеза, рядом с приемником АРК-5 на самолетах до 37-й серии, а на самолетах последующих серий — под полом кабины пилотов.

Сигнальная лампочка находится на приборной доске пилота.

Звонок расположен в кабине пилотов над головой у левого пилота.

Внутрифюзеляжная антенна расположена в вырезе нижней обшивки фюзеляжа и закрыта крышкой из плексигласа.

На рис. 148, б показана блок-схема приемника. В приемнике МРП-56П применены три лампы: 6Ж1П, 6НЗП, 6НЗП.

Принцип действия маркерного радиоприемного устройства заключается в приеме и преобразовании высокочастотных импульсов, излучаемых маркерным радиомаяком, в такие же по длительности импульсы постоянного тока, зажигающие сигнальную лампочку и включающие звонок.

Конструктивно маркерно-приемное устройство МРП-56П выполнено в виде двух основных узлов — антенны и приемника, соединенных высокочастотным фидером, и третьего дополнительного узла блока сигнализации, объединяющего в себе переходное реле и звонок.

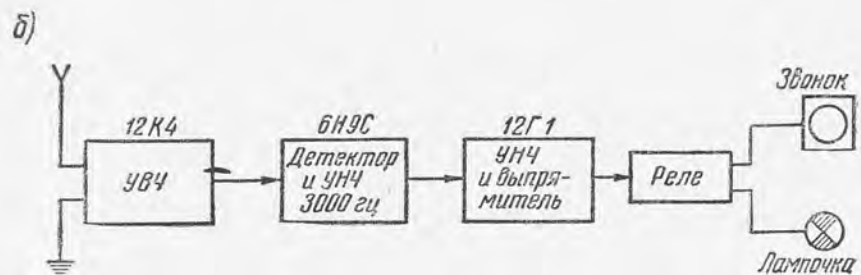


Рис. 148. б) Блок-схема приемника МРП-56П.

Приемник МРП-56П смонтирован на алюминиевом шасси с передней панелью. На передней панели приемника находятся антенное и штеккерное гнезда («антенна» и «контроль»), четырехполюсная колодка питания («питание») и два полупеременных конденсатора, оси роторов которых выведены на лицевую сторону панели и обозначены: «Конт. I» и «Конт. II». Оси роторов имеют шлицы для подстройки приемника при помощи отвертки.

Шасси с передней панелью вдвигается в алюминиевый кожух и закрепляется двумя винтами.

При эксплуатации в полете радиоприемное устройство МРП-56П не требует какой-либо настройки и подстройки. Все управление сводится лишь ко включению на работу выключателя «МРП» на электрощитке пилота. При этом необходимо иметь в виду, что МРП-56П будет работать только при включенном радиокompасе АРК-5, так как по высокому напряжению он питается от приемника радиокompаса.

Место установки внутрифюзеляжной антенны в нижней части фюзеляжа выбирается таким образом, чтобы при взлете и посадке плексигласовую крышку не забрасывало гравием. При окраске самолета следить, чтобы поверхность плексигласовой крышки не была окрашена.

Настройка радиоприемника МРП-56П на частоту 75 мгц и проверка его работы производится на земле техником РЭСОС при помощи специальных приборов.

7. Самолетное переговорное устройство СПУ-5

Самолетное переговорное устройство типа СПУ-5 предназначается для внутрисамолетной телефонной связи между всеми членами экипажа, для выхода любого члена экипажа на внешнюю радиосвязь, а также для работы с радиокompасом.

Комплект СПУ-5 состоит из усилителя, умформера РУ-11АМ, трех абонентских аппаратов, соединительной колодки и двух кнопок К-4М. Усилитель и умформер расположены под полом кабины пилотов между шпангоутами № 4 и № 5 с левой стороны. Абонентский аппарат левого пилота расположен на левом борту на каркасе фонаря.

Абонентский аппарат правого пилота (штурмана) расположен на правом борту между шпангоутами № 3 и № 4 на каркасе фонаря.

Абонентский аппарат оператора бортовизира установлен в грузовой кабине на правом борту между шпангоутами № 12 и № 13.

Соединительная колодка установлена под полом кабины пилотов на шпангоуте № 4. Кнопки К-4М расположены на правом и левом штурвале.

От соединительной колодки на шпангоуте № 4 выходят три вилки. Они подключены: первая — к щитку АРК-5, вторая — к приемнику УС-П, третья — к гнездам силового элемента РСБ-5.

Коммутация СПУ-5 осуществляется с помощью переключателя на абонентских щитках и кнопок управления.

Техническая характеристика СПУ-5

1. Усилитель и умформер РУ-11АМ питаются напряжением 27 в $\pm 10\%$.
2. Усилитель обеспечивает выходное напряжение 70 в на 3—6 парах телефонов ТА-4 при работе от ларингофонов ЛА-5.
3. Нелинейные искажения усилителя не превышают 15%.
4. Напряжение питания ларингофонов — 3 ÷ 4 в.

Самолетное переговорное устройство типа СПУ-5 установлено на самолетах Ан-2 до 79-й серии. На самолетах с 79-й серии устанавливаются СПУ-6.

Усилитель СПУ-5 представляет собой трехкаскадный усилитель низкой частоты, построенный на трех лампах типа 6Н7, и служит для усиления звуковой частоты, подаваемой от ларингофонов.

Первый каскад усилителя работает по фазоопрокидывающей схеме, т. е. дает на выходе два равных по величине напряжения, сдвинутые по фазе на 180°. Это необходимо, так как последующие каскады усилителя работают по двухтактной схеме. Второй каскад — предоконечный. Он служит для раскачки оконечного каскада и собран по двухтактной схеме. Третий — оконечный каскад работает как усилитель мощности. Он собран по двухтактной схеме с

трансформаторным выходом. Питание анодных цепей ламп усилителя осуществляется напряжением 220 в, подаваемым от умформера РУ-11АМ. Регулирование усиления осуществляется регулятором, расположенным на усилителе. Кроме того, громкость может регулироваться реостатами, расположенными на абонентских щитках.

Абонентские аппараты представляют собой коммутационные устройства, позволяющие каждому члену экипажа вызвать и вступить в связь с другими абонентами, а также работать по радио. Коммутация осуществляется переключателем на 6 положений:

1. «РК» — радиокомпас; 2. «КР» — командная радиостанция; 3. «СР» — связная радиостанция; 4. «СЛ» — слушаю; 5. «ГВ» — говорю; 6. «Выз» — вызов.

Положение «Выз» фиксации не имеет и при опускании ручки переключатель автоматически возвращается в положение «ГВ».

Шлемофон подключается к аппарату через шнур, оканчивающийся половиной разъёмной фишки. На верхней крышке аппарата расположен регулятор громкости.

Работа СПУ-5

СПУ-5 должно включаться при взлёте самолета и оставаться включенным на все время полета. Включение СПУ-5 производится при помощи АЗС на центральном электрощитке пилота.

Внутренняя телефонная связь между членами экипажа осуществляется в положении переключателя «ГВ» (говорю). Если нужный член экипажа ведет переговоры на внешней связи, то его можно вызвать голосом, переключив переключатель своего абонентского аппарата в положение «Выз» (вызов). Вызываемый член экипажа ставит переключатель на своем абонентском аппарате в положение «ГВ» и отвечает вызывающему.

При отсутствии надобности в переговоре переключатель абонентского аппарата должен находиться в положении «СЛ» (слушаю).

Внешняя связь любого члена экипажа осуществляется при положении переключателя абонентского аппарата на «КР» (командная радиостанция) или «СР» (связная радиостанция). В этом случае телефоны и ларингофоны данного абонента подключаются к той или другой радиостанции. В положении переключателя на «РК» телефон данного абонента подключается к радиокомпасу.

Для обеспечения надежной работы СПУ-5 необходимо проверить:

1. Состояние включения вилок у щитка АРК-5, у приемника УС-П и у силового элемента РСБ-5. Следует до отказа повернуть распорные винты на колодках «Л», «Т».

2. Надежность контактов в соединительных кабелях. При этом плотно завернуть гайки у разъёмов усилителя.

3. Надежность контактов в колодке разъёма шлемофона.

4. Ручку регулятора усиления (на усилителе) и ручку регуляторов громкости на абонентских щитках поставить в крайнее правое положение.

5. Работоспособность переговорного устройства:

а) наличие внутренней связи между членами экипажа;

б) наличие модуляции передатчика при работе на радиосвязь;

в) наличие приема сигналов приемника УС-П и радиокомпаса

АРК-5.

8. Самолетное переговорное устройство СПУ-6

Назначение СПУ-6

СПУ-6 установлено на самолетах Ан-2 с 79-й серии. Самолетное переговорное устройство СПУ-6 предназначается для внутрисамолетной телефонной связи между 8-ю абонентами в любой из двух сетей (сеть 1 или сеть 2) и для выхода абонентов на внешнюю связь по радио через 2 радиокомпаса и 2 радиостанции.

На самолете Ан-2 СПУ-6 используется для связи между тремя абонентами и выхода на внешнюю связь по радио через 2 радиостанции и один радиокомпас.

Самолетное переговорное устройство обеспечивает:

1. Двухстороннюю внутрисамолетную телефонную связь между абонентами в двух сетях связи через соответствующий усилитель СПУ при установке тумблера «СПУ-Радио» на абонентском аппарате в положение «СПУ» и тумблера «Сеть» на одну из сетей (сеть 1 или сеть 2) — при нажатой выносной 4-контактной кнопке «Радио».

На самолете Ан-2 задействована «Сеть 1».

При внутренней связи абонент одновременно прослушивает с пониженной громкостью радиоприемник той станции, на которую установлен переключатель радиосвязей его абонентского аппарата.

2. Возможность перехода каждого абонента из одной сети внутренней связи в другую путем переключения тумблера «Сеть» на абонентском аппарате.

3. Осуществление каждым абонентом внутренней циркулярной телефонной связи со всеми другими абонентами при нажатии своей кнопки циркулярного вызова (ЦВ) при любом положении ручки переключателя радиосвязей и тумблеров на абонентском аппарате.

При этом одновременно осуществляется преимущественное прослушивание сигнала того радиоприемника, на котором установлен его переключатель радиосвязей, и осуществляется преимущественный прием сигналов своего радиоприемника при нажатии любым другим абонентом своей кнопки циркулярного вызова (ЦВ).

4. Наличие в телефонах каждого абонента сигналов соответствующих радиоприемников на всех положениях ручки переключателя радиосвязей при нажатых кнопках и установке тумблера абонентского аппарата «СПУ-Радио» в положение «Радио».

5. Осуществление каждым абонентом перехода с внешней связи в соответствующую сеть внутрисамолетной связи при любом положении ручки переключателя радиосвязей и тумблера «СПУ-Радио» путем нажатия специальной выносной 4-контактной кнопки «СПУ».

6. Осуществление каждым абонентом пуска умформера и модулирования радиопередатчиков на двух положениях ручки переключателя радиосвязей при установке тумблера «СПУ-радио» на абонентском аппарате в положение «Радио» и подключение ларингофонов абонента на вход соответствующего передатчика при нажатой 4-контактной кнопке «Радио».

7. Плавное регулирование уровня речи, передаваемой по сети внутренней или внешней связи регулятором громкости «Общая» и уровня подслушивания сети внешней связи при работе по сети внутренней связи регулятором громкости «Радио».

Комплект СПУ-6

В комплект самолетного переговорного устройства СПУ-6 (на самолете Ан-2) входят следующие основные элементы:

1. Усилитель.
2. 3 абонентских аппарата.
3. Соединительная колодка.
4. 4-контактная кнопка типа К-4М.

Краткие электрические данные СПУ-6

1. Номинальное напряжение питания:
 - а) сеть переменного тока — 115 в частотой 400 гц;
 - б) сеть постоянного тока — 27 в.

Питание анодных цепей усилителя осуществляется по сети переменного тока от выпрямителя, расположенного в одном блоке с усилителем. Накальные цепи усилителя питаются от сети переменного тока напряжением 6,3 в.

Питание ларингофонных цепей усилителя и цепей питания реле абонентских аппаратов осуществляется от бортовой сети постоянного тока напряжением 27 в.

2. Потребляемая мощность:
 - а) по сети переменного тока 115 в 400 гц — 25 ва;
 - б) по бортовой сети постоянного тока с напряжением 27 в — 23 вт.
3. Выходное напряжение усилителя 45—70 в.
4. Коэффициент нелинейных искажений — не более 8%.
5. Напряжение питания ларингофонов — 3—5 в.
6. Усилитель с помощью барометрических реле обеспечивает автоматическое повышение усиления на двух ступенях:
 - на высоте 5—6 км примерно в 1,8 раза,
 - на высоте 7—8 км примерно в 2,6 раза.

Усилитель СПУ-6

Усилитель СПУ-6 предназначен для усиления слабых сигналов, поступающих от ларингофонов, и получения на выходе достаточной мощности для обслуживания восьми абонентов.

Усилитель СПУ-6 является 3-каскадным усилителем низкой частоты, работающим на двух лампах пальчиковой серии типа 6Н1П (двойной триод).

Характерной особенностью усилителя СПУ-6 является то, что на нем установлены два барометрических реле, обеспечивающих увеличение усиления при подъеме на высоту более 5000 м.

Необходимость увеличения усиления с высотой определяется тем, что как голосовой аппарат человека, так и его ухо, а также и телефон работают с меньшей эффективностью в условиях разреженного воздуха.

Оба барометрических реле аналогичны по конструкции. Каждое состоит из anerоидного блока и микропереключателя.

С подъемом на высоту более 5000—6000 м срабатывает микропереключатель и увеличивает переменное напряжение по сетке первого триода усилителя; усиление увеличивается почти в 2 раза.

При подъеме на высоту 7000—8000 м благодаря переключению контактов микропереключателя на сетку лампы подается полное входное напряжение. При этом по сравнению с высотами 5000—6000 м усиление увеличивается почти в три раза.

Уровень усиления усилителя можно регулировать вручную при помощи переменного сопротивления, ось которого выведена на переднюю стенку шасси усилителя. Нормальное положение регулятора такое, что соответствует совпадению шлица оси с риской на передней стенке шасси усилителя.

Абонентский аппарат

Абонентский аппарат (рис. 149) служит для подключения ларингофонов и телефонов абонента к различным средствам связи, а также для коммутации цепей питания пускового реле умформера радиопередатчика.

Абонентские аппараты обеспечивают:

- а) возможность ведения двухсторонних телефонных переговоров внутрисамолетной связи;
- б) возможность ведения двухсторонней внешней связи через связную и командную радиостанцию и приема сигналов от радиокомпасов;
- в) осуществление любым из абонентов циркулярного вызова голосом других абонентов;
- г) плавное регулирование уровня сигнала, поступающего на телефоны как по сетям внутренней, так и внешней связи;
- д) прослушивание с пониженной громкостью сигнала той радиостанции, на которую установлен переключатель радиосвязей

при переходе абонента в сеть внутрисамолетной связи. Обеспечение всех вышеуказанных коммутаций осуществляется посредством переключений тумблера «СПУ-Радио», переключателя радиосвязей, нажатия кнопки циркулярного вызова «ЦВ» на абонентском аппарате и использования выносных 4-контактных кнопок «Радио» и «СПУ».

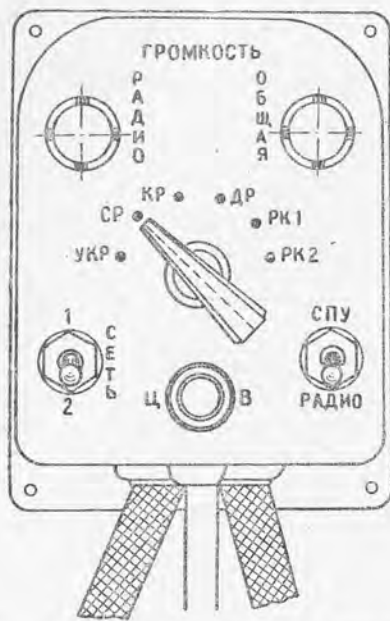


Рис. 149. Абонентский аппарат СПУ-6.

кнопку же подводится «минус» питания пускового реле радиостанции.

Для ведения передачи необходимо нажать кнопку «Радио» на штурвале. Громкость звука устанавливается поворотом ручки регулятора громкости «Общая» на абонентском аппарате;

б) переключатель радиосвязей установить в положение «СП», а тумблер «СПУ-Радио» — в положение «Радио».

При этом телефоны подключаются к выходу приемника связи радиостанции, а ларингофоны через кнопку «Радио» на штурвале — к входу передатчика РСБ-5, через кнопку же подводится «минус» к пусковому реле умформера РУК-300Б.

Для ведения передачи необходимо нажать выносную кнопку «Радио». Громкость звука в телефонах устанавливается поворотом ручки регулятора громкости «Общая» на абонентском аппарате;

в) переключатель радиосвязей установить в положение «КР», а тумблер «СПУ-Радио» — в положение «Радио».

При этом телефоны подключаются к выходу приемника (РСИУ-3М) данной радиостанции, а ларингофоны через кнопку «Радио» к передатчику данной станции.

Через кнопку же подводится «минус» к пусковому реле умфор-

Эксплуатация СПУ-6

СПУ-6 перед полетом необходимо проверить на различные виды связи в указанной ниже последовательности:

Выход абонента на внешнюю связь:

а) переключатель радиосвязей установить в положение «УКР», а тумблер «СПУ-Радио» — в положение «Радио».

При указанных положениях переключателя и тумблера телефоны подключаются к выходу приемника «УКР» радиостанции, а ларингофоны через 4-контактную кнопку «Радио» к входу передатчика в данной радиостанции. Через

кнопку «Радио»;

г) переключатель радиосвязей установить в положение «РК-1», а тумблер «СПУ-Радио» — в положение «Радио». При этом телефоны подключаются к выходу приемника радиоконуса, а ларингофоны отключены.

Громкость звука устанавливается поворотом ручки регулятора «Общая» на абонентском аппарате.

При исправной работе СПУ-6 в телефонах абонента должна быть слышна работа приемника той радиостанции, на которую установлен переключатель радиосвязей, а ларингофоны абонента должны модулировать радиопередатчик этой же радиостанции.

Выход абонента в сеть внутрисамолетной связи

Тумблер «СПУ-Радио» на абонентском аппарате установить в положение — «СПУ», а переключатель радиосвязей может находиться в любом положении внешней связи. При указанных положениях переключателя и тумблера телефоны подключаются к выходу одного из усилителей СПУ, а ларингофоны через 4-контактную кнопку «Радио» — к входу этого же усилителя.

Для ведения передачи необходимо нажать выносную 4-контактную кнопку «Радио».

При ведении внутренней связи приемник радиостанции, на которую установлен переключатель радиосвязей, прослушивается в телефонах с пониженной громкостью по сравнению с сигналом, передаваемым по сети внутренней связи, благодаря наличию в цепи телефонов автотрансформатора.

Уровень сигнала, поступающего с выхода усилителя СПУ, регулируется поворотом ручки регулятора громкости «Общая», а сигнала, поступающего с выхода приемника радиосвязи, — поворотом ручки регулятора громкости «Радио».

Циркулярный вызов

Для циркулярной связи между абонентами (вызов голосом любого абонента) нужно нажать 4-контактную кнопку циркулярного вызова «ЦВ», находящуюся на абонентском аппарате.

Переключатель радиосвязей, тумблеры «СПУ-Радио» и «Сеть» абонентского аппарата могут при этом находиться в любом положении.

При нажатии кнопки «ЦВ» телефоны всех абонентов подключаются к выходу усилителя той сети, на которую установлен тумблер «Сеть» данного абонентского аппарата.

Ларингофоны абонента, нажавшего кнопку циркулярного вызова «ЦВ», через контакты этой кнопки переключаются к входу обоих усилителей СПУ (так как входы усилителей запараллеливаются).

ся), вне зависимости от положения тумблера «Сеть» на абонентском аппарате.

Ларингофоны всех других абонентов остаются подключенными к тем видам связи, к которым они были подключены до получения циркулярного вызова.

Абонент, нажавший кнопку циркулярного вызова, вызывает голосом необходимого ему абонента и отпускает кнопку.

После этого вызывающий и вызываемый (вызываемые) абоненты для разговора должны перейти в сеть внутренней связи, т. е. тумблер «СПУ-Радио» установить в положение «СПУ» и нажать выносную 4-контактную кнопку «Радио».

В приложении 1 представлена «Принципиальная схема электрооборудования самолета Ан-2».

§ 33. ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Общие сведения

Приборное оборудование на самолете предназначено для ведения контроля работы двигателя и режимов полета самолета. Комплекс приборов, установленных на самолете, дает возможность производить безопасный полет в любое время года и суток, а также в сложных метеоусловиях.

Авиационные приборы в зависимости от их назначения делятся на:

- 1) приборы, контролирующие работу двигателя,
- 2) пилотажно-навигационные приборы,
- 3) вспомогательные приборы.

Все приборы контроля работы двигателя электрические, дистанционного типа, за исключением мановакуумметра МВ-16, который является манометрическим прибором.

Из пилотажно-навигационных приборов неэлектрическими являются приборы: высотомер ВД-10, магнитный компас КИ-13, указатель скорости УС-350 и вариометр ВР-10.

Электрические приборы характеризуются высокой точностью показаний, малым габаритом указателей, отсутствием запаздывания в показаниях и надежностью.

Принцип работы дистанционных электрических приборов заключается в измерении неэлектрической величины при помощи электричества. Состоит прибор из датчика и указателя. Датчик воспринимает неэлектрическую величину, преобразует ее в электрическую и по проводам посылает на указатель. Указатель измеряет ток, а градуировка шкалы производится на измеряемую неэлектрическую величину.

Приборная доска (рис. 150) состоит из основной панели, правой и левой съемных панелей и откидного центрального щитка.

На основной панели расположены: автомат защиты сети АЗС-20 системы запуска, переключатель магнето ПМ-1, кнопка

КС-3 стартера (или тумблер), рукоятка ручного сцепления храповика стартера, АЗС-5 обогрева часов АЧХО. Основная панель крепится к передней дужке фюзеляжа, к центральному пулту и к жесткостям крепления нижних амортизаторов винтами с анкерными гайками.

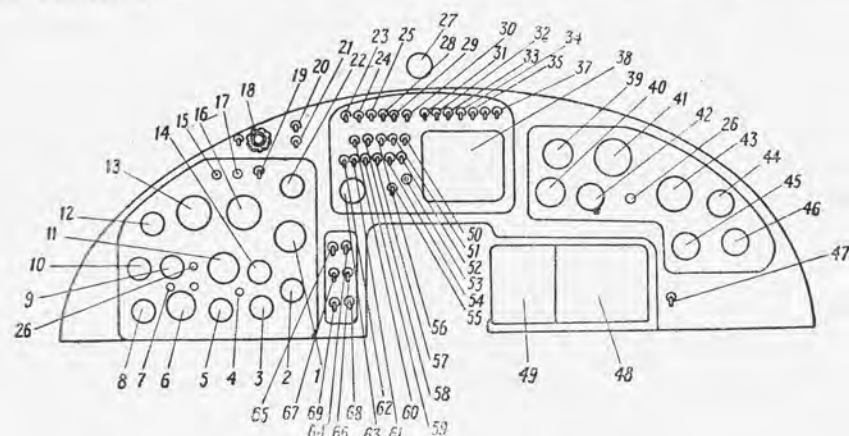


Рис. 150. Приборная доска:

1 — трехстрелочный индикатор ЭМИ-3К; 2 — термометр цилиндров ТЦТ-13; 3 — мановакуумметр МВ-16; 4 — сигнализация МРП-48; 5 — термометр карбюратора ТУЭ-48; 6 — бензинометр СБЭС-1447; 7 — сигнализация остатка горючего в левом крыле; 8 — указатель радиовысотомера ПРВ-46; 9 — вариометр ВР-10; 10 — высотомер ВД-10; 11 — указатель гироскопического индукционного компаса УГР-1; 12 — указатель скорости УС-350; 13 — авиагоризонт АГК-47Б; 14 — тахометр ТЭ-45; 15 — контроль сигнала пожара; 16 — гироскопический ГПК-48; 17 — лампа сигнализации пожара; 18 — переключатель зажигания ПМ-1; 19 — кнопка включения огнетушителя; 20 — ручное включение стартера; 21 — кнопка стартера КС-3 (или тумблер); 22 — амперметр А-1; 23 — АЗС-15 верхних закрылков; 24 — АЗС-5 управления закрылками; 25 — АЗС-15 нижних закрылков; 26 — кнопки быстрого согласования ГИК-1; 27 — компас КИ-13; 28 — АЗС-5 триммера элерона; 29 — АЗС-5 триммера руля высоты; 30 — АЗС-5 триммера руля поворота; 31 — АЗС-5 командной радиостанции; 32 — АЗС-5 переговорного устройства; 33 — АЗС-40 связной радиостанции; 34 — АЗС-5 радиовысотомера РВ-2; 35 — АЗС-5 радиокомпас АРК-5; 37 — выключатель В-45 МРП-48; 38 — щиток АРК-5; 39 — часы АЧХО; 40 — указатель скорости УС-350; 41 — авиагоризонт АГК-47Б; 42 — термометр ТУЭ-48 наружного воздуха; 43 — указатель гироскопического компаса УГК-2; 44 — вольтметр ЭВ-46; 45 — вариометр ВР-10; 46 — высотомер ВД-10; 47 — АЗС-5 обогрева АЧХО; 48 — щиток УС-9ДМ; 49 — указатель радиокомпас БСУШ-7; 50 — АЗС-5 подсвет компаса КИ-13, КЛСРК правая, плафон кабины и хвоста; 51 — АЗС-5 сирены, освещения за доской, плафон в фюзеляже, сигнал двери; 52 — АЗС-5 освещения под полом, УФО центрального пульта; 53 — сигнализация резервного ПО-500; 54 — АЗС-5 розетки переносной лампы, УФО на штанге, подсвет связной радиостанции, освещение АБ-52; 55 — переключатель ПО-500; 56 — АЗС-5 противопожарного оборудования; 57 — АЗС-5 УФО правого борта левого пульта, КЛСРК левая; 58 — АЗС-10 створок капота; 59 — АЗС-5 обогрева ПВД; 60 — АЗС-10 створок маслорадиатора; 61 — выключатель В-45 освещения фюзеляжа; 62 — выключатель В-45 освещения кабины; 63 — вольтамперметр ВА-3; 64 — АЗС-15 фары правой; 65 — АЗС-15 фары левой; 66 — АЗС-5 фары рулевой; 67 — АЗС-5 АНО; 68 — АЗС-5 строевых огней нижних; 69 — АЗС-5 строевых огней верхних.

На левой панели расположены: указатель скорости УС-350, авиагоризонт АГК-47Б, гироскопический ГПК-48, амперметр генератора А-1 с сигнальной лампочкой, высотомер ВД-10, вариометр ВР-10, указатель гироскопического индукционного компаса УГР-1, тахометр ТЭ-45, трехстрелочный индикатор ЭМИ-3К, указатель радиовысотомера ПРВ-46, бензинометр СБЭС-1447, тер-

мометр карбюратора ТУЭ-48, мановакуумметр МВ-16, термометр ТЦТ-13 цилиндров, лампочки сигнализации остатка горючего, лампочка сигнализации маркерного устройства, кнопки и лампочка сигнализации противопожарного оборудования, кнопка быстрого согласования компаса ГИК-1.

Левая панель крепится к основной четырьмя пружинными амортизаторами № 2 типа НИСО. Для удобства подхода к тыльной стороне приборной доски левая панель сделана откидной и удерживается при этом ремешком.

На правой панели расположены: часы АЧХО, авиагоризонт АГК-47Б, указатель скорости УС-350, термометр наружного воздуха ТУЭ-48, указатель гироскопического индукционного компаса УГК-2, вольтметр ЭВ-46, вариометр ВР-10, высотомер ВД-10, кнопка быстрого согласования компаса. Правая панель крепится к основной четырьмя пружинными амортизаторами № 1 типа НИСО.

На центральном щитке расположены: автоматы защиты сети, щиток управления радиокомпасом АРК-5, вольтамперметр ВА-3 бортовой сети, переключатель ПО-500, лампочка сигнализации резервного ПО-500. Центральный щиток крепится к основной панели при помощи двух шарниров и удерживается двумя пружинными замками. В отклоненном положении щиток фиксируется

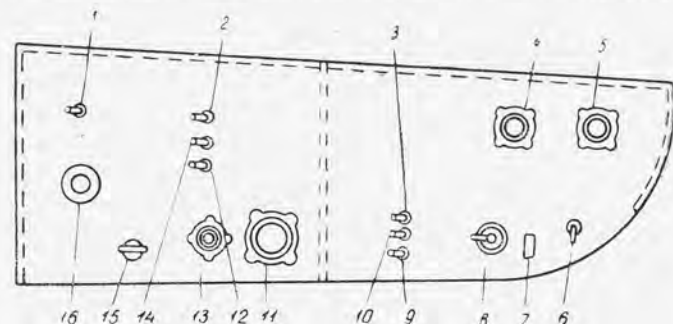


Рис. 151. Левый пульт:

1 — АЗС-5 разжижения масла; 2 — АЗС-5 обогрева стекол; 3 — АЗС-10 стеклоочистителей; 4 — манометр воздуха в цилиндрах сельхозуправления; 5 — двухстрелочный манометр тормозов на 12 кг/см^2 ; 6 — переключатель 2ППН-45 бензиномера; 7 — АЗС-15 бензонасоса; 8 — рукоятка четырехходового бензокрана; 9 и 10 — В-45 выключатель левого и правого стеклоочистителя; 11 — манометр воздуха на 80 кг/см^2 ; 12 — АЗС-20 среднего стекла; 13 — кран зарядки воздушной системы; 14 — АЗС-25 бокового стекла; 15 — реостат РУФО-48 пульта; 16 — заливной шприц.

специальным ремешком. При отклонении за приборной доской загорается лампочка для освещения тыльной части приборной доски.

Левый пульт (рис. 151). На панели левого пульта установлен АЗС-5 разжижения масла, АЗС обогрева стекол и стеклоочистителей, выключатели В-45 стеклоочистителей, манометр воздуха на 80 кг/см^2 , манометр воздуха на 12 кг/см^2 , манометр воздуха в ци-

линдре сельхозуправления, переключатель бензиномера, АЗС бензонасоса, рукоятка 4-ходового крана бензосистемы, кран зарядки воздушной системы, реостат пульта, заливной шприц.

Центральный пульт (рис. 152). На панели центрального пульта установлены: кнопка уборки закрылков, нажимные переключатели триммеров руля высоты, руля поворота, элеронов, лампочки сигнализации нейтрального положения, триммеров чажимной переключатель створок маслорадиатора, нажимной переключатель створок капота, сектор управления высотным корректором, сектор управления нормальным газом двигателя с кнопкой выпуска закрылков, сектор управления шагом винта, сектор управления

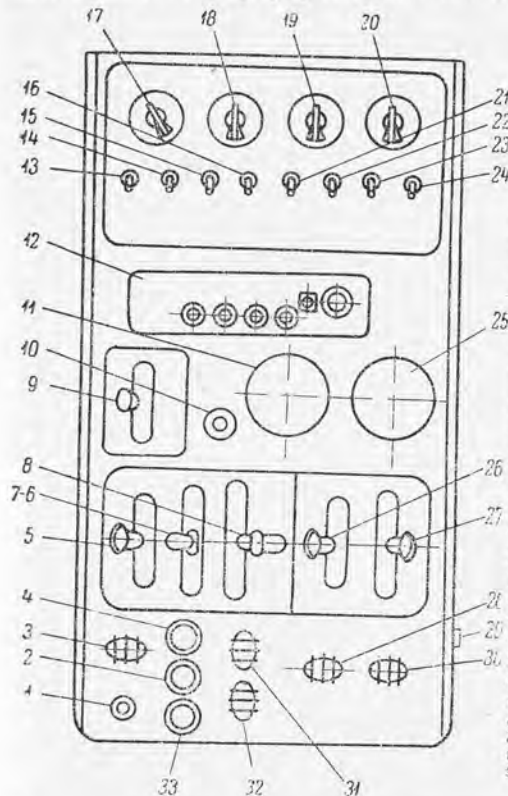


Рис. 152. Центральный пульт:

1 — кнопка поднятия закрылков; 2 — сигнализатор триммера РВ; 3 — переключатель триммера РВ; 4 — сигнализатор триммера РН; 5 — сектор высотного корректора; 6 — сектор нормального газа; 7 — кнопка выпуска закрылков; 8 — сектор шага винта; 9 — сектор фильтра всасывающего патрубка; 10 — сигнализатор открытия двери; 11 — указатель закрылков УЗП-47; 12 — пульт управления командной радиостанции; 13 — выключатель В-45 генератора; 14 — выключатель В-45 аккумулятора; 15 — АЗС-5 АГК-47Б и ГПК-48; 16 — В-45 ГИК-1 и АГК-47Б; 17 — реостат левой лампы УФО; 18 — реостат центральный УФО передний; 19 — реостат центральный УФО задний; 20 — реостат правой лампы УФО; 21 — АЗС-5 бензиномера; 22 — АЗС-5 трехстрелочного индикатора; 23 — АЗС-5 указателя закрылков, указателя створок маслорадиатора; 24 — АЗС-5 температуры карбюратора, температуры наружного воздуха и ГСН-3000; 25 — указатель створок маслорадиатора УПЗ-48; 26 — сектор управления обогревом карбюратора; 27 — сектор останова мотора; 28 — переключатель створок маслорадиатора; 29 — кнопки сигнализации десанта (3 шт.); 30 — переключатель створок капота; 31 — переключатель триммера руля поворота; 32 — переключатель триммера элерона; 33 — сигнализатор триммера элерона.

обогревом карбюратора, сектор останова двигателя, кнопка сирены, лампочка сигнализации дверей, сектор управления фильтром всасывающего патрубка, выключатели и автоматы защиты сети, реостаты ламп УФО, пульт управления командной радиостанции, указатель положения закрылков УЗП-2 или УЗП-47 и указатель положения створок маслорадиатора УПЗ-48.

Центральный пульт крепится болтами к шпангоуту № 1, полу пилотской кабины и элементам жесткости приборной доски.

1. Приборы, контролирующие работу двигателя

Трехстрелочный электрический моторный индикатор ЭМИ-ЗК

Трехстрелочный электрический моторный индикатор предназначен для дистанционного контроля работы двигателя и служит для измерения давления топлива, давления и температуры масла. Три стрелки на циферблате показывают измеряемые величины.

Прибор ЭМИ-ЗК (рис. 153) состоит из электрического дистанционного указателя 1, приемника давления топлива 2, приемника давления масла 3 и приемника температуры масла 4.

Указатель объединяет в одном корпусе три измерителя, каждый из которых в комплекте со своим приемником образует самостоятельную электрическую схему.

Прибор показывает избыточное давление топлива от 0 до 1 кг/см², давление масла от 0 до 15 кг/см² и температуру масла от 0 до 150°C.

Манометр давления топлива (рис. 154). Принцип работы приемника давления основан на упругих свойствах гофрированных мембран. Дифференциальный манометр давления топлива измеряет разность между давлением топлива и атмосферным. Давление топлива воспринимается упругой гофрированной мембраной, помещенной в корпусе приемника. Герметичный корпус манометра сообщен с атмосферой. С увеличением давления топлива мембрана прогибается и через передающий механизм щетка С перемещается по потенциометру АВ. Каждой разности давлений топлива и атмосферного на мембрану будет соответствовать вполне определенное положение щетки на потенциометре. Соотношение плеч потенциометра АС и СВ измеряется магнитоэлектрическим логометром указателя, который состоит из двух неподвижных рамок I и II, расположенных под углом 120°. Внутри рамок помещен подвижной магнит со стрелкой. Постоянный магнит устанавливается по результирующей магнитного поля рамок, которая определяется соотношением магнитных полей рамок, а следовательно, соотношением плеч потенциометра приемника. На колебание тока в бортовой сети прибор не реагирует, так как соотношение токов в рамках не изменяется, и поэтому направление результирующей остается прежним. После выключений стрелка прибора возвращается в исходное положение дополнительным магнитиком.

Манометр давления масла. Имеет схему, подобную манометру давления топлива, и отличается от него иным присоединением концов проводников от потенциометра АВ и положением возвращающего магнитика, а также более упругой гофрированной мембраной.

Термометр масла (рис. 155). Принцип работы термометра масла основан на свойстве теплочувствительного элемента приемника (никелевой проволоки) изменять свое электрическое сопротивление с изменением температуры. Причем каждой температуре

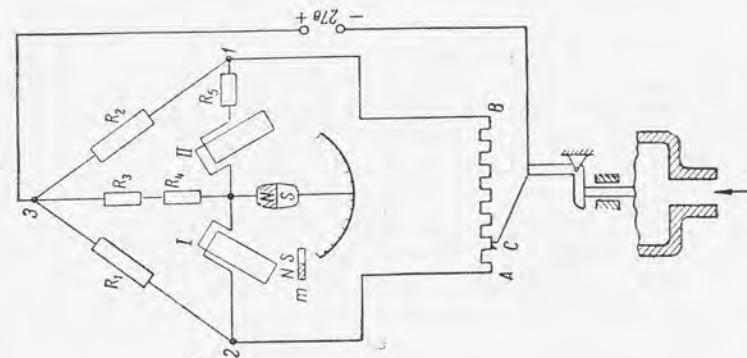


Рис. 154. Измерительная схема манометра топлива.

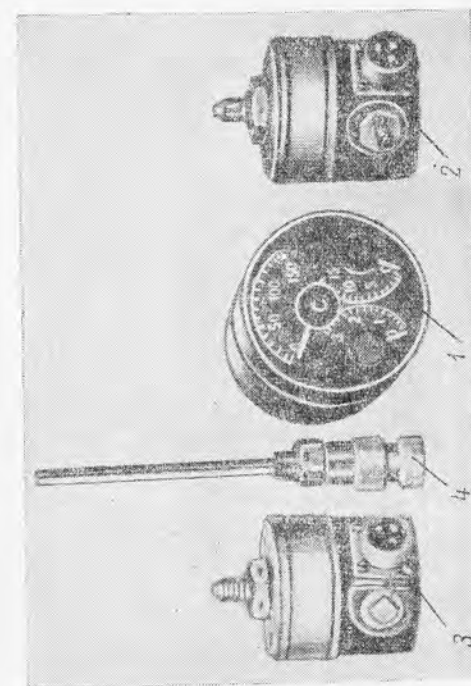


Рис. 153. Прибор ЭМИ-ЗК:

1 — указатель УКЗ-1; 2 — приемник давления топлива П-15; 3 — приемник давления масла П-15Б; 4 — приемник температуры масла П-1

соответствует только лишь одна величина сопротивления теплочувствительного элемента.

Указателем является магнитоэлектрический логометр, который по своей конструкции аналогичен указателю манометра. При температуре 0°C сопротивление приемника будет минимальным, потенциалы точек A и C будут одинаковы, а потенциал точки B будет больше, чем в точке A , и через рамку I пойдет ток. В рамке II тока не будет. Постоянный магнит со стрелкой установится в плоскости рамки I и стрелка на шкале покажет 0°C . При увеличении температуры приемника сопротивление его увеличится, что приведет к увеличению потенциала точки A , и при температуре $+75^{\circ}\text{C}$ разность потенциалов между точками B и A и между A и C будет одинакова. При этом ток потечет от точки B к A и от A к C , и токи в рамке будут одинаковы. Постоянный магнит со стрелкой займет среднее положение (между рамками), стрелка на шкале покажет $+75^{\circ}\text{C}$. При дальнейшем повышении температуры приемника по-

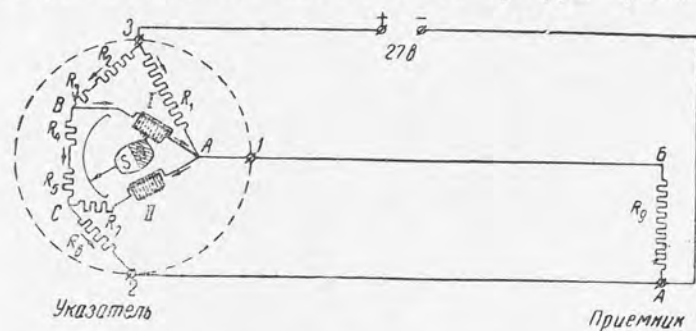


Рис. 155. Измерительная схема термометра масла.

тенциал точки A будет приближаться к потенциалу точки B и все более превышать потенциал точки C . Это приведет к увеличению тока в рамке II и уменьшению тока в рамке I . При температуре $+150^{\circ}\text{C}$ в рамке II ток станет максимальным, а в рамке I тока не будет. Постоянный магнит со стрелкой установится в плоскости рамки II , и стрелка на шкале покажет $+150^{\circ}\text{C}$. В нулевое положение стрелка возвращается дополнительным магнитиком. Сопротивления R_2 и R_4 из меди служат для устранения температурных ошибок рамок логометра.

Допустимые погрешности приборов: погрешность манометра топлива на отметках шкалы 0; 0,2; 0,4; 0,6 при температуре $+20^{\circ}\text{C}$ составляет $\pm 0,04 \text{ кг/см}^2$ и при температурах $+50^{\circ}\text{C}$, -45°C , -60°C составляет $\pm 0,06 \text{ кг/см}^2$; на отметках 0,8; 1 при температуре $+20^{\circ}\text{C}$ составляет $\pm 0,08 \text{ кг/см}^2$.

Погрешность манометра масла на отметках шкалы 2; 4; 8; 13 при температуре 20°C составляет $\pm 0,6 \text{ кг/см}^2$ и при температурах $+50^{\circ}\text{C}$, -45°C , -60°C составляет $\pm 0,9 \text{ кг/см}^2$; на отметках 0; 15 при температуре 20°C составляет $\pm 1 \text{ кг/см}^2$.

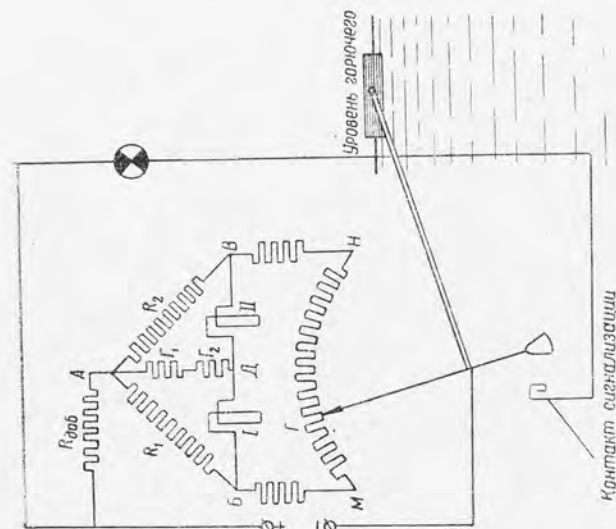


Рис. 156. Принципиальная электрическая схема бензиномера.

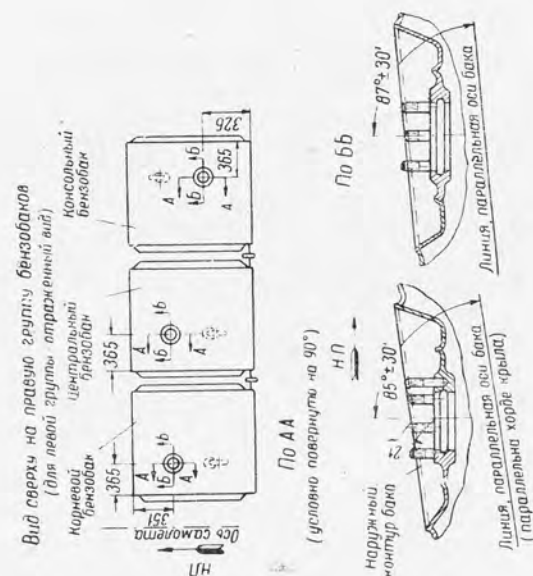


Рис. 157. Установка фланцев на бензобаках под батчки бензиномера СБЭС-1447.

• Погрешность термометра масла на отметке шкалы 100°C составляет $\pm 5^\circ\text{C}$ и на отметке $0^\circ \pm 10^\circ\text{C}$.

Бензиномер СБЭС-1447

Суммирующий электрический бензиномер предназначен для измерения количества горючего в бензобаках. При помощи этого бензиномера можно замерить количество горючего в каждой группе баков в отдельности и сумму горючего в обеих группах. Бензиномер также снабжен сигнальными лампочками, каждая из которых загорается (красным светом), если в группе осталось 55 л горючего.

Работа суммирующего электрического бензиномера основана на преобразовании неэлектрической величины (уровня горючего в бензобаках) в электрическую, которая замеряется при помощи логометрического указателя.

Суммирующий электрический бензиномер состоит из датчика и указателя, соединенных дистанционной связью. Датчик состоит из поплавка, который через систему рычагов и гофрированную коробочку связан с ползунком потенциометра. Гофрированная коробочка датчика предотвращает попадание паров бензина в камеру потенциометра. При выработке горючего в бензобаке ползунок перемещается по потенциометру. Указателем является логометр с двумя подвижными рамками и неподвижным магнитом. Когда ползунок перемещается по потенциометру, происходит перераспределение токов в рамках логометра. В результате взаимодействия равнодействующей магнитного поля рамок с магнитным полем постоянного магнита рамки поворачиваются, и стрелка, укрепленная на оси рамок, покажет количество горючего в баках (рис. 156).

На самолете Ан-2 датчики бензиномера установлены в каждом бензобаке в специальных горловинах под углами 85° и 87° к осям бака (рис. 157) для горизонтального положения фланцев датчиков при полете самолета.

Датчики каждой группы соединены между собой последовательно и вместе составляют одно сопротивление, которое уменьшается по мере выработки горючего в группе бензобаков (рис. 158).

Сопротивления потенциометров датчиков каждой группы подобраны так, что изменение их величины по мере движения ползунков соответствует количеству горючего в группе. При помощи переключателя подключаются датчики каждой группы бензобаков в отдельности («Левая группа», «Правая группа») или же датчики обеих групп («Сумма»).

Указатель имеет двойную шкалу: верхняя шкала служит для отсчета суммарного количества горючего, а нижняя — для определения количества горючего в каждой группе.

Основными дефектами, встречающимися в эксплуатации бензиномера, являются неточные показания, которые в основном появляются из-за остаточных деформаций в гофрированной коробочке и разрегулирования передающего рычажного механизма. Особенно

это сказывается на бензиномере, установленном на самолете Ан-2, из-за малой высоты бензобаков (чувствительная передача). Для устранения этого дефекта требуется более частая проверка показания бензиномера при помощи контрольного датчика.

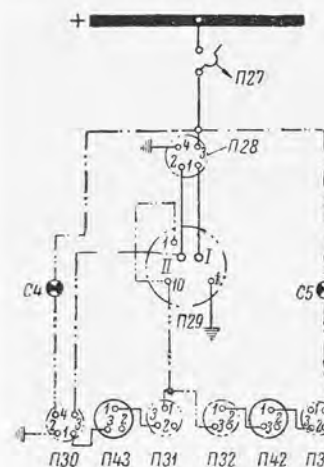


Рис. 158. Электрическая схема соединения датчиков бензиномера СБЭС-1447 с указателем:

C5 — лампа сигнализации остатка топлива в правых баках. C4 — лампа сигнализации остатка топлива в левых баках. P43 — датчик бензиномера центральный левый. P42 — датчик бензиномера центральный правый. P33 — датчик бензиномера концевой правый. P32 — датчик бензиномера концевой левый. P31 — датчик бензиномера концевой левый. P30 — датчик бензиномера концевой правый. P28 — указатель бензиномера. P27 — АЗС-5 бензиномера.

Примечание. Штрих-пунктирными линиями указана неизменяемая часть схемы при замене бензиномера. Участок схемы между датчиками, показанный сплошной линией, выполнять проводом БПВЛ 0,75.

Термометр ТУЭ-48

Унифицированный электрический термометр сопротивления предназначен для дистанционного измерения температуры наружного воздуха и воздуха в карбюраторе (на первых сериях самолетов для измерения температуры масла). Термометр может измерять температуру от -70 до $+150^\circ\text{C}$.

Принцип действия термометра сопротивления основан на свойстве электрических проводников изменять свое сопротивление в зависимости от окружающей температуры.

Термометр состоит из датчика и указателя.

Датчиком является никелевое сопротивление, включенное в мостовую электрическую схему.

Указателем является магнитоэлектрический логометр с двумя неподвижными рамками.

Работа термометра заключается в том, что при изменении температуры датчика происходит перераспределение токов в рамках логометра указателя, и постоянный магнит со стрелкой установится по равнодействующей электромагнитного поля рамок. Стрелка на шкале покажет измеряемую температуру.

Датчик температуры наружного воздуха установлен на кронштейне левой стойки бипланной коробки. Датчик температуры карбюратора установлен в переходнике карбюратора.

Допустимые погрешности прибора в диапазоне от минус 40 до $+130^{\circ}\text{C}$ составляет от ± 5 до $\pm 8^{\circ}\text{C}$. Погрешность от приемника не более 2°C .

Термометр головок цилиндров ТЦТ-13

Термоэлектрический термометр цилиндров служит для измерения температуры головки цилиндра. Принцип действия основан на свойстве возникновения термоэлектродвижущей силы при нагревании спая двух разнородных металлов. Величина термоэлектродвижущей силы зависит от материала проводников и разности температуры свободных холодных концов и спаянных нагретых. Впервые это явление было открыто русским академиком Эппинусом в 1756 г.

Если температуру холодных концов поддерживать постоянной, то по величине термоэлектрической силы, замеренной чувствительным гальванометром, можно судить о температуре спаянных концов. Такой способ замера температуры называется термоэлектрическим, а пара металлов, при помощи которой получен ток, называется термопарой.

Для замера температуры головки цилиндра взята хромель-копелевая термопара. Хромелевый электрод является положительным, копелевый — отрицательным. В связи с тем, что ток возникает очень небольшой (при разности температур 300°C термоэлектродвижущая сила равна 20 мВ), то очень важно, чтобы холодные концы не были расположены в зоне высоких температур. Для этого их отводят в кабину при помощи компенсационных проводов, выполненных из этого же материала. Прибор состоит из хромель-копелевой пары, которая одним концом припаявается к медной шайбе, подкладываемой под заднюю свечу первого цилиндра, а свободные холодные концы присоединяются к компенсационным проводам, которые, в свою очередь, присоединяются к штепсельной розетке указателя.

Указателем является вибрационно-устойчивым магнитоэлектрический гальванометр с внутрирамочным постоянным магнитом. При нагревании головки цилиндра в цепи появляется ток, который будет проходить через рамку гальванометра указателя. В результате взаимодействия тока, проходящего в рамке, и магнитного поля постоянного магнита рамка вместе со стрелкой поворачивается. Стрелка на шкале покажет температуру головки цилиндра.

Ошибка термометра возникает вследствие неодинаковой температуры холодных концов. Эта ошибка устраняется биметаллическим термокомпенсатором, который автоматически переставляет стрелку при изменении температуры холодных концов. Влияние температуры окружающей среды на электрическое сопротивление рамки гальванометра, намотанной из алюминиевой проволоки, компенсируется включением в электрическую цепь силитового сопротивления, которое подсоединяется к одному концу рамки. К

второму концу рамки подсоединяется добавочное сопротивление из манганина.

Силит в отличие от алюминия имеет отрицательный температурный коэффициент сопротивления, т. е. с увеличением температуры электрическое сопротивление его уменьшается и наоборот. Поэтому с изменением температуры в указателе общее сопротивление цепи останется без изменения. Следовательно, показания прибора будут зависеть только от величины ЭДС. На последних выпусках самолета (с 172 серии) для контроля температуры головки 1 и 9 цилиндров двигателя термометр ТЦТ-13 заменен двухстрелочным термометром 2ТЦТ-47, который отличается от ТЦТ-13 только лишь тем, что в одном корпусе смонтированы два указателя со своими шкалами и стрелками. Допустимые погрешности прибора при температуре окружающего воздуха $+20^{\circ}$ не более $\pm 8^{\circ}\text{C}$.

Тахометр ТЭ-45

Электрический тахометр служит для измерения количества оборотов коленчатого вала двигателя при его работе.

Тахометр состоит из датчика и указателя и дает возможность измерить обороты от 0 до 3500 об/мин.

Датчиком является генератор трехфазного переменного тока.

Указатель представляет собой синхронный электромоторчик с магнито-тахометрической частью.

Датчик состоит из колоколообразного постоянного магнита, связанного гибким валиком со штуцером кулачкового вала двигателя и вращающегося с такими же оборотами.

Внутри магнита помещен трехфазный статор, в котором возникает трехфазный переменный ток с частотой, равной оборотам магнита. Этот ток по трем проводам поступает в трехфазный статор синхронного электромоторчика указателя.

В обмотках статора возникает вращающееся электромагнитное поле, которое увлекает за собой ротор, вращающийся со скоростью магнита генератора.

На торце ротора укреплен четырехполюсный постоянный магнит, помещенный внутри чувствительного элемента (медного колпачка). При вращении ротора с магнитом в чувствительном элементе будут создаваться вихревые токи. Взаимодействие вращающегося магнитного поля и вихревых токов создает вращающий момент, пропорциональный числу оборотов магнита, а следовательно, и коленчатого вала двигателя. Этот вращающий момент заставляет вращаться чувствительный элемент вместе с большой стрелкой, укрепленной на его оси.

Поворот чувствительного элемента ограничивается спиральной пружиной, которая одновременно возвращает стрелку в исходное положение при уменьшении оборотов и выключении двигателя.

Большая стрелка через четыре шестерни (с передаточным числом 1:10) связана с малой стрелкой.

Допустимые погрешности при оборотах 600—3000 об/мин и температуре $+20^{\circ}\text{C}$ составляют ± 35 об/мин; при температуре $+50^{\circ}\text{C}$ и -60°C составляют ± 70 об/мин.

Мановакуумметр МВ-16

Мановакуумметр (рис. 159) служит для измерения абсолютного давления наддува воздуха во всасывающем трубопроводе двигателя за нагнетателем.

Прибор работает по принципу металлического барометра с анероидной коробочкой.

Чувствительным элементом является анероидная коробочка, помещенная в герметичный корпус, связанный трубкой со всасывающим трубопроводом двигателя.

При изменении давления, создаваемого нагнетателем двигателя, анероидная коробочка сжимается или разжимается.

Эта деформация коробочки через передающий механизм передается на стрелку, которая на шкале покажет давление наддува в миллиметрах ртутного столба.

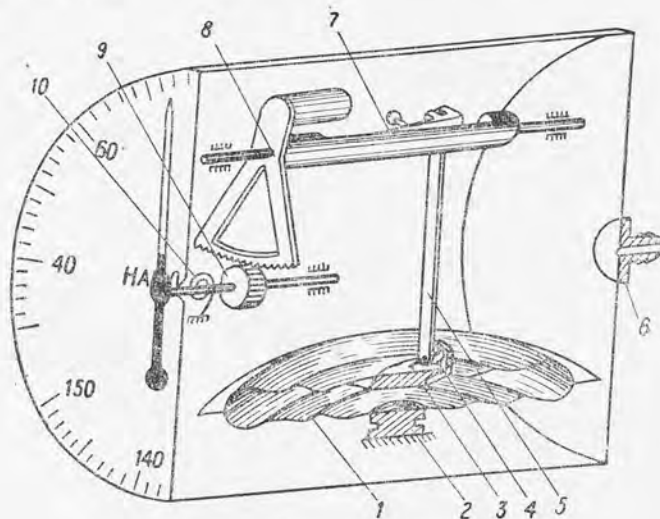


Рис. 159. Мановакуумметр:

1 — анероидная коробочка; 2 — нижний центр; 3 — верхний центр; 4 — биметаллический валок; 5 — тяга; 6 — штифт; 7 — биметаллическая пластинка; 8 — зубчатый сектор; 9 — трибка; 10 — волосок.

При неработающем двигателе давление во всасывающем трубопроводе равно атмосферному, поэтому и мановакуумметр должен показывать наружное атмосферное давление.

Деления на шкале нанесены через 20 мм рт. ст., а цифры указывают величину давления в сантиметрах ртутного столба.

Диапазон измерения от 300 до 1600 мм рт. ст.

К дефектам прибора следует отнести: нарушение герметичности корпуса, соединительной трубки, а также остаточные деформации анероидной коробочки.

Допустимые погрешности при нормальной температуре: на отметках 300—700 мм и 1500—1600 мм ± 20 мм рт. ст. и на отметках от 800 до 1400 мм ± 10 мм рт. ст.

2. Пилотажно-навигационные приборы

Высотомер ВД-10

Высотомер (рис. 160) предназначен для определения высоты полета:

Различают высоты: истинная высота — высота полета над данной местностью, абсолютная высота — высота полета над уровнем моря, относительная высота — высота полета над пунктом взлета или пунктом посадки.

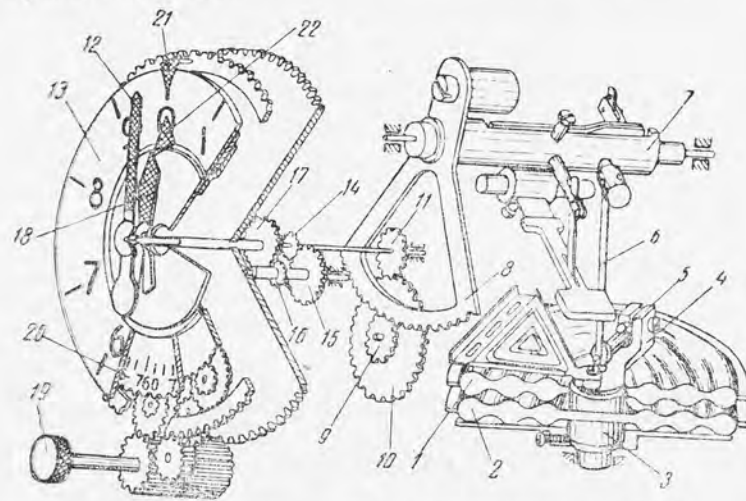


Рис. 160. Кинематическая схема высотомера ВД-10:

1, 2 — анероидные коробочки; 3 — нижний центр; 4 — верхний центр; 5 — биметаллический компенсатор; 6 — тяга; 7 — ось сектора; 8 — зубчатый сектор; 9, 10, 11 — шестерни; 12 — большая стрелка; 13 — шкала; 14, 15, 16 — шестерни; 17 — шестерня малой стрелки; 18 — малая стрелка; 19 — кремальера; 20 — шкала барометрического давления; 21, 22 — индексы.

Принцип работы высотомера основан на измерении атмосферного давления.

Метод барометрического измерения высоты основан на закономерном падении давления с поднятием на высоту. Поэтому высотомер конструктивно выполнен в виде чувствительного барометра, упругим элементом которого является блок анероидных коробочек,

помещенных в герметичном корпусе, сообщенном со статической проводкой приемника воздушного давления.

Анероидные коробочки через передающий механизм связаны с двумя стрелками (большой и малой), помещенными на лицевой части прибора.

Анероидные коробочки и передающий механизм со стрелками можно вращать при помощи кремальеры и этим самым переводить стрелки высотомера. Одновременно при вращении кремальеры вращается шкала барометрического давления и два индекса, указывающие высоту, соответствующую изменению барометрического давления относительно 760 мм рт. ст. один в м, другой в км. Шкала давления дает возможность вносить поправки в показания высотомера, когда давление над пролетаемой местностью не совпадает с давлением у земли в момент вылета.

Оцифровка шкалы от 670 до 790 мм рт. ст. через 10 мм рт. ст., цена деления 1 мм рт. ст. Шкала высот разградуирована до 10 км. Цена деления для большой стрелки 10 м, а для малой — 100 м. Оцифровка от 0 до 9, что соответствует для большой стрелки сотням метров, для малой — тысячам.

Работа высотомера заключается в том, что с поднятием на высоту давление окружающей среды уменьшается, и анероидные коробочки разжимаются. Это разжатие через передающий механизм передается на стрелки, которые, поворачиваясь, показывают на шкале высоту.

Высотомер имеет ряд существенных ошибок, которые заставляют очень тщательно следить за высотомером и грамотно им пользоваться.

Основные ошибки, которые влияют на безопасность полета:

1. Ошибка, связанная с изменением атмосферного давления у земли. Как известно, атмосферное давление не одинаково у земли в различных точках местности, и полет всегда будет проходить над местностью с различным давлением. А так как высотомер работает на принципе измерения атмосферного давления, которое уменьшается с поднятием на высоту, то и показания его при полете на одной и той же высоте будут различны. Если, например, самолет будет лететь на одной и той же высоте (по отношению к земле), а давление по трассе (у земли) повышается, то стрелки высотомера будут непрерывно поворачиваться, показывая уменьшение высоты. Если в этом случае сохранять заданную высоту по высотомеру, то полет будет происходить с набором высоты, и фактически высота полета будет больше (высотомер недопоказывает). И наоборот, если по трассе давление у земли будет падать, а в полете держать по высотомеру одну и ту же высоту, то полет будет происходить со снижением (высотомер перепоказывает). Такое явление, в особенности при полете вне видимости земли, может привести к тяжелым последствиям. Для того чтобы учесть эту ошибку, необходимо строго соблюдать ряд требований, начиная с момента взлета и до самой посадки:

а) перед вылетом, вращением кремальеры, поставить стрелки на нуль, при этом барометрическая шкала покажет давление у земли, а индексы — высоту относительно давления 760 мм рт. ст.;

б) после взлета в наборе высоты один из высотомеров, вращением кремальеры поставить на давление 760 мм рт. ст., или индексы поставить на нуль и набирать по этому высотомеру заданную высоту (высоту эшелона). После набора высоты эшелона и второй высотомер ставится на высоту эшелона. Этим обеспечивается расхождение самолетов на встречных и пересекающихся курсах на разных высотах;

в) при полете к аэродрому посадки запросить по радио относительную высоту (относительно уровня моря) места посадки и на одном из высотомеров установить индекс против этой высоты, тем самым вводится поправка аналогично введению поправки по барометрической шкале. После того, когда будет дано разрешение снижаться на посадку, второй высотомер также устанавливается на эту высоту.

2. Температурная ошибка. При рассмотрении первой ошибки температура у земли считалась неизменной, а на самом деле изменение температуры у земли перераспределяет давление по высотам, что вызывает неправильные показания высотомера. Так, например, при повышении температуры у земли более плотные слои воздуха поднимаются вверх, и высотомер будет недопоказывать высоту; наоборот, при понижении температуры у земли более плотные слои опускаются вниз, и высотомер будет перепоказывать высоту. Поэтому в холодное время года надо быть осторожным, в особенности при выходе самолета из облачности.

3. Изменение рельефа местности. Высотомер рельеф местности не показывает, поэтому перед полетом необходимо хорошо изучить профиль трассы или же изучить трассу по карте, и всегда над возвышенностями иметь безопасную высоту.

Кроме этих основных ошибок, высотомер имеет ряд инструментальных и установочных ошибок, которые учитываются или же в конструкции высотомера, или же непосредственно самим пилотом.

Допустимые погрешности высотомера в м приведены в табл. 22.

Таблица 22

Показание шкалы	При температуре °C			
	+20	+50	—45	—60
0	±15	±20	±20	±20
1000	±20	±25	±28	±30
2000	±35	±40	±45	±50
3000	±45	—	±65	±70
4000	±45	—	±65	±70

Указатель скорости (рис. 161) служит для определения скорости движения самолета относительно воздуха.

Работает на принципе измерения скоростного напора (динамического давления) $\left(\frac{\rho V^2}{2}\right)$.

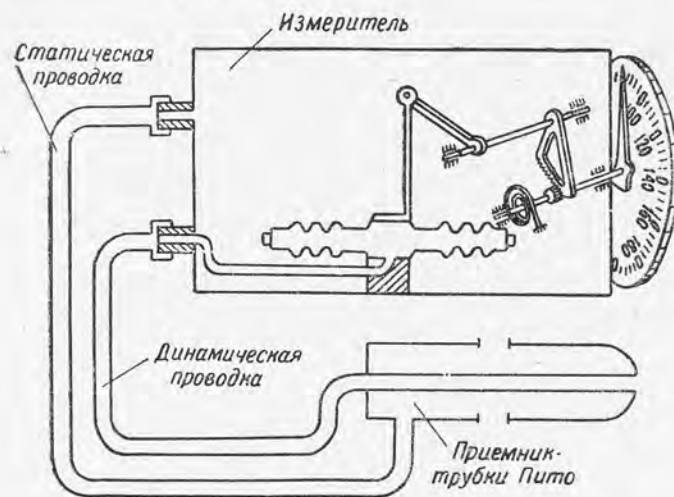


Рис. 161. Указатель скорости.

Указатель скорости состоит: из приемника воздушного давления ПВД, измерителя и соединительных трубопроводов. Приемник воздушного давления имеет две камеры: переднюю и боковую. Передняя камера воспринимает полное давление (статическое и динамическое), боковая камера воспринимает только статическое давление. Приемник крепится на левой стойке между верхним и нижним крылом, с тем чтобы встречный поток воздуха не искажался действием воздушного винта и завихрениями от деталей самолета.

Приемник воздушного давления при помощи динамической и статической проводок соединен с измерителем. Измеритель представляет собой чувствительный манометр, мембранная коробочка которого соединена с динамической проводкой ПВД, а герметичный корпус — со статической. Мембранная коробочка через передающий механизм соединена со стрелками. При увеличении воздушной скорости возрастает динамическое давление, воспринимаемое мембранной коробочкой, которая, расширяясь, через передающий механизм повернет стрелки. Стрелки на шкале покажут воздушную скорость. Деформация мембранной коробочки будет происходить только лишь за счет динамического давления, так как ста-

тическое давление внутри герметического корпуса и внутри мембранной коробочки взаимно уравниваются.

Указатель скорости имеет ряд существенных ошибок:

1. Указатель скорости измеряет динамическое давление, которое зависит не только от скорости, но и плотности. Плотность зависит от температуры и давления, которые изменяются как у земли, так и на высоте. Следовательно, динамическое давление при одной и той же скорости полета будет меняться с изменением плотности воздуха, и прибор будет показывать неверно. С поднятием на высоту плотность воздуха уменьшается, динамическое давление уменьшается, и прибор будет недопоказывать. Учитывается эта ошибка при помощи аэронавигационной линейки.

2. Инструментальные ошибки такие же, как и у всех мембранных приборов, т. е. запаздывание показаний, температурные и шкаловые ошибки, застой.

3. Установочные ошибки зависят в основном от установки приемника воздушного давления и проводки:

а) непараллельность приемника воздушного давления набегающему потоку воздуха приводит к неправильным показаниям;

б) завихренность воздуха перед частями самолета, к которым крепится приемник, а также завихрения непосредственно возле приемника вызывает неправильные показания прибора.

Негерметичность проводки, изгиб, обрыв, закупорка проводки, засорение, закупорка или замерзание приемника приводят к искаженным показаниям или же могут вызвать полный отказ прибора.

При пользовании указателем скорости необходимо помнить, что из-за увеличенной длины проводки, а также из-за изгибов ее, прибор запаздывает в показаниях. В особенности необходимо это учитывать при переводе самолета с большей скорости на меньшую.

Допустимые погрешности при нормальной температуре на всех делениях шкалы не более ± 6 км/час. На последних выпусках самолета устанавливается сигнализация электрообогрева приемника ПВД.

Вариометр ВР-10

Вариометр ВР-10 (рис. 162) служит для определения вертикальной скорости подъема и снижения самолета.

Принцип работы вариометра основан на измерении разности давлений наружного атмосферного на данной высоте и внутри сосуда, связанного с наружным атмосферным при помощи капилляра. Эта разность давлений возникает при вертикальном перемещении сосуда, и величина ее зависит от скорости вертикального перемещения.

Вариометр состоит из гофрированной коробочки, связанной грубой большой диаметра с окружающей атмосферой. Коробочка заключена в герметичный корпус, связанный с окружающей средой при помощи капилляра. Через передающий механизм коробочка связана со стрелкой.

При подъеме самолета атмосферное давление воздуха уменьшается. Воздух из корпуса будет выходить через капилляр, вследствие чего давление воздуха внутри корпуса больше атмосферного давления внутри гофрированной коробочки, в которой давление всегда равно давлению окружающей среды. Под влиянием этой разности коробочка будет сжиматься и через передающий механизм передвигать стрелку вверх от нуля, показывая величину вертикальной скорости подъема в $м/сек$, так как разность давлений в корпусе и коробочке, а следовательно и величина сжатия коробочки, зависят от скорости вертикального перемещения.

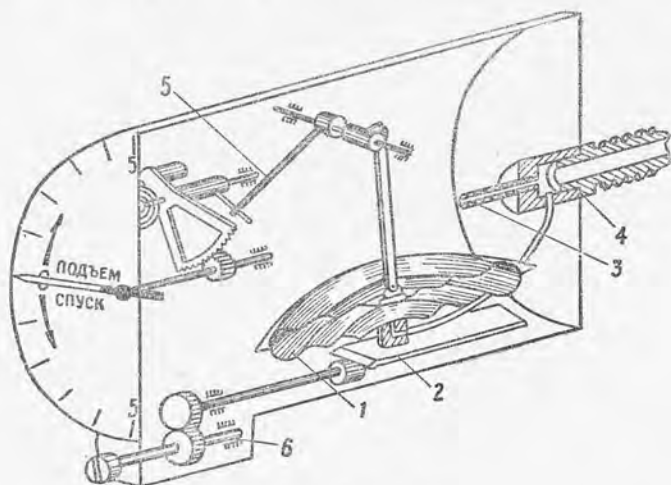


Рис. 162. Вариометр:

1 — манометрическая коробочка; 2 — пружина; 3 — капиллярная трубка; 4 — штуцер; 5 — передающий механизм; 6 — юстировочное устройство.

При снижении самолета атмосферное давление внутри гофрированной коробочки увеличивается, а давление внутри корпуса остается на величину, пропорциональную скорости снижения. Под действием разности давлений гофрированная коробочка расширяется и через передающий механизм передвигает стрелку вниз от нуля, показывая вертикальную скорость снижения в $м/сек$.

Вариометр имеет ошибки:

1. При выходе самолета из режима подъема или режима планирования в горизонтальный полет вариометр горизонтальный полет не покажет до тех пор, пока не сравняются давления в гофрированной коробочке и внутри корпуса, другими словами, вариометр запаздывает в показаниях. Чем резче будет произведен переход в режим горизонтального полета, тем запаздывание будет больше. В особенности, эту ошибку необходимо учитывать при пользовании вариометром в слепом полете.

2. Плотность воздуха влияет на разность между давлением внутри гофрированной коробочки и внутри корпуса. Например, при пониженной плотности воздуха разность давлений будет меньше, так как через капилляр воздух будет проходить быстрее, и прибор будет недопоказывать.

3. Инструментальные ошибки такие же, как и у всех мембранных приборов.

Из дефектов, появляющихся в эксплуатации, следует отметить закупорку или поломку капилляра, закупорку трубки, соединяющей гофрированную коробочку с атмосферой, нарушение герметичности прибора, остаточные деформации гофрированной коробочки (стрелка не устанавливается на нуль на стоянке самолета); для того чтобы поставить стрелку на 0, имеется специальный юстировочный винт, который необходимо вывернуть, потянуть на себя и, повернув, подвести стрелку на 0.

Погрешность прибора при нормальной температуре не должна превышать на отметках от 1 до 10 $м/сек \pm 1 м/сек$.

Компас КИ-12

Компас КИ-12 применяется на самолете как дублирующий прибор.

Принцип работы компаса основан на взаимодействии изолированной магнитной стрелки с земным магнетизмом.

В пластмассовом корпусе при помощи гайки крепится втулка с завальцованным в нее подпятником. Втулка служит подшипником для колонки. Вертикальное перемещение колонки ограничивается пружинной шайбой, запирающей колонку снизу. На подпятник опирается керн, запрессованный во втулку картушки.

На колонке втулка запирается пружинным кольцом, предохраняющим картушку от соскакивания при переворачивании компаса.

Цена деления шкалы картушки 5° , оцифровкой через 30° . Два основных румба отмечены буквами С и Ю. Удлиненные деления шкалы покрыты светомассой, укороченные деления белые.

На втулке развальцованы держатели магнитов, которые параллельны линии С — Ю шкалы.

Лицевая часть прибора закрыта стеклом, и установлена курсовая черта покрытия светомассой.

Во втулку картушки и колонку упирается амортизационная пружина.

Корпус компаса заполняется лигроином марки ЛС-213. Изменение объема жидкости компенсируется мембраной, винченной в корпус.

В верхней части корпуса смонтирован девиационный прибор, состоящий из двух продольных и двух поперечных валиков, в которые запрессованы магнетики.

Валики через зубчатую передачу вращаются двумя удлинительными, выведенными на лицевую часть прибора (вверху) в специ-

альные отверстия в крышке, которые закрываются задвижкой. Возле отверстий в крышке имеются обозначения С-Ю и В-З. Нейтральное положение магнитиков девиационного прибора определяется совпадением точечных отметок на крышке и удлинительях.

С лицевой стороны в крышку ввернут патрон с лампочкой для индивидуального подсвета. Свет от лампочки падает через прорезь в корпусе на торец смотрового стекла, рассеивается и освещает шкалу.

Компас имеет целый ряд существенных ошибок:

1. Магнитное склонение — угол, заключенный между северным направлением истинного и магнитного меридианов. Эта ошибка учитывается при помощи карт магнитных склонений.

2. Девиация — угол, заключенный между северным направлением магнитного и компасного меридианов. Отклонение картушки компаса от магнитного меридиана происходит за счет действия на нее магнитного поля самолета, созданного постоянными магнитами, стальными деталями, находящимися на самолете. Различают девиацию, полученную от постоянного магнитного поля самолета (полукруговую), и девиацию, полученную от переменного магнитного поля самолета (четвертную). Полукруговая девиация устраняется девиационным прибором, а четвертная списывается в график. Девиационным прибором можно выбрать девиацию до 70° .

3. Поворотная девиация компаса (северная поворотная ошибка) получается при разворотах за счет действия центробежных сил на затяжеленный южный конец стрелки. Затяжеление южного конца стрелки вызвано уравниванием магнитного наклонения северного конца стрелки. Северная поворотная ошибка учитывается: при разворотах на северных курсах недоворотом на величину крена, а на южных курсах — проворачиванием на величину крена.

4. Инерционная ошибка — действие сил инерции на затяжеленный конец при изменении скорости на восточном и западном курсах.

5. Креновая девиация, получающаяся за счет наклонения вертикальной составляющей магнитного поля самолета, которая действует на картушку компаса при кренах самолета.

6. Колебание картушки.

7. Застой.

8. Девиация от вибраций.

9. Увлечение картушки жидкостью при разворотах и др. Нормально работает компас с креном до 17° . Время полного успокоения картушки 17 сек.

На самолетах последних серий устанавливается компас КИ-13.

Авиагоризонт АГК-47Б

Авиагоризонт комбинированный, электрический, состоит из трех приборов, смонтированных в одном корпусе: авиагоризонта, указателя поворота и указателя скольжения.

Авиагоризонт служит для определения положения самолета относительно горизонта.

Принцип действия основан на свойстве главной оси свободного гироскопа сохранять приданное положение неизменным в пространстве.

Чувствительным элементом авиагоризонта является гироскоп с вертикальным расположением главной оси.

Ось вращения ротора наклонена вперед по полету на угол 2° для уменьшения ошибок при разворотах. Гироскопический узел авиагоризонта состоит из гиromотора, представляющего собой трехфазный асинхронный электромотор переменного тока, вращающийся со скоростью 20 000—22 000 об/мин. Гиromотор питается 3-фазным переменным током, напряжением 36 в, частотой 400 гц.

Ротор гиromотора набран из пластин динамного железа и имеет «беличью клетку», отлитую из алюминиевого сплава. Ротор вращается снаружи статора для увеличения гироскопического момента. Пакет статора набран также из динамного железа, в двенадцати пазах которого размещена трехфазная двухполюсная обмотка, соединенная звездой. Гиromотор помещен в кожухе, который одновременно является внутренней рамкой карданного подвеса. Внутренняя рамка карданного подвеса смонтирована на 2-х подшипниках во внешней рамке. Внешняя рамка карданного подвеса на 2-х подшипниках укрепена в корпусе. Ось вращения внешней рамки карданного подвеса расположена параллельно поперечной оси самолета, ось внутренней рамки параллельна продольной оси самолета.

На лицевой стороне внешней рамки укреплены шкалы тангажа и поперечных кренов. На карданном узле укреплен силуэт самолета, а индекс линии горизонта связан с корпусом прибора и может при помощи ручки подниматься или опускаться. Таким образом, для удобства выдерживания режима полета (горизонтального полета, подъема, планирования) можно совместить индекс линии горизонта с силуэтом самолета. Для того чтобы вернуть главную ось гироскопа в вертикальное положение в случае отклонения ее в результате трения в осях или несбалансированности гироскопа, имеется корректирующее устройство, которое состоит из чувствительной части и силовой.

Чувствительная часть представляет собой жидкостной переключатель, смонтированный в нижней части кожуха ротора гиromотора. Силовая часть выполнена в виде 2-х соленоидов, продольного и поперечного, укрепленных на верхней части кожуха ротора гиromотора.

Жидкостной переключатель выполнен в виде медного резервуарчика, заполненного токопроводящей жидкостью. Верхняя часть сосуда сделана из изоляционного материала. В нее запрессованы четыре медных контакта. Внутренняя полость переключателя заполняется токопроводящей жидкостью так, что остается небольшой воздушный промежуток.

Каждый соленоид состоит из сердечника и 2-х обмоток, расположенных с одной и с другой стороны от центра тяжести сердечника. Сердечник может перемещаться вдоль обмоток. В обмотки соленоидов подводится ток. Каждая обмотка соленоида электрически связана с одним из контактов переключателя (продольные контакты — с поперечным соленоидом, поперечные — с продольным).

При отклонении главной оси гироскопа от вертикального положения произойдет наклон переключателя относительно горизонтальной плоскости. Один из контактов выйдет из жидкости, и, следовательно, ток в обмотку соленоида, которая связана с этим контактом, не пойдет. Сердечник соленоида переместится в сторону обмотки, по которой проходит ток. Момент от веса сердечника соленоида вызовет прецессию гироскопа, под действием которой главная ось гироскопа станет в вертикальное положение (рис. 163).

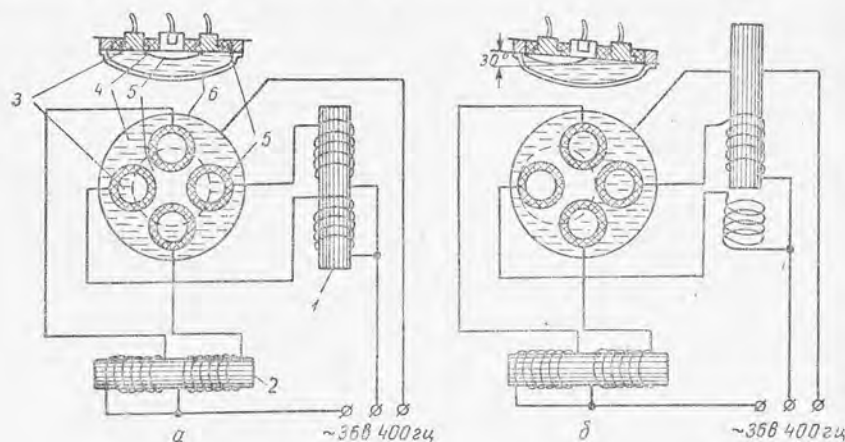


Рис. 163. Принципиальная схема работы коррекции авиагоризонта:

1 — соленоид продольной коррекции; 2 — соленоид поперечной коррекции; 3 — контакты переключателя; 4 — токопроводящая жидкость; 5 — граница мениска жидкости; 6 — медный резервуарчик переключателя.

После этого контакт, вышедший из жидкости, снова окажется в жидкости, что даст возможность пройти току в обмотку соленоида и поставить сердечник по оси симметрии. Момент от веса сердечника исчезнет, и прецессия прекращается.

Выход какого-либо контакта из жидкости, а следовательно, и срабатывание корректирующего устройства, происходит при отклонении главной оси гироскопа от вертикального положения на $0,5^\circ$.

В авиагоризонте имеется арретирующее устройство, служащее для быстрого восстановления главной оси гироскопа в вертикальное положение при больших ее завалах, а также для предотвращения повреждений при транспортировке. Арретирующее устройство состоит из трех кулачков, толкателей, защелки, арретира, ра-

бочей и возвратной пружины и сигнального блинкера, выполненного в виде красного флажка с надписью «арретир».

При заарретировании авиагоризонта необходимо ручку арретира полностью оттянуть «на себя», в этот момент на лицевой части прибора появится флажок «арретир». При разарретировании отжать ручку арретира «от себя». При неработающем гироскопе авиагоризонт должен быть всегда заарретирован.

Указатель поворота

Указатель поворота (рис. 164) конструктивно оформлен как отдельный прибор, крепится к заднему фланцу корпуса авиагоризонта. Служит для определения вращения самолета вокруг вертикальной оси.

Работает на свойстве гироскопа с двумя степенями свободы — прецессировать при приложении силы к главной оси. Главная ось гироскопа расположена параллельно продольной оси самолета.

Ротором гироскопа является гироскоп, который так же, как и гироскоп авиагоризонта, питается от преобразователя ПАГ-1Ф.

Гироскопический момент гироскопа, возникающий при развороте самолета вокруг вертикальной оси, передается на стрелку, которая выходит на лицевую часть прибора и отклоняется в сторону разворота.

Для погашения колебаний системы поставлен воздушный демпфер (такой же, как у пневматического указателя поворота). Отклонение стрелки ограничивается спиральной пружиной, которая одновременно после прекращения разворота возвращает стрелку в нейтральное положение.

Указатель скольжения служит для определения скольжения в прямолинейном полете и при разворотах.

Работает на принципе свободноповешенного маятника.

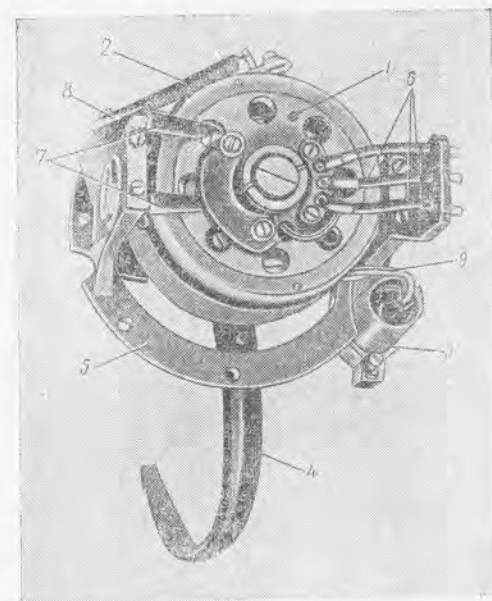


Рис. 164. Указатель поворота:

1 — гироскоп; 2 — пружина, уравнивающая гироскопический момент; 3 — воздушный демпфер; 4 — стрелка; 5 — рамка; 6 — токоподводы; 7 — упоры; 8 — регулировочный рычаг; 9 — рычаг демпфера.

По указателю скольжения, указателю поворота и авиагоризонту можно довольно точно судить о положении самолета в воздухе, выполнять координированные развороты, что особенно необходимо при полете вне видимости земли.

ПАГ-1Ф предназначен для питания одного или двух электрических авиагоризонтов АГК-47Б переменным трехфазным напряжением 36 в, частотой 400 гц и представляет собой агрегат, состоящий из мотора постоянного тока с компаундным возбуждением и трехфазного генератора переменного тока, возбуждаемого постоянным магнитом ротора.

Для устранения помех радиоприему ПАГ-1Ф имеет специальный фильтр.

При работе на один прибор ПАГ-1Ф потребляет ток от бортовой сети самолета не более 3 а, при работе на два прибора — не более 3,5 а.

Гирополукомпас ГПК-48

Электрический гирополукомпас предназначен для выдерживания заданного курса самолета и выполнения разворотов на заданное количество градусов.

Принцип действия прибора основан на свойстве главной оси свободного гироскопа сохранять приданное положение неизменным в пространстве.

Чувствительным элементом гирополукомпаса является гироскоп с горизонтальным расположением главной оси.

Гироузел представляет собой электрический гиромотор, заключенный в кожух, являющийся внутренней рамкой карданного подвеса.

Гиромотор представляет собой асинхронный электродвигатель, работающий от источника питания переменного трехфазного тока напряжением 36 в с частотой 400 гц. Ротор гиромотора расположен снаружи статора для увеличения гироскопического момента и выполнен в виде латунного маховика, внутри которого находится «беличья клетка». Ротор развивает обороты 21000—23000 в минуту.

Внешняя (вертикальная) рамка карданного подвеса имеет неограниченный угол вращения вокруг вертикальной оси. В верхней части вертикальной рамки смонтирована картушка с ценой деления 1° и оцифровкой через 10°. В нижней части прибора смонтирован арретирующий механизм, при помощи которого стопорится карданный подвес.

Для того чтобы установить картушку на заданный курс, необходимо дослать ручку арретира от себя до отказа и затем, вращая ручку, подвести нужное деление картушки под курсовую черту на лицевой части прибора, после чего оттягиванием ручки арретира от себя, освободить гироскоп и выдерживать заданный курс.

Для определения положения арретира в приборе предусмотрен блинкер. При арретировании на лицевой части прибора появляется

кружок красного цвета, при разарретировании этот кружок исчезает.

Погрешности гирополукомпаса появляются в результате трения в осях и суточного вращения земли. Это приводит к вращению гироскопа вокруг вертикальной и горизонтальной осей. Отклонение гироскопа вокруг вертикальной оси в гирополукомпасе происходит на 2—3° в течение 10—15 мин., что корректируется вручную арретирующим устройством после проверки курса по магнитному компасу или радиокompасу.

Для того чтобы устранить отклонение гироскопа вокруг горизонтальной оси в гирополукомпасе, применяется специальная горизонтальная коррекция. Чувствительным управляющим элементом горизонтальной коррекции является переключатель, напессованный на ось кожуха гиромотора. Переключатель представляет собой коллектор с двумя контактными полукольцами. К одному из полуколец подведена фаза переменного тока, питающего прибор. Другое кольцо обесточено. К вертикальной (внешней) рамке прикреплен прессованный колодочка с изолированными друг от друга и от рамки щетками, которые касаются пластин коллектора. Эти щетки соединены с двумя управляющими обмотками мотора-корректора, являющегося силовым элементом коррекции. Мотор-корректор представляет собой двухфазный многополюсный реверсивный асинхронный мотор, работающий в режиме короткого замыкания (заторможенный режим). Мотор-корректор расположен в верхней части прибора. Ротор мотора-корректора жестко укреплен на верхней части вертикальной рамки кардана. В пазах пакета ротора уложены три обмотки: одна основная и две управляющие. Управляющие обмотки уложены в одних и тех же пазах, но имеют различное направление намотки. Реверсирование коррекционного момента осуществляется включением той или иной управляющей обмотки. Статор мотора-корректора жестко связан с крышкой корпуса прибора и представляет собой пакет из высечек электротехнической стали, залитой алюминиевым сплавом («белижье колесо»).

Работа коррекции происходит следующим образом: когда ось гиромотора перпендикулярна оси вертикальной рамки, обе щетки касаются обесточенного кольца переключателя, электрические цепи управляющих обмоток разомкнуты. Пульсирующее магнитное поле тока основной обмотки не создает корректирующего момента.

При нарушении перпендикулярности более чем на 4° полукольцо коллектора, к которому подведен ток, замыкает одну из щеток и включает цепь одной из управляющих обмоток. Благодаря сдвигу в пространстве и по фазе (по времени) между токами основной и замкнутой управляющей обмоток образуется вращающееся магнитное поле, которое, пересекая при этом «белижьи клетки» статора, наводит в них токи. В результате взаимодействия магнитного поля ротора и токов статора создается вращающий момент, который, вызывая прецессионное движение гироскопа, восстанавливает глав-

ную ось в горизонтальное положение по отношению к вертикальной рамке.

Предупреждения: 1. При установлении картушки на заданный курс ручку арретира необходимо поворачивать медленно и плавно, чтобы не вызвать большого гироскопического момента, который может повредить шарикоподшипники и разбалансировать прибор.

2. При взлете и посадке прибор должен быть разарретирован.

3. Пользоваться прибором можно через 5—6 мин. после включения АЗС.

Потенциометрический дистанционный компас ПДК-45

В связи с тем, что на самолете в кабине пилотов и вблизи нее имеется множество ферромагнитных масс, электроприборов, радиооборудования, которые создают непостоянное по величине и направлению магнитное поле, создается переменная девиация магнитного компаса, не поддающаяся учету. Это привело к применению дистанционного компаса, у которого датчик — магнитный компас вынесен из кабины в хвост, крыло, и показания его электрическим путем передаются на указатель, установленный на приборной доске.

Потенциометрический дистанционный компас состоит из датчика и указателя. Датчиком является магнитный компас, установленный в хвостовой части фюзеляжа за шпангоут № 15. Указателем является трехрамочный логометр с подвижным магнитом (рис. 165).

Принцип действия. Потенциометрический дистанционный компас ПДК-45 работает на свойстве магнитной системы датчика, устанавливаемого в плоскости магнитного меридиана.

Показания магнитного датчика электрическим путем передаются на указатель.

С магнитной системой датчика жестко связаны три щетки, расположенные под углом 120° друг к другу. Щетки скользят по кольцевому потенциометру, укрепленному на корпусе компаса.

К двум диаметрально противоположным точкам кольцевого потенциометра подводится ток от бортовой сети. Потенциометр меняет свое положение при изменении курса самолета. Разность потенциалов, снимаемая щетками с потенциометра, зависит от положения щеток по отношению к точкам подвода тока. Каждое положение щеток на потенциометре строго соответствует одному вполне определенному магнитному курсу самолета. Напряжение

снимаемое щетками с потенциометра, по 3-м проводам подводится к 3-м неподвижным рамкам (обмоткам) логометра указателя, расположенным друг к другу под 120° .

Постоянный магнит, помещенный внутри обмоток, устанавливается по равнодействующей электромагнитного поля рамок. На оси магнита укреплен диск с силуэтом самолетика, который на шкале, связанной с обмотками, покажет курс самолета. Кольцевой потенциометр при изменении курса самолета поворачивается вместе с самолетом. Положение щеток по отношению к точкам подвода тока меняется, следовательно, меняются токи, протекающие по обмоткам логометра. Равнодействующая электромагнитного поля рамок отклоняется, поворачивая постоянный магнит вместе с силуэтом самолетика и устанавливая его в ином направлении. Силуэт самолетика покажет на шкале измененный магнитный курс самолета (рис. 166 и 167).



Рис. 166. Принципиальная схема потенциометрического дистанционного компаса.

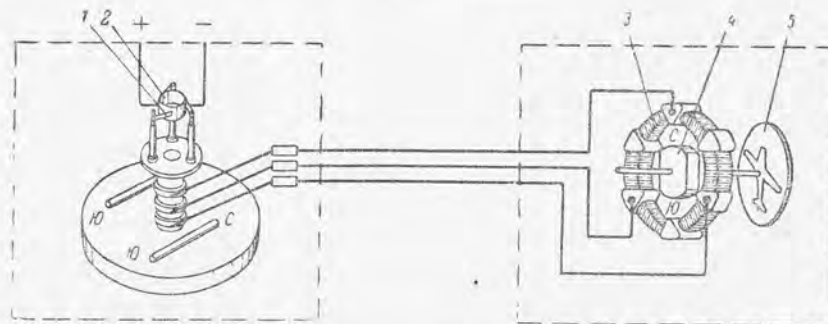


Рис. 167. Электрокинематическая схема потенциометрического дистанционного компаса:

1 — щетки; 2 — кольцевой потенциометр; 3 — обмотки статора; 4 — ротор-магнит; 5 — диск с силуэтом самолетика.

Цена деления шкалы 2° , оцифровка через 30° .

Шкалу вместе с обмотками можно поворачивать при помощи кремальеры, расположенной на лицевой части прибора. Для удоб-

ства ведения самолета по заданному курсу, вращая кремальеру, подводят заданный курс шкалы под верхний неподвижный индекс, и тогда, при выходе самолета на заданный курс, силуэт самолетика расположится по направлению полета. Этим облегчается выдерживание курса самолета.

Датчик ПДК-45 представляет собой усовершенствованный магнитный компас, у которого магнитная система состоит из четырех магнитов, расположенных внутри полой катушки, имеющей возможность свободно вращаться вокруг вертикальной оси.

На этой оси укреплен площадкой с тремя щетками, скользящими по потенциометру, и три контактных кольца, при помощи которых снимаются напряжения с подвижных щеток к неподвижному корпусу.

Катушка компаса расположена в котелке, заполненном лигроином для уменьшения давления катушки на опоры и для демпфирования. Кольцевой потенциометр расположен над катушкой и укреплен на специальном мостике, жестко связанном с котелком. Для компенсации изменения объема лигроина от температуры имеется сильфон, укрепленный на крышке котелка. Сильфон закрыт пластмассовым колпаком.

На верхней части катушки имеется шкала, разбитая на 360° , которую можно наблюдать через смотровое окно с курсовой риской. На крышке котелка возле смотрового окна имеется стрелка и надпись «Направление полета», которая помогает правильно установить датчик при монтаже. Стрелка и курсовая черта лежат на одной прямой, проходящей через центр датчика.

Котелок помещается в нактоузе с карданным подвесом, наружное кольцо которого подвешено в нактоузе при помощи амортизационных пружин.

Нактоуз имеет четыре прилива с отверстиями для крепления болтами на самолете.

На крышке нактоуза имеется четыре гнезда, расположенных под 90° , в которые вставляются пеналы с компенсационными магнитиками для уменьшения девиации.

Сбоку датчика имеются два штепсельных разъема. К трехполюсному штепсельному разъему подключаются датчики, к двухполюсному — напряжение от бортовой сети самолета. Соединительные провода от штепсельных разъемов к потенциометру и щеткам проходят через полые цапфы карданного подвеса.

Для того чтобы можно было повернуть компас в ту или другую сторону относительно нактоуза, при установке компаса на самолете для устранения установочной ошибки имеется зажимное кольцо с винтом, подвешенное к нактоузу на амортизационных пружинах.

Указатель представляет собой трехрамочный логометр с подвижным магнитом. Роль рамок выполняют 3 пары обмоток, расположенных под 120° , которые помещены в подвижном основании, связанном через шестеренчатую передачу с кремальерой, выведен-

ной на лицевую часть прибора. К подвижному основанию крепится шкала, разбитая на 360° . Выводы от обмоток припаяны к трем кольцам коллектора, по которым скользят три щетки. Каждая щетка припаяна к вилке штепсельного разъема.

Внутри обмоток помещен постоянный магнит, насаженный на ось, которая может свободно поворачиваться в подшипниках. На конце оси укреплен стрелка с силуэтом самолетика.

При прохождении тока по обмоткам логометра указателя постоянный магнит установится по результирующей электромагнитного поля обмоток и стрелка, связанная с магнитом, укажет на шкале курс самолета.

Для удобства выполнения разворотов при построении «коробочки» по системе ОСП на стрелке прибора через каждые 90° нанесены индексы.

Девиация ПДК-45 устраняется путем вкладывания магнитиков в гнезда пеналов, расположенных на нактоузе.

Магнетики имеют различную окраску северного полюса, которая характеризует его магнитную силу.

При укладывании двух магнитиков, имеющих красную окраску, в гнезда двух диаметрально противоположных пеналов (по одному магнитик в каждый пенал) девиация изменится в ту или другую сторону (в зависимости от того, какой стороной вставлен магнитик в пенал) на $4-5^\circ$, пара магнитиков с желтой окраской северного полюса изменит девиацию на $2-2,5^\circ$ и с зеленой окраской северного полюса — на 1° .

При укладывании магнитика в один пенал обязательно необходимо укладывать магнитик с такой же окраской и в противоположный пенал.

Два диаметрально расположенных пенала служат для устранения девиации на курсах С — Ю, два других диаметрально противоположных пенала для устранения девиации на курсах В — З.

В связи с тем, что датчик устанавливается в хвостовой части фюзеляжа, влияние магнитного поля самолета на датчик будет незначительным, а девиация обычно не превышает $1-2^\circ$. Поэтому практически ее не устраняют, а списывают.

Гироскопический индукционный компас ГИК-1

Гироскопический индукционный компас (рис. 168) служит для определения магнитного курса самолета, выполнения разворотов на заданное количество градусов и в комплекте с радиокомпасом АРК-5 — магнитного пеленга и курсовых углов радиостанции, необходимых для расчета захода на посадку по системе ОСП.

Гироскопический индукционный компас отличается от других компасов высокой точностью, независимостью показаний от условий полета и почти полным отсутствием девиаций.

Гироскопический индукционный компас состоит из индукционного датчика ИД, гироагрегата Г-ЗМ, коррекционного механизма

КМ, усилителя У-6М, указателя УГР-1, указателя УГК-2, выключателя коррекции ВК-53РБ, соединительной коробки СК-11 и кнопки согласования 5-К.

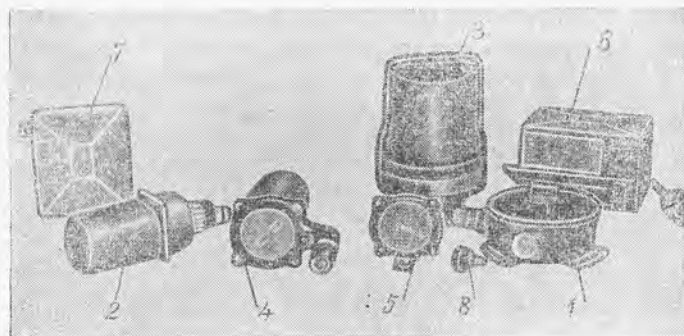


Рис. 168. Комплект компаса ГИК-1:

1 — индукционный датчик ИД; 2 — коррекционный механизм КМ; 3 — гироскопический агрегат Г-3; 4 — указатель УГР-1; 5 — указатель УГК-2; 6 — усилитель У-6М; 7 — соединительная коробка СК-11; 8 — кнопка согласования 5-К.

Назначение агрегатов гироскопического индукционного компаса ГИК-1

Индукционный датчик ИД служит для корректировки по магнитному курсу показаний, снимаемых с гироагрегата.

Гироскопический агрегат Г-3М предназначен для осреднения показаний магнитного курса, снимаемых с индукционного датчика, и для точного выполнения разворотов на заданное количество градусов.

Коррекционный механизм КМ предназначен:

- 1) для связи между индукционным датчиком курса и гироагрегатом;
- 2) для устранения четвертной девиации, методических и инструментальных ошибок системы.

Усилитель У-6М выполняет следующие функции:

1. Усиливает сигнал переменного тока удвоенной частоты, поступающий от индукционного датчика через автосин коррекционного механизма, преобразует этот сигнал в переменный ток основной частоты (частоты источника питания), усиливает преобразованный сигнал и подает его на управляющую обмотку обрабатывающего двигателя ДИД-0,5 следящей системы коррекционного механизма.

2. Преобразует постоянный ток, поступающий с токоотводов потенциометра коррекционного механизма, в сигнал переменного тока, усиливает его и подает на управляющую обмотку обрабатывающего двигателя ДИД-0,5 следящей системы гироагрегата.

3. Преобразует сигнал постоянного тока, поступающий с токоотводов потенциометра указателя, в сигнал переменного тока, усиливает его и подает на управляющую обмотку обрабатывающего двигателя ДИД-0,5 следящей системы указателя.

Указатель УГР-1 показывает все параметры, для определения которых предназначен компас ГИК-1, т. е. магнитный курс самолета, магнитный пеленг, курсовой угол радиостанции, а также предназначен для выполнения разворотов на заданное количество градусов.

Указатель УГК-2 показывает магнитный курс самолета и служит для выполнения разворотов на заданное количество градусов.

Выключатель коррекции ВК-53РБ предназначен для автоматического отключения азимутальной коррекции и коррекции горизонтального положения оси ротора гироскопа при разворотах самолета с угловой скоростью более 0,1—0,3 град/сек для предотвращения рассогласования следящих систем и появления ошибок при разворотах.

Соединительная коробка СК-11 предназначена для электрических соединений агрегатов гироскопического индукционного компаса между собой.

Кнопка согласования 5-К служит для быстрого согласования показаний указателя, соответствующих положению индукционного датчика, относительно магнитного меридиана после включения компаса.

Основные технические данные:

1. Готовность компаса к работе после включения питания:

а) при температуре окружающей среды от +20° до +50°С	не более чем через 1 мин.
б) при температуре окружающей среды —60°С	не более чем через 3 мин
2. Погрешность компаса при определении магнитного курса:

а) при нормальных условиях	не более $\pm 1,5^\circ$
б) при температуре окружающей среды +50° и —60°С	не более $\pm 2^\circ$
3. Дополнительная послеразворотная погрешность компаса на каждую минуту разворота
4. Погрешность в показаниях магнитного пеленга радиостанции
5. Высотность компаса, м
6. Питание компаса осуществляется:

а) от источника постоянного тока, в	27 $\pm$ 2,7
б) от источника 3-фазного переменного тока	от 33,9 до 39,6 в частота 400 $\pm$ 8 гц
7. Вес комплекта (без УГК-2), кг

Принцип действия. Компас ГИК-1 работает на свойстве гироскопа с тремя степенями свободы — сохранять горизонтально расположенную ось ротора в заданном азимуте и свойстве чувствительного элемента индукционного датчика определять свое положение относительно магнитного меридиана.



Рис. 169. Скелетная схема компаса ГИК-1.

На рисунке 169 представлена скелетная схема ГИК-1.

Гироагрегат, который является гироскопическим датчиком курса, связан дистанционной потенциметрической передачей с указателем, в результате чего положение самолета в азимуте или отклонение самолета от заданного курса передается на указатель.

Погрешности компаса, вызванные отклонением гироскопа вокруг вертикальной оси за счет трения в осях и суточного вращения земли, устраняются автоматически индукционным датчиком, связанным дистанционно через коррекционный механизм с гироагрегатом (азимутальная коррекция).

При разворотах самолета азимутальная коррекция автоматически отключается выключателем коррекции ВК-53РБ во избежание ошибок, связанных с негоризонтальным положением чувствительного элемента индукционного датчика.

С этой же целью на разворотах отключается коррекция ротора гироагрегата, которая удерживает ось ротора в горизонтальном положении.

Компас ГИК-1 имеет три следящие системы. Первая следящая система связывает индукционный датчик с коррекционным механизмом; вторая — коррекционный механизм с гироагрегатом и третья — гироагрегат с указателем. Каждая следящая система имеет свой канал усиления и следящий привод, который состоит из электродвигателя ДИД-0,5 и редуктора. Все три канала объединены в одном усилителе.

Указатель двоянный состоит из 2-х систем, одна из которых показывает магнитный курс, другая, связанная дистанционной

сельсинной передачей с рамкой радиокompаса АРК, показывает магнитный пеленг и курсовые углы радиостанции.

Индукционный датчик, установленный в консоли нижнего левого крыла (для уменьшения влияния магнитного поля самолета), служит для корректировки по магнитному курсу показаний с гироагрегата. Чувствительный элемент индукционного датчика состоит из трех магнитных зондов, расположенных по сторонам равнобедренного треугольника. Каждый магнитный зонд (рис. 170) имеет два параллельных пермалловых сердечника 1, обладающих высо-

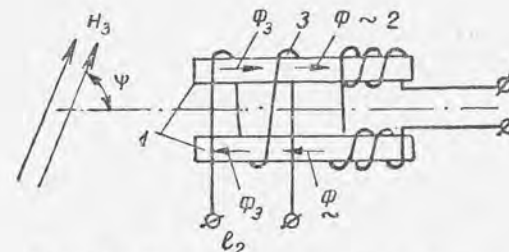


Рис. 170. Схема магнитного зонда датчика:

1 — сердечник; 2 — намагничивающая обмотка;
3 — сигнальная обмотка.

кой магнитной проницаемостью, помещенных внутри обмоток намагничивания 2. Оба сердечника вместе с обмотками намагничивания помещены во внутрь сигнальной обмотки 3. Магнитные зонды смонтированы на пластмассовой платформе. Обмотки намагничивания соединены последовательно, а сигнальные — треугольником. Платформа с магнитными зондами и поплавком при помощи карданных колец крепится к корпусу датчика. Корпус датчика заполнен жидкостью, состоящей из 75% лигроина и 25% масла МВП. Карданный подвес обеспечивает горизонтальное положение чувствительного элемента датчика при кренах самолета в любую сторону на угол до 17° .

На крышке датчика сверху смонтировано девиационное устройство, состоящее из двух поперечных и четырех продольных валиков с шестеренками для передачи вращения.

В двух поперечных и двух продольных валиках вставлены магнитники. Два крайних продольных валика удлинены и имеют прорезы под отвертку.

Работа индукционного датчика заключается в следующем. Магнитное поле земли создает в пермалловых стержнях датчика магнитный поток Φ_3 , величина которого будет зависеть от положения стержней относительно вектора магнитного поля Земли H_3 и магнитной проницаемости пермаллоя. Создаваемый магнитным полем Земли постоянный магнитный поток в стержнях в результате изменения их магнитной проницаемости преобразуется в пульсирующий, что приводит к созданию электродвижущей силы в сигнальных

обмотках по закону электромагнитной индукции. Величина электродвижущей силы в сигнальных обмотках будет зависеть от положения стержней относительно магнитного поля Земли, а следовательно, от положения индукционного датчика, связанного с самолетом по отношению к магнитному меридиану. Наибольшее значение ЭДС в сигнальной обмотке будет тогда, когда стержни ее расположены параллельно магнитному меридиану. По мере отклонения стержней от магнитного меридиана ЭДС будет уменьшаться, и когда стержни станут перпендикулярно меридиану, ЭДС в сигнальной обмотке не будет, так как магнитные силовые линии не будут пересекать витки сигнальной обмотки.

Изменение магнитной проницаемости в стержнях происходит в результате пропускания переменного тока по намагничивающим обмоткам, что приводит к периодическому намагничиванию сердечников. При максимальном значении тока сердечники намагничиваются до насыщения, магнитная проницаемость, а соответственно и магнитный поток Φ_z в них от магнитного поля Земли уменьшается. При уменьшении намагничивающего тока и прохождении его через нулевое значение магнитная проницаемость увеличивается и достигает максимального значения. Соответственно магнитный поток Φ_z становится максимальным. Таким образом, в сердечниках образуется пульсирующий магнитный поток, который имеет удвоенную частоту по сравнению с частотой переменного тока, питающего намагничивающие обмотки, потому что за один период изменения намагничивающего тока дважды изменяется магнитная проницаемость, а следовательно и поток Φ_z .

Намагничивающие обмотки соединены так, что прохождение переменного тока в них не будет влиять на сигнальную обмотку из-за того, что создаваемые при этом электромагнитные потоки в сердечниках будут направлены навстречу один другому и взаимно компенсироваться, не создавая электродвижущей силы в сигнальной обмотке.

Материалом для сердечников выбран молибденовый пермаллой, который, обладая большой магнитной проницаемостью при отсутствии электромагнитного потока в нем и малой магнитной проницаемостью при наличии электромагнитного потока, обеспечивает высокую чувствительность датчика.

Сигнальные обмотки соединены треугольником и связаны тремя проводами со статорными обмотками автосина, расположенными под 120° , которые смонтированы в коррекционном механизме. Ротор автосина имеет одну обмотку (рис. 171).

Возникшая ЭДС в сигнальных обмотках вызовет движение тока в цепи, который, проходя по обмоткам статора, создает результирующую магнитного потока Φ_c . Величина и направление результирующей будет зависеть от положения датчика относительно магнитного меридиана, т. е. от курса самолета. Результирующая электромагнитного потока Φ_c индуцирует в обмотке ротора ЭДС. Ток, снимаемый с обмотки ротора, поступает в 1-й канал усилителя, где

он усиливается, преобразуется в переменный ток частоты источника питания, еще раз усиливается, после чего направляется в управляющую обмотку двигателя ДИД-0,5 следящей системы коррекционного механизма. Электродвигатель M через редуктор вращает ротор автосина до тех пор, пока ось полюсов ротора не установится перпендикулярно результирующей электромагнитного поля статора, ЭДС в обмотке будет равна нулю, электродвигатель остановится и стрелка укажет курс самолета.

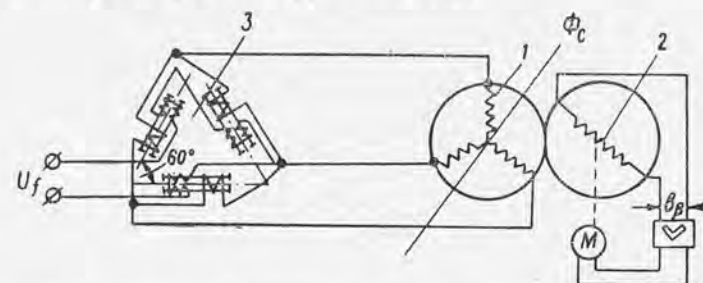


Рис. 171. Схема соединения чувствительного элемента датчика автосина:

1 — обмотка стартера; 2 — обмотка ротора; 3 — чувствительный элемент.

При изменении курса самолета датчик изменяет свое положение относительно магнитного меридиана, происходит перераспределение токов в обмотках статора автосина и электродвигатель поворачивает ротор автосина на этот же самый угол, что и датчик.

На рис. 172 изображена принципиальная электрокинематическая схема компаса ГИК-1.

На вертикальной оси внешней рамки гироскопа гироагрегата Г-3М закреплен кольцевой потенциометр 2. К двум диаметрально противоположным точкам кольцевого потенциометра через контактные кольца 3, закрепленные на оси, и щетки 4, связанные с корпусом, подводится постоянный ток 27 в от бортсети. С кольцевого потенциометра ток снимается тремя щетками, расположенными под 120° на шестерне редуктора 5. При работе отработавшего электродвигателя 6 через редуктор 7 шестерня 5 вместе со щетками будет поворачиваться, щетки, скользя по кольцевому потенциометру, изменят свое положение относительно токопроводов. Щетки потенциометра гироагрегата соединены через контактные кольца тремя проводами со щетками потенциометра 8 коррекционного механизма КМ.

Коррекционный механизм состоит из следующих основных узлов: автосина, электродвигателя 9 с редуктором, потенциометра 8 и лекального устройства 10. Статор автосина 11 и потенциометр укреплены в корпусе коррекционного механизма. Ротор автосина 12 укреплен на оси 13, которая связана через редуктор с электродвигателем 9. При включении в работу электродвигателя

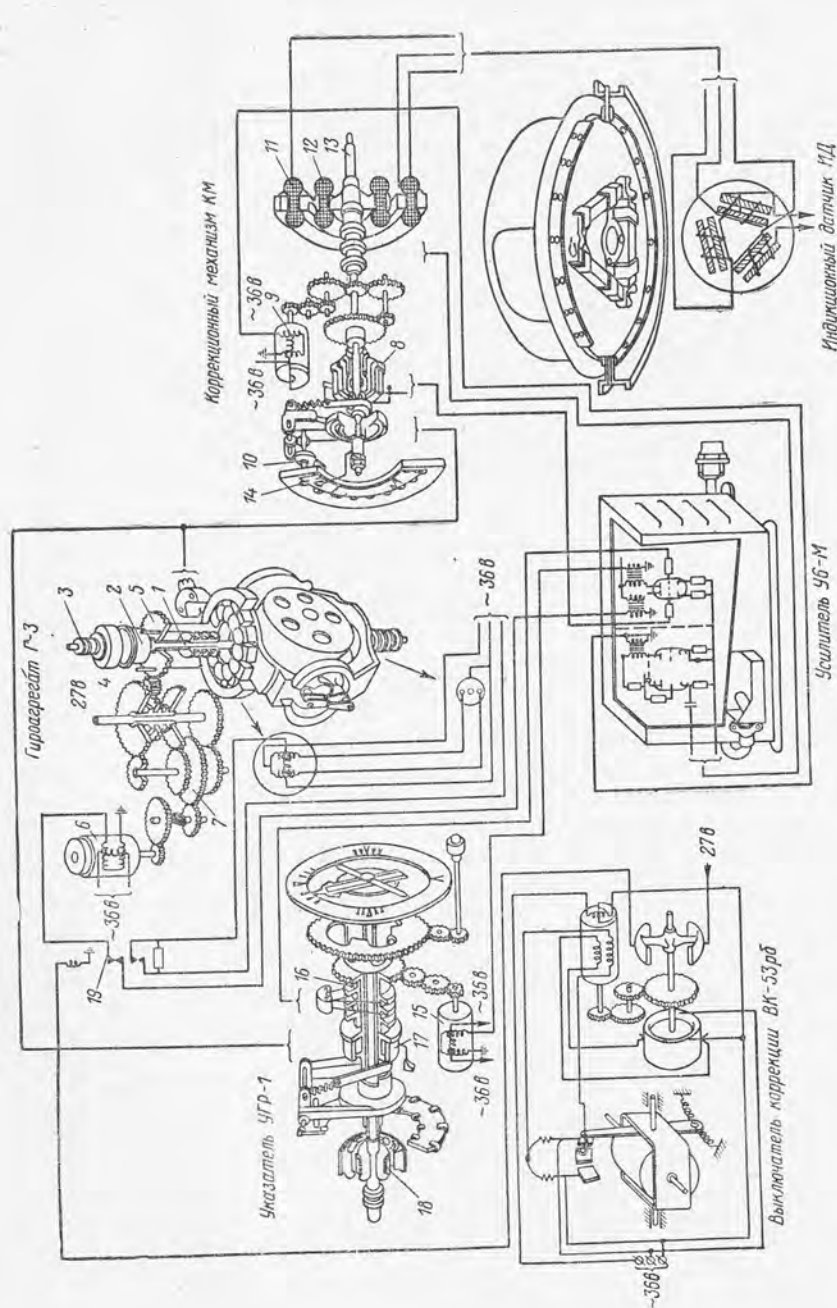


Рис. 172. Принципиальная электрокинематическая схема компаса ГИК-1.

1 — вертикальная ось гироскопа; 2 — потенциометр гиросагрегата; 3 — контактные кольца; 4 — щетки; 5 — зубчатое колесо; 6 — электродвигатель гиросагрегата; 7 — редуктор; 8 — потенциометр коррекционного механизма; 9 — электродвигатель коррекционного механизма; 10 — потенциометр коррекционного механизма; 11 — статор автосины; 12 — ротор автосины; 13 — ось коррекционного механизма; 14 — регулировочный винт лекального устройства; 15 — электродвигатель указателя; 16 — ось указателя; 17 — реле; 18 — электродвигатель указателя; 19 — сельсиг-приемник; 20 — сельсиг-передатчик.

ось 13 передает вращение через лекальное устройство щеткодержателю со щетками, которые при этом дополнительно могут поворачиваться на некоторый угол относительно оси. Угол поворота зависит от прогиба ленты лекального устройства и обеспечивается регулировочными винтами 14. Лекальное устройство предназначено для устранения методических и инструментальных ошибок, а также для уменьшения четвертной девиации. Таким образом, ток поступает от сигнальных обмоток индукционного датчика в обмотки статора автосины. Ток из обмотки ротора автосины через контактные кольца и щетки подводится на вход I канала усилителя У-6М. Напряжение с выхода I канала подается в электродвигатель корректирующего механизма КМ.

Токоподводы потенциометра коррекционного механизма связаны со входом II канала усилителя. Напряжение с выхода II канала поступает в электродвигатель гиросагрегата.

Указатель УГР-1 состоит из кольцевого потенциометра, электродвигателя с редуктором, лекального устройства и сельсина. При работе электродвигателя 15 через редуктор вращается ось 16 вместе со шкалой магнитного курса. Потенциометр 17, вращаясь вместе с осью, в результате наличия лекального устройства может иметь дополнительное угловое перемещение относительно оси. Лекальное устройство предназначено для устранения инструментальных ошибок указателя и методических погрешностей передачи от потенциометра гиросагрегата до потенциометра указателя. Лекальное устройство регулируется на заводе-изготовителе.

Три щетки потенциометра указателя, закрепленные в корпусе, соединены тремя проводами со щетками потенциометра гиросагрегата. Токоотводы потенциометра указателя подведены на вход III канала усилителя. Напряжение с выхода III канала поступает

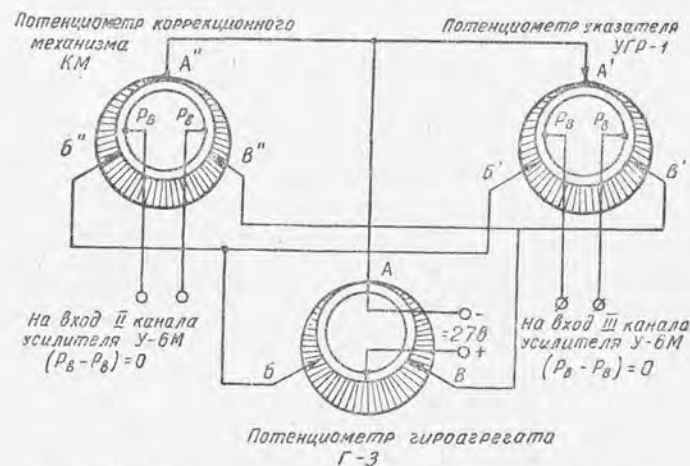


Рис. 173. Согласованное положение потенциметрических систем компаса.

в электродвигатель 15 указателя. Сельсин-приемник 18 связан электрически с сельсином-датчиком системы радиокомаса АРК-5.

Принцип работы всей системы компаса заключается в следующем.

Постоянный ток 27 в, подводимый к потенциометру гироагрегата, снимается тремя щетками и по трехпроводной электрической цепи поступает на потенциометры указателя и коррекционного механизма.

Согласованное положение потенциометрических систем компаса будет тогда, когда напряжение на токоотводах потенциометров указателя и коррекционного механизма равно нулю (рис. 173).

Такое положение может быть только в одном случае, когда токоотводы потенциометров указателя и коррекционного механизма смещены по отношению к токоподводам потенциометра гироагрегата на 90° . Во всех остальных случаях потенциометрические системы будут рассогласованы (рис. 174). При этом на токоотво-

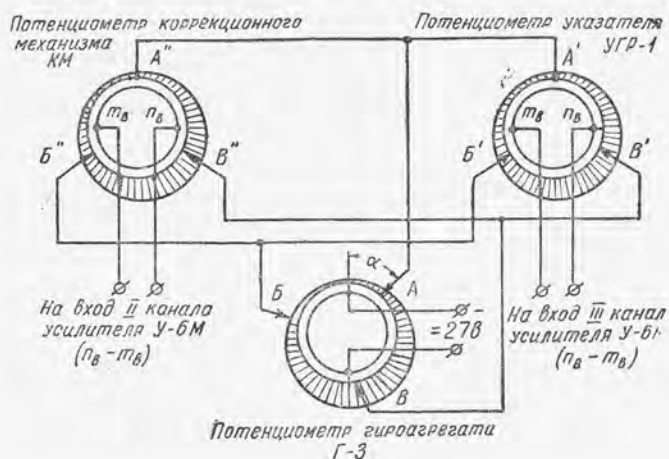


Рис. 174. Рассогласованное положение потенциометрических систем компаса.

дах потенциометров появится разность потенциалов, ток пойдет на усилитель, преобразуется и усилится, затем поступит на управляющую обмотку электродвигателя. Электродвигатель начнет вращать щетки или потенциометр до тех пор пока не наступит согласование, после чего он выключается.

Коррекционный механизм вместе с индукционным датчиком выполняет такую же функцию, как и магнитный датчик в компасе ДГМК-3. Положение ротора автосина с осью коррекционного механизма и щетками, расположенными на потенциометре, будет соответствовать положению индукционного датчика относительно магнитного меридиана.

При рассогласовании системы потенциометров гироагрегата и коррекционного механизма на токоотводах потенциометра коррекционного механизма появится разность потенциалов. Напряжение с токоотводов поступит на вход II канала усилителя. Усиленный и преобразованный ток, выходя со II канала, направляется в управляющую обмотку электродвигателя гироагрегата, который через редуктор будет вращать щетки потенциометра гироагрегата до тех пор, пока система потенциометров гироагрегата и коррекционного механизма не согласуется.

При развороте самолета на угол α (рис. 185) корпус гироагрегата, закрепленный на самолете, повернется также на этот угол относительно гироскопа. Вместе с корпусом гироагрегата повернутся относительно потенциометра на угол α связанные с ним щетки. Система потенциометров рассогласуется, на токоотводах потенциометра указателя появится разность потенциалов, в результате чего напряжение поступит в III канал усилителя. Усиленный и преобразованный ток направится в управляющую обмотку электродвигателя. Электродвигатель через редуктор будет вращать потенциометр указателя до тех пор, пока он не согласуется с потенциометром гироагрегата. Вместе с потенциометром указателя повернется и шкала на тот же самый угол α , показывая изменение магнитного курса.

Передаточное число редуктора отработывающего двигателя указателя (1:1800) обеспечивает поворот шкалы в сторону согласования со скоростью 15—20 град/сек, что обеспечивает во время разворота согласованное положение системы потенциометров гироагрегата и указателя. Поэтому указатель с достаточной точностью показывает изменение магнитного курса самолета.

Разворот гироагрегата вызовет также рассогласование системы потенциометров гироагрегата и коррекционного механизма.

Индукционный датчик также повернется на угол α относительно магнитного меридиана. При этом произойдет перераспределение токов в сигнальных обмотках чувствительного элемента датчика. Соответственно перераспределятся токи в обмотках статора автосина. Результирующая электромагнитного поля статора, повернувшись на угол α , создаст в обмотке ротора автосина ток, который подается на вход I канала усилителя. Усиленный и преобразованный ток с выхода I канала поступает в управляющую обмотку отработывающего двигателя коррекционного механизма. Электродвигатель через редуктор будет поворачивать ось коррекционного механизма вместе с ротором автосина до согласования, т. е. повернет на такой же угол α , на который повернется индукционный датчик. Одновременно щетки, связанные с осью коррекционного механизма, повернутся относительно потенциометра на угол α , и система потенциометров коррекционного механизма и гироагрегата после разворота останется в согласованном положении.

В прямолинейном полете рассогласование систем потенцио-

метров компаса может произойти из-за прецессии и наклона чувствительного элемента индукционного датчика за счет воздействия ускорений или других причин.

При отклонении гироскопа гироагрегата вокруг вертикальной оси за счет трения в осях или суточного вращения земли системы потенциометров рассогласуются и на токоотводах потенциометра коррекционного механизма появится разность потенциалов. В результате чего ток через II канал усилителя поступит в управляющую обмотку отработывающего двигателя гироагрегата. Электродвигатель через редуктор будет поворачивать щетки потенциометра до момента согласования. Так как скорость поворота щеток потенциометра гироагрегата редуктором отработывающего двигателя (передаточное число редуктора 1:828000, что соответствует повороту щеток со скоростью 1—5 град/мин) значительно больше, чем скорость поворота потенциометра гироагрегата за счет трения в осях или же суточного вращения земли (не более 0,5 град/мин), погрешность будет иметь небольшую величину (не более 0,25—0,5 град/мин).

При отклонении чувствительного элемента датчика от горизонтального положения за счет ускорений, возникающих в полете, изменяется расположение стержней относительно направления магнитного поля земли. Это приведет к перераспределению токов в сигнальных обмотках чувствительного элемента, что в свою очередь вызовет изменение направления результирующей электромагнитного поля статора автосина. В обмотке ротора появится ток, который, пройдя I канал усилителя, поступит в управляющую обмотку отработывающего двигателя коррекционного механизма.

Электродвигатель коррекционного механизма, вращая через редуктор щетки потенциометра, начнет рассогласовывать систему потенциометров гироагрегата и коррекционного механизма. Появившаяся в результате этого разность потенциалов на токоотводах потенциометра коррекционного механизма вызовет включение отработывающего двигателя гироагрегата, который начнет поворачивать щетки потенциометра гироагрегата в сторону согласования с потенциометром коррекционного механизма.

При этом начнет рассогласовываться система потенциометров гироагрегата и указателя. Включится в работу отработывающий двигатель указателя, который через редуктор начнет поворачивать потенциометр указателя, а вместе с ним и шкалу, создавая ошибку, связанную с наклоном чувствительного элемента датчика от действия инерционных сил. Кратковременные отклонения чувствительного элемента датчика от горизонтального положения на показания компаса практически не влияют, ввиду малой скорости поворота щеток потенциометра гироагрегата (1—5 град/мин). При продолжительном действии инерционных сил на чувствительный элемент датчика появляется ошибка на указателе, которая будет нарастать со скоростью 1—5 град/сек.

После перехода самолета в установившееся прямолинейное движение эта погрешность автоматически будет устраняться с такой же скоростью, с которой она нарастала (1—5 град/сек).

При развороте самолета выключатель коррекции ВК-53РБ через реле 19 (рис. 172), смонтированное в гироагрегате, отключает питание управляющей обмотки отработывающего двигателя гироагрегата. Этим самым исключается влияние на указатель рассогласования системы потенциометров гироагрегата и коррекционного механизма из-за негоризонтального положения индукционного датчика при разворотах, т. е. потенциометр коррекционного механизма не будет влиять на потенциометр гироагрегата. Потенциометр гироагрегата будет связан только лишь с потенциометром указателя, поэтому указатель будет точно показывать разворот самолета, зависящий от гироскопа, но не зависящий от индукционного датчика (как разворот по гиropolукомпасу). Также выключатель коррекции через реле уменьшает ток в обмотке возбуждения ротора мотора-корректора, а следовательно, и величину момента, развиваемую мотором-корректором.

Выключатель коррекции срабатывает при разворотах самолета с угловой скоростью более 0,1—0,3 град/сек, и в результате наличия механизма задержки через 5—15 сек. после начала действия угловой скорости. Таким образом, коррекционный механизм компаса отключается только при выполнении разворотов продолжительное время, более 5—15 сек. При кратковременном отклонении самолета от курса выключатель коррекции не срабатывает. Перед включением компаса ГИК-1 может быть рассогласование между индукционным датчиком и положением щеток потенциометра коррекционного механизма, системой потенциометров коррекционного механизма и гироагрегата, системой потенциометров гироагрегата и указателя.

После включения питания и прогрева ламп усилителя через 15—20 сек. происходит согласование систем, связывающих индукционный датчик, коррекционный механизм, гироагрегат и указатель.

Так как скорость согласования потенциометров коррекционного механизма и гироагрегата очень мала (1÷5 град/мин), то при максимальном рассогласовании потенциометров (на 180°) системы согласуются через длительное время (до 3 час.), в течение которого указатель будет показывать неправильный курс. Для того чтобы ускорить согласование систем потенциометров компаса после включения прибора или же в полете, имеется кнопка быстрого согласования, при нажатии которой срабатывает электромагнит и переключает фрикционную передачу редуктора отработывающего двигателя гироагрегата, изменяя передаточное число с 1:828000 до 1:3150, что увеличивает скорость согласования до 10—15 град/сек. Такая скорость обеспечивает согласование систем потенциометров компаса за время не более 12—18 сек.

Указатель компаса УГР-1 имеет сельсинную передачу для син-

хронной передачи угла поворота рамки радиокompаса АРК-5 на стрелку указателя.

Сельсинная система радиокompаса состоит из сельсина-датчика, ротор которого связан с осью рамки радиокompаса, и сельсина-указателя, ротор которого связан со стрелкой указателя УГР-1. Конструктивно сельсины радиокompаса и указателя выполнены одинаково. Сельсины имеют трехфазную обмотку статора и однофазную обмотку ротора. Обмотки статора соединены звездой, т. е. одними концами три обмотки статора соединены в одной точке, а другие концы выведены к соединительным клеммам. Ротор сельсина имеет однофазную обмотку на железном сердечнике, концы которой выведены к двум контактным кольцам, укрепленным на оси ротора и электрически изолированным от нее.

Переменный ток подводится в обмотки роторов сельсина-датчика и сельсина-указателя. Обмотки статоров сельсина-датчика и сельсина-указателя соединены между собой тремя проводами (рис. 175).

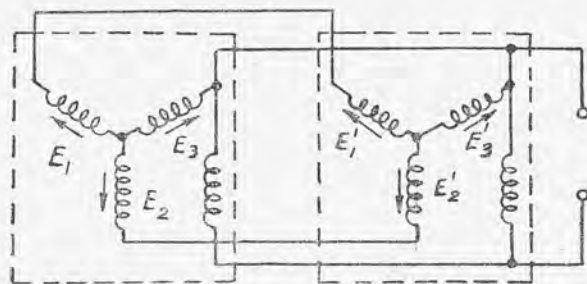


Рис. 175. Схема сельсинной передачи.

При прохождении в обмотках роторов переменного тока в обмотках статоров будет индуцироваться ток. Величина тока в каждой обмотке будет зависеть от положения ротора относительно обмоток статора. При одинаковом расположении роторов сельсинов датчика и указателя относительно обмоток статора токи в соответствующих обмотках статоров будут одинаковы и направлены навстречу один другому:

$$E_1 = E'_1; \quad E_2 = E'_2; \quad E_3 = E'_3.$$

Следовательно, токи в соединительных проводах взаимно уничтожаются и тока в цепи не будет.

При повороте рамки радиокompаса повернется и ротор сельсина-датчика, укрепленный на оси рамки. Произойдет перераспределение токов в обмотках статора сельсина-датчика. По трем проводам ток потечет в обмотки статора сельсина-указателя. Результирующая электромагнитного поля статора сельсина-указателя отклонится и заставит повернуться ротор сельсина-указателя вме-

сте со стрелкой до того момента, когда совпадут результирующие электромагнитного поля статора и ротора сельсина-указателя. Ротор сельсина-указателя по отношению к обмоткам статора займет такое же положение, как и ротор сельсина-датчика. Стрелка указателя покажет угол поворота рамки радиокompаса.

Кроме УГР-1 к потенциометру гироскопа гиросистемы подключается указатель УГК-2 логометрического типа (типа ПДК-45).

Для удержания главной оси гироскопа гиросистемы в горизонтальном положении применяется жидкостная электромагнитная коррекция (рис. 176), состоящая из чувствительной и силовой частей. Чувствительная часть крепится к внутренней рамке гироскопа и представляет собой жидкостной переключатель, состоящий из герметичного кожуха, заполненного токопроводящей жидкостью в таком количестве, что внутри корпуса остается воздушный пузырек. В жидкости расположены четыре контакта под 90° (используется только два). От контактов наружу выведены клеммы, к которым присоединяются управляющие обмотки мотора-корректора. К основанию переключателя подведен переменный ток.

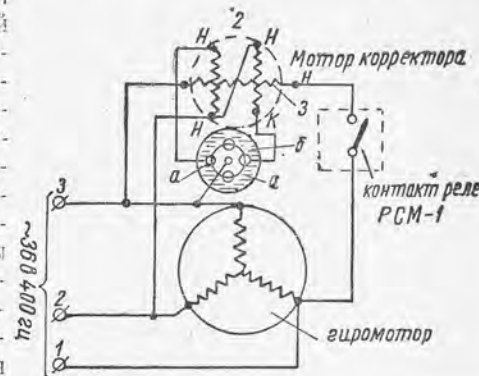


Рис. 176. Схема коррекции горизонтального положения оси ротора гироскопа:

1 — жидкостной переключатель; 2 — управляющие обмотки; 3 — обмотка возбуждения.

Силовая часть коррекции представляет собой мотор-корректор, состоящий из ротора и статора. Ротор состоит из пакета пластин электротехнической стали, в пазы которого уложены три обмотки: одна обмотка возбуждения и две управляющие обмотки. Статор представляет собой пакет пластин из электротехнической стали, залитой алюминиевым сплавом, который образует короткозамкнутые витки обмотки.

Ротор крепится на внешней рамке гироскопа, а статор на крышке гиросистемы.

Мотор-корректор является двухфазным многополюсным реверсивным асинхронным мотором, работающим в заторможенном режиме. При горизонтальном положении оси ротора гиросистемы жидкостной переключатель также будет расположен горизонтально, воздушный пузырек займет среднее положение и оба контакта переключателя будут перекрыты токопроводящей жидкостью. В обе управляющие обмотки поступит одинаковый ток, но противоположный по направлению. Эти токи совместно с током обмотки возбуждения создадут два вращающихся в противоположных направлениях электромагнитных поля одинаковой напряженности, в результате чего суммарный момент мотора-корректора будет равен нулю.

При отклонении главной оси гироскопа от горизонтального положения за счет трения в осях или суточного вращения земли жидкостной переключатель, связанный с внутренней рамкой кардана, также наклонится, и пузырек воздуха в нем сместится.

Один из контактов выйдет из жидкости, в результате чего уменьшится ток в управляющей обмотке, связанной с этим контактом. Ток, проходящий по второй управляющей обмотке, вместе с током, проходящим по обмотке возбуждения, сдвинутый в пространстве и по фазе (по времени) образует вращающееся электромагнитное поле, которое, пересекая при своем вращении статор, наводит в нем токи. В результате взаимодействия электромагнитных полей ротора и статора возникает вращающийся момент, который будет стремиться повернуть ротор относительно статора. Так как ротор укреплен на внешней рамке гироскопа, то этот момент вызовет прецессию, главная ось гироскопа возвратится в горизонтальное положение и действие коррекционного момента прекратится.

Определение и устранение девиации компаса ГИК-1

Девиация — отклонение стрелки компаса от магнитного меридиана. Девиация возникает вследствие воздействия на магнитную систему компаса магнитного поля самолета, которое создается ферромагнитными массами и различными источниками электромагнитных полей. Для уменьшения влияния магнитного поля индукционный датчик устанавливается в крыле.

Девиация определяется как разность между магнитным и компасным курсом самолета:

$$\Delta K = MK - KK.$$

В компасе ГИК-1 полукруговая девиация устраняется девиационным прибором, а четвертная девиация — лекальным устройством, смонтированным в коррекционном механизме.

При установке компаса на самолете вначале устраняют установочную ошибку. Для этого определяют погрешность на четырех основных румбах (0° , 90° , 180° , 270°) и подсчитывают величину установочной ошибки по формуле:

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

Установочную ошибку более 1° устраняют поворотом индукционного датчика относительно продольной оси самолета. Для этого необходимо, ослабив три винта крепления датчика, повернуть его на величину установочной ошибки.

После этого устраняют полукруговую девиацию, для чего измеряют девиацию на магнитных курсах 0° и 180° , складывают полученные значения и делят на два, затем, поворачивая валик

С—Ю девиационного прибора, доводят ее до полученного среднего значения. Таким образом, девиация на курсах 0° и 180° будет одинакова. То же самое проделывают на курсах 90° и 270° и вращением валика В—З девиационного прибора устанавливают среднее значение девиации на этих курсах. После устранения полукруговой девиации затягивают винт хомутка на валиках девиационного прибора и закрепляют латунной проволокой.

Затем приступают к устранению четвертной девиации. Четвертная девиация, методические и инструментальные ошибки компаса устраняются лекальным устройством коррекционного механизма на 24 магнитных курсах. Для устранения четвертной девиации устанавливают самолет на магнитный курс 0° .

В коррекционном механизме отворачивают три винта и, взявшись за головку, снимают крышку. Под крышкой в коррекционном механизме расположены по окружности 24 регулировочных винта лекального устройства, шкала и стрелка.

Специальной отверткой вращают регулировочный винт, расположенный против конца стрелки, наблюдая за показаниями на шкале указателя УГР-1 (кнопка быстрого согласования при этом должна быть нажата). Если девиация положительная, то регулировочный винт необходимо вращать против часовой стрелки и наоборот. Вращение регулировочного винта необходимо производить до полного устранения девиации. Аналогично устраняется девиация на всех 24 курсах (0° , 15° , 30° , 45° и т. д.).

При устранении девиации лекальным устройством регулировочные винты смещаются от среднего положения, поэтому, прежде чем приступить к повторному устранению девиации с коррекционным механизмом, ранее подвергавшемуся регулированию, необходимо установить регулировочные винты в среднее положение. Для этого надо выполнить следующее. Включить компас ГИК-1. Вращая магнит около индукционного датчика, установить стрелку коррекционного механизма на нулевую отметку шкалы. Вращая регулировочный винт, расположенный против конца стрелки (кнопка быстрого согласования должна быть нажата), установить нуль по шкале указателя УГР-1.

Таким же образом, устанавливая стрелку коррекционного механизма на отметки шкалы через 15° , добиваются одинаковых показаний по шкале коррекционного механизма и по шкале УГР-1.

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

Девиация радиокompаса

Девиация радиокompаса ΔP — погрешность, вызванная искажением электромагнитного поля у самолета. Положительная девиация увеличивает показания, отрицательная — уменьшает. Правильность устранения радиодевиации в полете проверяется путем пеленгования известной радиостанции на трех-четыре кур-

сах по шкале курсовых углов радиостанции, нанесенной на указателе УГР-1 (внешняя шкала).

В том случае, если пеленги окажутся неверными, то необходимо устранить радиодевiation и отрегулировать компенсатор радиодевiation внутрифузеляжной рамочной антенны АРК-5. Перед тем, как устранять радиодевiation, необходимо отрегулировать компенсатор на нулевую поправку, т. е. установить такой профиль лекала, при котором ротор сельсина будет синхронно вращаться с рамкой. Этому положению соответствует круглый профиль полотна лекала с центром, совпадающим с центром оси.

Устранение девиации по показаниям двоянного указателя УГР-1 производится следующим образом:

1. Устанавливать самолет на заданный курсовой угол радиостанции (КУР) через каждые 30°.

2. По шкале указателя против неподвижного нулевого индекса определять компасный курс (КК), а против конца радиострелки — магнитный радиопеленг (ОРП).

3. Составить таблицу (табл. 23), определяя радиодевiation по формуле:

$$\Delta P = \text{ОРП} - \text{КУР} - \text{КК}$$

(если ΔP по абсолютной величине будет меньше 180°) и по формуле:

$$\Delta P = \text{ОРП} - \text{КУР} - \text{КК} + 360^\circ$$

(если ΔP по абсолютной величине окажется больше 180°).

4. По полученным данным построить график зависимости радиодевiation от курсового угла радиостанции.

Таблица 23

КУР	КК	ОРП	ОРП-КК-КУР	Р
0	12	16	+4	+4
30	352	23	-359	+1
60	330	27	-363	-3
...	...	...	...	...
210	135	20	-355	+5
270	121	29	-362	-2

5. По полученному графику отрегулировать компенсатор радиодевiation.

Построение графика и регулирование компенсатора производится методом, изложенным в описании радиоконпаса АРК-5

Проверка компаса ГИК-1 перед полетом

Перед полетом необходимо проверить:

1. Внешний вид агрегатов, нет ли видимых дефектов.

2. Прочность крепления агрегатов.

3. Надежность соединения штепсельных разъемов.

4. Положение регулятора чувствительности усилителя.

Регулятор чувствительности усилителя У-6М для средних широт устанавливается в положение, отмеченное цифрой 3 или 4, для высоких широт — цифрой 4 или 5 и для широт, близких экватору — цифрой 2 или 1.

5. Исправность всего комплекта компаса. Для этого необходимо включить питание компаса и через 1—3 мин., нажав кнопку быстрого согласования, произвести согласование систем компаса.

Затем, при нажатой кнопке согласования поднести постоянный магнит (или какой-либо стальной предмет) к индукционному датчику так, чтобы шкала указателя повернулась на некоторый угол, после чего отпустить кнопку и убрать магнит (или стальной предмет).

Через 15—20 сек. нажать кнопку и следить за шкалой, которая, плавно поворачиваясь, должна возвратиться в первоначальное согласованное положение. Если после согласования шкалы будут незатухающие колебания с амплитудой более 1°, то необходимо уменьшить чувствительность усилителя, поворачивая регулятор чувствительности отверткой против часовой стрелки до исчезновения колебаний.

Включение и проверка компаса. Пользование компасом ГИК-1 в полете

Перед взлетом, но не ранее чем через 3 мин. после включения питания, нажать на кнопку быстрого согласования и удерживать ее до тех пор, пока не прекратится движение шкалы указателя. При максимальном рассогласовании показаний индукционного датчика и указателя согласование наступит за время не более 20 сек.

В полете кнопкой быстрого согласования можно пользоваться только в горизонтальном прямолинейном полете с постоянной скоростью. Для удобства пользования компасом в полете рекомендуется установить курсозадатчик указателя на заданный компасный курс.

В полете шкала курса с курсозадатчиком и стрелка радиоконпаса будут ориентированы в пространстве, так как они связаны соответственно с магнитным полем земли и с радиостанцией, а индекс в верхней части указателя и шкала курсовых углов радиостанции поворачиваются вместе с самолетом. Поэтому при развороте самолета шкала курса с курсозадатчиком и стрелка радиоконпаса поворачиваются в противоположную сторону разворота (вид на указатель соответствует виду с самолета на землю, в отличие от указателя ПДК-45).

По указателю УГР-1 можно определять курс самолета и пеленг радиостанции, чем облегчается выполнение активного полета

на радиостанцию и от радиостанции при условии равенства действительного пеленга радиостанции и заданного.

Определение компасного курса производится по основной (внутренней) шкале против верхнего неподвижного индекса.

Магнитный пеленг радиостанции определяется по той же шкале против острия стрелки радиокompаса.

Обратный пеленг определяется против обратного (укороченного) конца стрелки.

Курсовой угол радиостанции отсчитывается по дополнительной (наружной) шкале против острия стрелки радиокompаса.

Стрелку курсозадатчика можно устанавливать на заданный курс (пеленг радиостанции).

Активный полет на радиостанцию

Предположим, что самолет, летящий на радиостанцию, отклонился от линии заданного маршрута (рис. 177). При этом угол между стрелками радиокompаса и курсозадатчика характеризует ошибку положения, а угол между стрелкой курсозадатчика и верхним неподвижным индексом — ошибку направления полета. Для выхода самолета на линию заданного маршрута надо самолет перевести из положения *а* в положение *б*, т. е. развернуть его влево до курса захода, составляющего угол с линией заданного маршрута γ (угол между стрелкой курсозадатчика и верхним неподвижным индексом).

По мере приближения самолета к линии заданного маршрута (линии заданного пеленга радиостанции) угол между стрелками радиокompаса и курсозадатчика будет уменьшаться, и при пересечении самолетом линии заданного маршрута стрелки сойдутся.

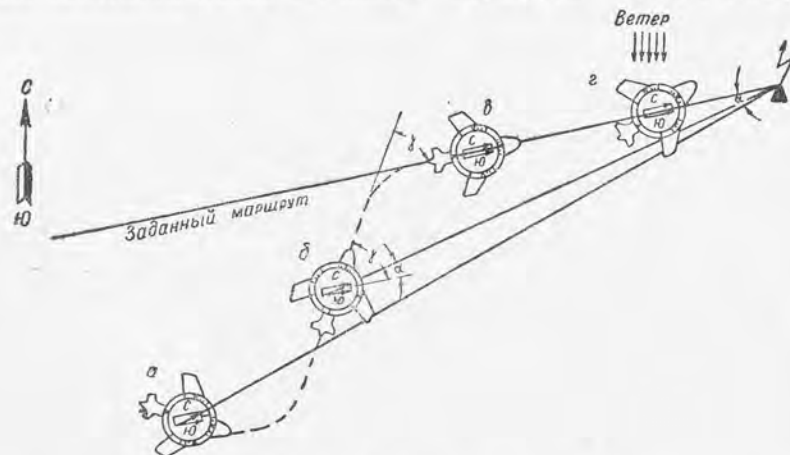


Рис. 177. Активный полет на радиостанцию:
а — исходное положение; б — выход к линии заданного маршрута; в — полет по заданному маршруту без бокового ветра; г — полет по заданному маршруту при боковом ветре.

И если продолжать полет по курсу захода, то будет ошибка направления полета, которая характеризуется углом между стрелкой курсозадатчика и верхним неподвижным индексом. Поэтому, не доходя до линии маршрута, необходимо начать разворот (вправо). Начало разворота определяется по углу между стрелками радиокompаса и курсозадатчика (т. е. по углу α , являющемуся разностью между действительным и заданным пеленгами радиостанции), учитывая расстояние до радиостанции и скорость самолета. Когда самолет выйдет на заданный маршрут, стрелки радиокompаса и курсозадатчика сойдутся и при отсутствии бокового ветра совместятся с неподвижным индексом (положение в). Для совмещения стрелок при боковом ветре необходимо развернуть самолет на угол сноса, который покажет совмещенная с курсозадатчиком стрелка радиокompаса на специальной шкале, имеющей возле неподвижного индекса (положение г).

Полет от радиостанции отличается от полета на радиостанцию тем, что с острием стрелки курсозадатчика будет совмещаться обратный конец стрелки радиокompаса (рис. 178). При приближении самолета к линии заданного маршрута, ошибка, связанная с направлением полета, будет характеризоваться положением верхнего неподвижного индекса относительно курсозадатчика на той половине шкалы, на которую направлена стрелка радиокompаса.

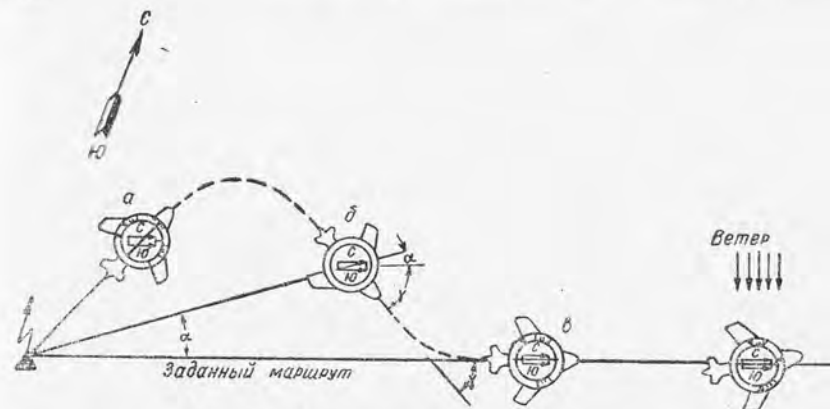


Рис. 178. Активный полет от радиостанции:

а — исходное положение; б — выход к линии заданного маршрута; в — полет по заданному маршруту без бокового ветра; г — полет по заданному маршруту при боковом ветре.

Для выполнения активного полета необходимо выдерживать курс, при котором совмещены стрелки радиокompаса и курсозадатчика. Если стрелки разойдутся, то необходимо их совместить, подворачивая самолет так, чтобы верхний неподвижный индекс оказался на той половине шкалы относительно курсозадатчика, на которую направлена стрелка радиокompаса.

Пользуясь указателем УГР-1 можно выполнять посадку по системе ОСП. Для этого на шкале курсовых углов радиостанции имеются треугольные индексы, расположенные через 90° , и деления, соответствующие значениям КУР, при которых необходимо начинать выполнение 2-го, 3-го и 4-го разворотов при построении «большой корбочки». После пролета радиостанции с посадочным курсом по истечении указанного в инструкции времени необходимо начинать первый разворот. Вывести самолет из разворота надо в тот момент, когда стрелка курсозадатчика совместится с треугольным индексом на внешней шкале, который соответствует курсовому углу радиостанции равному 90° .

Затем, удерживая конец стрелки курсозадатчика на треугольном индексе, полет по прямой производится до тех пор, пока стрелка радиокompаса не укажет курсовой угол радиостанции, указанный для начала второго разворота. Второй разворот необходимо выполнять до момента совмещения стрелки курсозадатчика со следующим треугольным индексом, что соответствует КУР = 180° . Полет по прямой производится до тех пор, пока стрелка радиокompаса не укажет необходимый КУР начала третьего разворота. Аналогично выполняются третий и четвертый развороты. После четвертого разворота выход самолета на посадочный курс обеспечивается с точностью $\pm 3^\circ$.

Определение магнитного пеленга радиостанции на указателе УГР-1 облегчает определение местонахождения самолета по боковой радиостанции.

Расположение агрегатов гироскопического индукционного компаса на самолете

Индукционный датчик ИД расположен в консоли левого нижнего крыла.

Гироагрегат Г-3М, коррекционный механизм КМ, усилитель У-6М и выключатель ВК-53РБ смонтированы под полом правого летчика между 4 и 5 шпангоутом фюзеляжа.

Соединительная коробка СК-11 укреплена на 4 шпангоуте под полом справа.

Указатель УГР-1 расположен на левой половине приборной доски вместе с кнопкой быстрого согласования 5-К.

Указатель УГК-2 расположен на правой половине приборной доски вместе с кнопкой быстрого согласования 5-К.

Указатели положения закрылков и створок маслорадиатора УПЗ-48 и УЗП-47

Указатель положения заслонок (УПЗ-48) применяется для указания положения створок маслорадиатора.

Указатель заданного положения (УЗП-47) предназначен для указания выпуска закрылков в градусах.

Принципиальная схема работы и конструкция этих двух приборов полностью одинакова, за исключением градуировки шкалы.

Прибор состоит из датчика и указателя. Датчик представляет собой кольцевой потенциометр, который через шестерни, поводок и систему рычагов связан с 2-плечей качалкой управления закрылками (с осью створок маслорадиатора). К кольцевому потенциометру подводится ток от бортовой сети. С корпусом прибора жестко связаны 3 щетки, которые располагаются на кольцевом потенциометре под углом 120° друг к другу. Эти щетки проводами связаны с тремя неподвижными обмотками логометра указателя, также расположенными под углом 120° друг к другу. Внутри обмоток логометра помещен постоянный магнит со стрелкой. С кольцевого потенциометра снимается ток щетками и направляется в обмотки логометра указателя. Постоянный магнит со стрелкой устанавливается по равнодействующей электромагнитного поля обмоток (рис. 179). При изменении положения закрылков (створок маслорадиатора) кольцевой потенциометр повернется и щетки займут новое положение по отношению к токопроводам, что вызовет перераспределение токов в обмотках логометра, в результате чего равнодействующая электромагнитного поля обмоток повернется, заставив повернуться постоянный магнит со стрелкой.

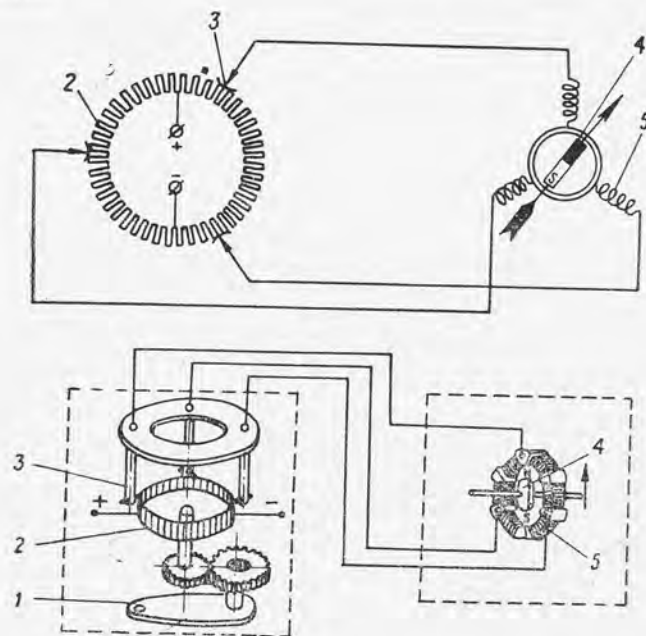


Рис. 179. Принципиальная и электромеханическая схемы указателя заданного положения УЗП-47: 1 — поводок; 2 — потенциометр; 3 — щетки; 4 — магнит-ротор; 5 — обмотки статора.

Вольтамперметр ВА-3 предназначен для контроля режима работы источника питания на самолете.

Прибор является комбинированным, так как может показывать силу тока или напряжение. Нормально прибор является амперметром, показывает силу тока. При нажатии кнопки, расположенной на лицевой части прибора, он станет вольтметром, будет показывать напряжение.

Для раздельного пользования прибор имеет 2 шкалы: нижнюю — для измерения силы тока с двухсторонней оцифровкой 40—0—120 ампер и верхнюю — для измерения напряжения с двухсторонней оцифровкой 10—0—30 вольт.

На рис. 180 дана электрическая схема вольтамперметра. Шунт (Ш) включен последовательно в плюсовую цепь генератора. При

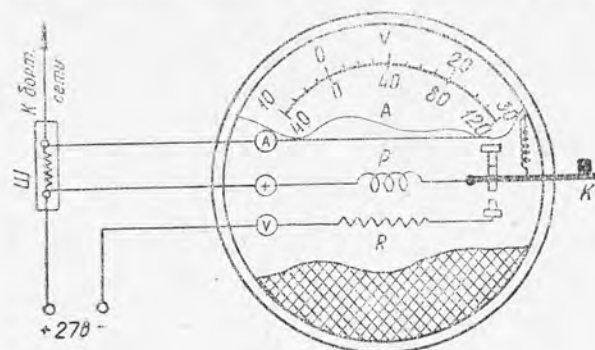


Рис. 180. Вольтамперметр.

работе прибора как амперметра ток от генератора, проходя через шунт, будет создавать на нем падение напряжения, которое передается на подвижную рамку (P). С увеличением тока, проходящего через шунт, увеличивается напряжение на подвижной рамке (P) и, следовательно, на большую величину отклонится стрелка прибора.

При нажатии кнопки (К) верхние контакты разомкнутся, нижние сомкнутся, и прибор подключается к плюсу и минусу электрической цепи, работая как вольтметр. При этом сопротивление (R) подключается последовательно к подвижной рамке прибора, погашая значительную часть напряжения в ней (рамка рассчитана на напряжение порядка 75 милливольт).

На лицевой части прибора установлен винт механической коррекции для установки стрелки на 0.

§ 34. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет Ан-2 с серии 37-11 оборудован специальной сельскохозяйственной аппаратурой для применения его в сельскохозяйственном варианте. Для этой цели на самолете предусмотрены места установки сельхозаппаратуры, а также герметизированы люки и зализы.

Самолет Ан-2 в сельскохозяйственном варианте применяется для:

- 1) борьбы с вредными насекомыми, грызунами, болезнями растений и сорной растительностью;
- 2) подкормки сельскохозяйственных культур минеральными удобрениями;
- 3) предуборочного удаления листьев и ускорения созревания коробочек хлопчатника;
- 4) аэросева леса (семена саксаула и хвойных пород);
- 5) зачернения снега с целью ускорения его таяния и для других работ.

Сельскохозяйственная аппаратура, устанавливаемая на самолете, в зависимости от применяемых химикатов изготавливается в двух вариантах:

- 1) опылитель — для сыпучих химикатов (рис. 181 и рис. 1);
- 2) опрыскиватель — для жидких химикатов (рис. 182).

Сельскохозяйственная аппаратура в процессе производства претерпела четыре основных конструктивных изменения при выпусках с 1955 г. по 1962 г.

В процессе каждого выпуска в аппаратуре также происходили некоторые конструктивные улучшения (в основном, в выпуске 1955 г.).

Аппаратура выпуска 1956 г. имеет следующие отличия от аппаратуры предыдущих выпусков:

- 1) ручное механическое управление аппаратурой заменено на

пневматическое и осуществляется сжатым воздухом от бортовой воздушной системы самолета;

2) изменена конструкция дозирующей горловины и заслонок;

3) усовершенствован туннельный распылитель путем установки заборников воздуха для дополнительной продувки рукавов и сделаны вырезы в рукавах снизу;

4) червячный редуктор ветряка аэропыла выполнен с глобоидным зацеплением и приспособлен под жидкую смазку;

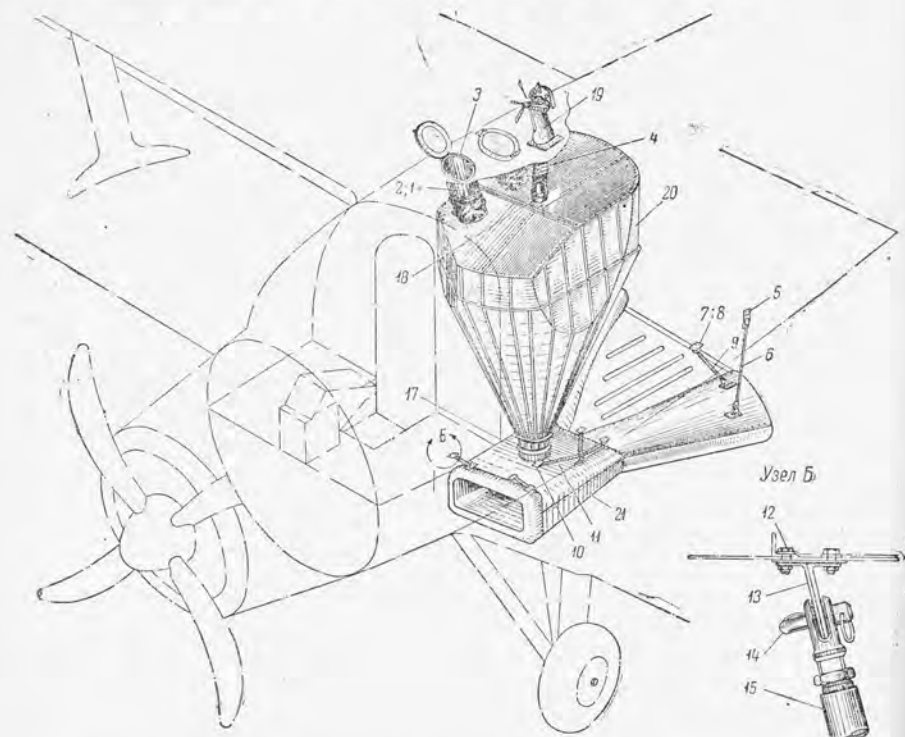


Рис. 181. Установка аппаратуры опылителя выпуска 1959—1962 гг.:

1, 2 — загрузочные рукава; 3 — загрузочный люк; 4 — чехол; 5 — кронштейн; 6 — тяга; 7, 8 — кронштейны (правый и левый); 9 — тяга; 10 — кронштейны; 11 — ферма; 12 — болт; 13 — кронштейн; 14 — валик; 15 — тяга; 17 — горловина бака; 18 — валы мешалки; 19 — ветряк; 20 — бак химикатов; 21 — туннельный распылитель.

5) пружинные рыхлители мешалки выполнены тройными и установлены жесткий рыхлитель и скребок;

6) регулирование валов мешалки по длине производится резьбовым соединением в соединительном валу;

7) ремонтный люк бака перенесен с верхней крышки на боковую стенку сзади бака;

8) смотровое стекло и стеклоочиститель бака заменены легко-

съемным окуляром, а электроподсвет бака заменен прозрачными крышками загрузочных люков;

9) в загрузочные рукава вмонтирована сетка;

10) изменена конструкция обратного клапана заправочной трубы заправки бака жидкими ядохимикатами;

11) шкала гидравлической мешалки выполнена отдельными цифрами и снята тарировочная таблица с трубки гидравлической мешалки;

12) в штуцеры подкрыльевых штанг вмонтированы обратные клапаны, отсекающие волну жидкости при выключении насосного агрегата;

13) убран впускной клапан на насосном агрегате.

Аппаратура выпуска 1957 г. в отличие от аппаратуры выпуска 1956 г. имеет следующие основные изменения:

1) в туннельном распылителе введен центральный (третий) канал для более равномерного распределения химикатов по обрабатываемой поверхности;

2) изменена конструкция узлов крепления бака ядохимикатов к шпангоуту № 8 и введен дополнительный узел крепления бака к шпангоуту № 7 по левому борту;

3) под фланец горловины бака устанавливается чашка с трубкой для слива жидкости за борт (в случае подтекания бака в эксплуатации);

4) изменена конструкция герметизации заслонок дозирующей горловины;

5) концевые выключатели KB6-2A заменены на BK2-142Г и устанавливаются снаружи, на верхнем коробе дозирующей горловины.

В последующих выпусках 1958 г. и 1959—1962 гг. сельскохозяйственная аппаратура имела дальнейшее усовершенствование конструкции.

Самолеты Ан-2 в сельскохозяйственном варианте с серии 115-05 оборудуются специальной установкой для опрыскивания ядохимикатами высокой токсичности (типа меркаптофос).

Установка для опрыскивания ядохимикатами высокой токсичности основана на принципе раздельной подачи воды из бака опрыскивателя и концентрата из бачка для ядохимиката, вынесенного за борт самолета, с последующим смешиванием компонентов в насосном агрегате.

Насосный агрегат дополнительно оборудован:

1) проходным краном для перекрытия магистрали, питающей насос ядохимикатами;

2) дозатором для регулировки подачи ядохимиката и обеспечения требуемой концентрации эмульсии;

3) обратным клапаном, предохраняющим от попадания ядохимиката в бак с водой;

4) сливным краном.

В настоящей главе учебного пособия описание конструкции

агрегатов опылителя и опрыскивателя составлено применительно к сельхозаппаратуре выпуска 1959—1962 гг.

В комплект опылителя (рис. 181) входят следующие основные агрегаты:

- 1) бак с загрузочными рукавами и мешалкой;
- 2) верхний ветряк с червячным редуктором и тормозным устройством;
- 3) туннельный распылитель с дозирующей горловиной и диском.

В комплект опрыскивателя (рис. 182) входят агрегаты:

- 1) тот же бак с заправочной трубой и гидравлической мешалкой;
- 2) насосный агрегат с нижним ветряком, тормозным устройством и дозатором;
- 3) подкрыльевые штанги с отводящими насадками, снабженными обратными клапанами;
- 4) выносной бачок для высокотоксичных химикатов.

Управление опылителем и опрыскивателем общее, т. е. осуществляется одним и тем же пневматическим краном.

§ 35. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Опылитель

Емкость бака, л	1400
Материал бака	нержавеющая сталь
Диаметр ветряка, мм	560
Число лопастей ветряка	6
Рабочее число оборотов ветряка, об/мин.	3000
Мощность ветряка, л. с.	5
Тип тормоза	ленточный
Передаточное число от ветряка к валу рыхлителя	40 : 1
Тип рыхлителя	пружинный
Число оборотов дозирующего диска, об/мин.	75
Система регулирования подачи порошка	дисковая
Тип распылителя	туннельный, трехканальный
Управление опылителем	пневматическое
Давление воздуха в системе опылителя, кг/см ²	16
Время открытия и закрытия заслонок, сек.	1—1,5
Расход воздуха на одно открытие заслонок, кг/см ²	2—3
Время израсходования воздуха, сек.	50—60
Максимальный расход удобрения, кг/сек.	до 20
Ширина рабочего захвата, м	от 20 до 80
Вес комплекта опылителя, кг	до 140

Опрыскиватель

Емкость бака, л	1400
Диаметр ветряка насоса, мм	580
Число лопастей ветряка опрыскивателя	8
Рабочее число оборотов ветряка, об/мин.	3200
Мощность ветряка, л. с.	8

Тип насоса	водяная помпа авиадвигателя АМ-42
Рабочее число оборотов крыльчатки насоса, об/мин.	3200
Давление в насосе опрыскивателя, кг/см ²	3
Система распыливания жидкости	штанговая с одиночными распылителями
Размах штанги, м	15,2
Количество распылителей	78—80
Способ перемешивания суспензии	гидравлический
Управление опрыскивателем	пневматическое
Давление воздуха системы опрыскивателя, кг/см ²	10

Время открытия и закрытия клапана, сек.	1—1,5
Расход воздуха на одно открытие клапана, кг/см ²	2,5
Время пополнения израсходованного воздуха, сек.	50—60
Максимальный расход ядохимикатов, л/сек	18,5
Ширина рабочего захвата, м	до 60
Вес комплекта опрыскивателя, кг	не более 130

§ 36. ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ АГРЕГАТОВ

Бак химикатов

Бак (рис. 183) состоит из наружного каркаса, изготовленного из стальных угольников толщиной 1,5 мм, и обшивки из нержавеющей стали толщиной 0,5 мм. Угольники к обшивке приварены точечной электросваркой, а стыки обшивок сварены роликовой электросваркой.

Две половины бака склепаны медными заклепками и для герметичности, по заклепочным швам, бак пропаян припоем ПОС-40.

Бак в верхней части имеет форму цилиндра, срезанного с боков, и в нижней части — форму конуса с углом 50°.

В передней цилиндрической части бака, со стороны кабины пилотов, имеется окуляр, вмонтированный в гофрированную резиновую диафрагму для осмотра внутренней поверхности бака. Легкосъемный замок окуляра позволяет быстро снять окуляр и протереть стекло. Для освещения бака крышки загрузочных люков выполнены прозрачными.

В верхней крышке бака имеются окна с чехлами для входа загрузочных рукавов, отверстие для прохода соединительного вала мешалки и отверстие для подсоединения фланца заправочной трубы. В задней верхней части бака имеется ремонтный люк, через который производится монтаж мешалок.

Вывод заправочной трубы для заправки жидких ядохимикатов сделан на левом борту фюзеляжа у шпангоута № 10 и обеспечивает подсоединение пожарного рукава с гайкой «РОТ» 2,5 дюйма (или 2 дюйма) с помощью специального переходника. В заправочной магистрали установлен обратный клапан, который препятствует вытеканию жидкости, оставшейся в трубе, после заправки бака жидкими ядовитыми химикатами. Заправка производится через фильтр, прилагаемый к комплекту оборудования.

В варианте опылителя на гайку «РОТ» заправочной трубы надевается заборник воздуха, служащий дренажем бака. В транспортном варианте ниша заправочной трубы закрывается крышкой.

На самолетах выпуска до 1957 г. бак в фюзеляже крепится с помощью двух вильчатых болтов к кронштейнам шпангоута № 8, одного подкоса к кронштейну шпангоута № 6 и шестью болтами по фланцу горловины бака к полу. В процессе эксплуатации наблюдались трещины в шпангоуте № 8 в местах крепления бака.

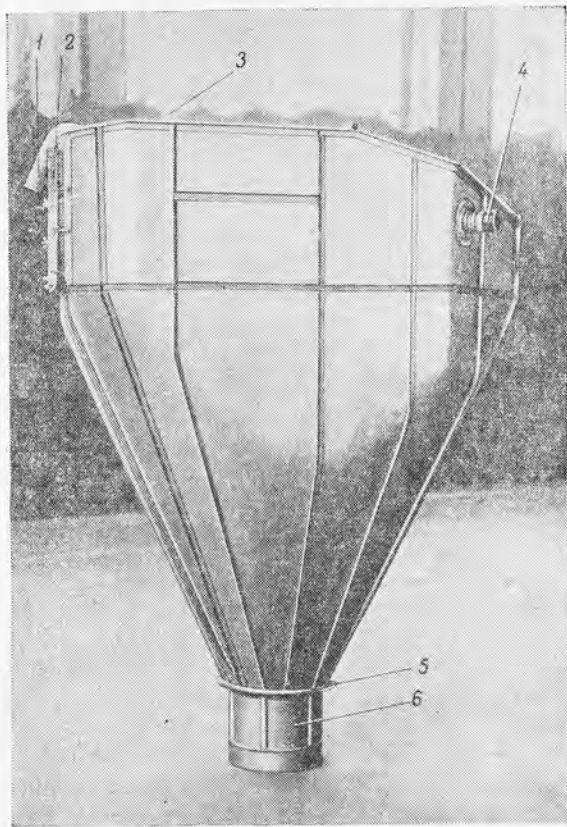


Рис. 183. Бак химикатов выпуска 1957—1962 гг.:

1 — заправочная труба; 2 — ремонтный люк; 3 — узел крепления бака к шпангоуту фюзеляжа; 4 — окуляр; 5 — фланец горловины бака; 6 — горловина бака.

Для устранения этого дефекта на самолетах выпуска 1957 г. бак ядохимикатов крепится с помощью сержек с резиновыми амортизаторами двумя вильчатыми болтами к кронштейнам на шпангоуте № 8 и одним вильчатым болтом — к кронштейну на шпангоуте № 7 (по левому борту); одной расчалкой — к кронштейнам на

шпангоуте № 6 и шестью болтами по фланцу горловины бака — к полу. Под фланец горловины бака устанавливается чашка со сливной трубкой для стока жидких химикатов за борт в случае подтекания бака.

В процессе эксплуатации на баках ядохимикатов появляются трещины и в большинстве случаев на радиусах изгиба листов у сварных швов, соединяющих половины бака.

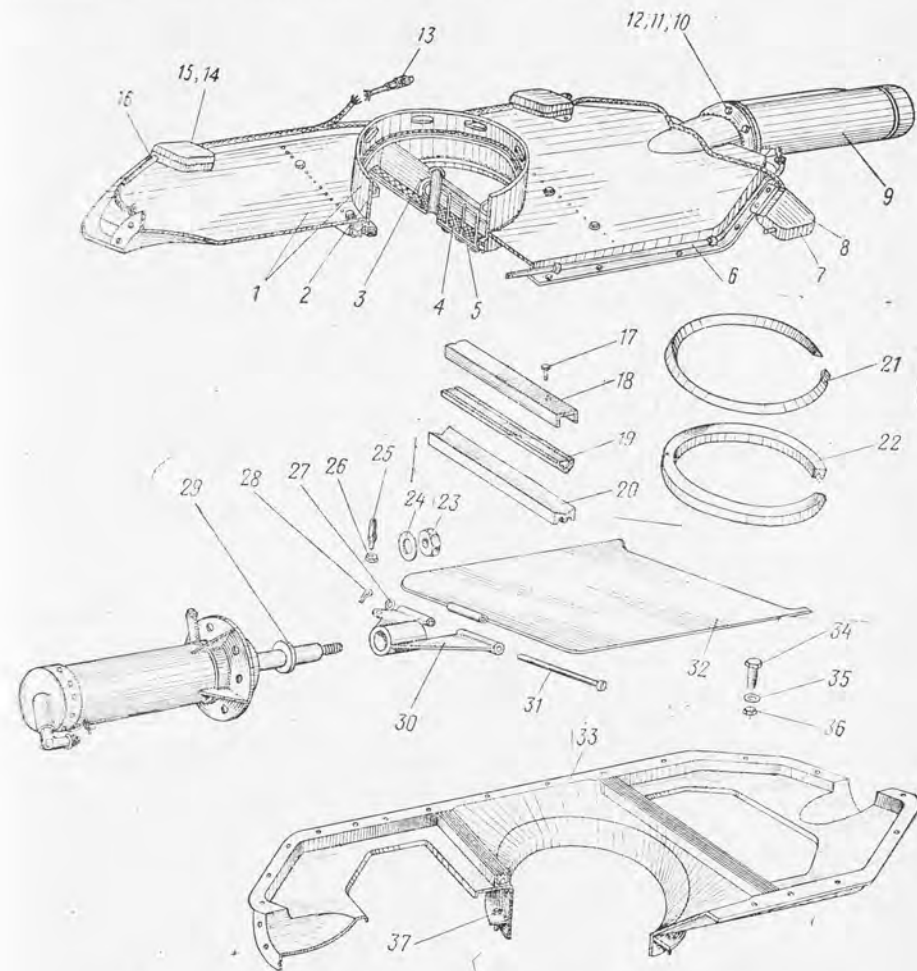


Рис. 184. Дозирующая горловина выпуска 1959—1962 гг.:

1 — верхний короб; 2 — резиновая прокладка; 3 — козырек; 4 — резиновый буфер; 5 — наклад-ка; 6 — трубопровод; 7 — кронштейн; 8 — крышка; 9 — пневмоцилиндр; 10 — болт; 11 — гайка; 12 — пружинная шайба; 13 — жгут; 14 — коробка; 15 — крышка; 16 — концевой выключатель ВК-2-142Г; 17 — болт; 18, 19 — профили; 20 — вкладыш; 21 — резиновое кольцо; 22 — кольцо; 23 — гайка; 24 — шайба пружинная; 25 — упор; 26 — гайка; 27 — шайба; 28 — шплинт; 29 — кольцо уплотнительное; 30 — втулка; 31 — валик; 32 — заслонка; 33 — короб нижний; 34 — болт; 35 — шайба пружинная; 36 — гайка; 37 — болт.

Дозирующая горловина

Дозирующая горловина (рис. 184) является продолжением бака и служит для дозирования химикатов и перекрытия подачи химикатов в туннельный распылитель из бака. Заслонки дозирующей горловины перемещаются в стальном штампованном корпусе с помощью двух пневматических цилиндров.

Для предотвращения утечки порошка горловина герметизирована с помощью специальных лабиринтных профилей, прижимающихся винтами к заслонке на всей ширине снизу и сверху, и резинового буфера, в который упираются заслонки в закрытом положении.

В нижней части к горловине приварен фланец с шестью болтами для крепления ее к туннельному распылителю.

В горловине имеется поперечная труба для крепления снизу резинового буфера заслонок, и сверху на трубе в центре горловины находится шаровая опора вала мешалки.

Дозирующая горловина имеет концевые выключатели ВК2-142Г ламп СЛЦ-51 сигнализации открытого и закрытого положения заслонок. При открытых обеих заслонках загорается на пульте управления красная лампочка, а при закрытых заслонках — зеленая лампочка.

Мешалка

Внутри бака, в нижней его части, устанавливается мешалка (рис. 185, а) с пружинными и жесткими рыхлителями, работающая от ветряка аэропыла через червячный редуктор и соединительные валы.

Вал мешалки изготовлен из хромансильевой трубы диаметром 28×24 мм с укрепленными на ней при помощи болтов тройными рессорными пружинами, выполненными из углеродистой стали марки У9А переменной длины.

Пружины расположены друг к другу под углом 90° , образуя по контуру вращения конус. Нижние, короткие пружины, выполненные из стали толщиной 1 мм, термически обработаны до $\sigma_{вр} = 44-48$ кг/мм² и крепятся непосредственно к валу. Верхние, удлиненные пружины, выполненные из стали толщиной 1,2 и 1,5 мм, термически обработаны до $\sigma_{вр} = 44-48$ кг/мм² и крепятся к валу при помощи скобы. В нижней части мешалки находится жесткий рыхлитель и скребок.

Вал мешалки в верхней своей части заканчивается шлицем, в который входит хвостовик соединительного вала. Второй конец соединительного вала с помощью шпонки соединен с валиком ступицы червячной шестерни редуктора ветряка аэропыла.

Соединительный вал, для регулировки по длине, состоит из двух частей, соединяющихся между собой при помощи резьбы. Место соединения их находится над баком и контрится болтом.

Вал мешалки в нижней своей части имеет гнездо под сфери-

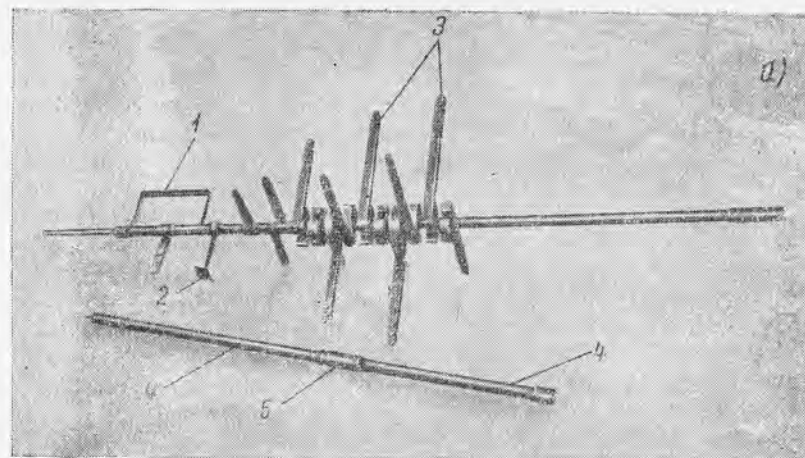


Рис. 185. а) Мешалка с пружинными и жесткими рыхлителями:
1 — скребок; 2 — жесткий рыхлитель; 3 — пружины; 4 — соединительный вал;
5 — место регулировки вала по длине.

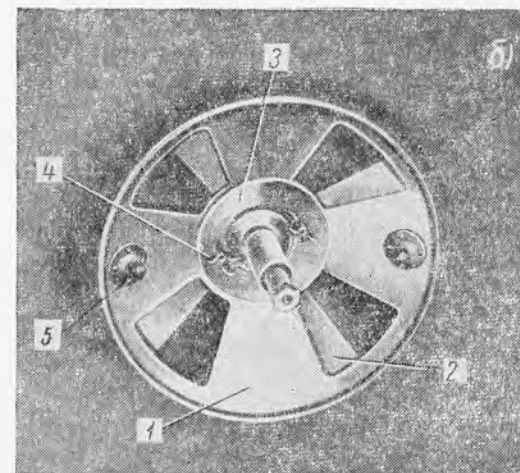


Рис. 185. б) Дозирующий диск:
1 — верхний диск; 2 — нижний диск; 3 — ступица;
4 — барашковый винт; 5 — рукоятка.

ческую опору дозирующей горловины, через которую устанавливается шпилька дозирующего диска. Шпилька своим квадратом входит в опорную втулку мешалки и крепится к ней нижним болтом крепления жесткого скребка.

Дозирующий диск

Дозирующий диск (рис. 185, б) служит для регулирования подачи порошкообразных химикатов в туннельный распылитель.

Дозирующий диск состоит из двух конических дисков с окнами и ступицы, изготовленных из нержавеющей стали. Верхний диск приклепан к ступице, а нижний прижат к нему барашковыми винтами. Диски могут быть повернуты один относительно другого, благодаря чему регулируется степень открытия окон.

Ступица имеет в верхней части квадратное отверстие, а в нижней части — внутреннюю резьбу. Ступица вместе с диском посажена на квадратный стержень шпильки и вращается вместе с валом мешалки.

Расход химиката регулируется изменением расстояния между нижней частью дозирующей горловины и диском, путем перемещения диска по шпильке, и степенью открытия окон на дисках. Регулирование расхода химикатов производится перед вылетом.

Ветряк аэропыла

Ветряк аэропыла (рис. 186) установлен на верхней части фюзеляжа и служит для вращения мешалки.

Ветряк аэропыла состоит из винта ветряка, стальной колонки, червячного редуктора, ленточного тормоза ветряка и пневматического управления тормозом.

При освобождении тормоза ветряк приводится во вращение от струи воздушного потока.

Винт ветряка состоит из шести штампованных лопастей, изготовленных из хроманселевой стали толщиной 2,5 мм, склепанных и приваренных у комля с хроманселевыми планками ступицы.

Винт ветряка крепится на коническом хвостовике червяка редуктора при помощи шпонки и специальной зажимной гайки, которая контрится. На втором конце ветряка на шпонке установлен тормозной барабан.

Червячная пара состоит из глобоидального червяка, изготовленного из хроманселевой стали, и червячной шестерни, состоящей из бронзового венца, укрепленного болтами к каленой хроманселевой ступице со шпонкой под хвостовик соединительного вала мешалки.

Глобоидная передача позволяет увеличить передаваемую мощность в 2—2,5 раза, а в отдельных случаях и в 4 раза по сравнению с обычной червячной передачей при равных габаритах. Для смазки редуктора корпус заполняется цилиндрическим маслом 52 (ВАПОР) ГОСТ 6411-52. Для слива масла в корпус редуктора снизу вворачивается сливная пробка. Для контроля уровня масла при заливке служит боковая пробка в стенке корпуса. Масло заливается через отверстие в крышке редуктора, закрытое пробкой.

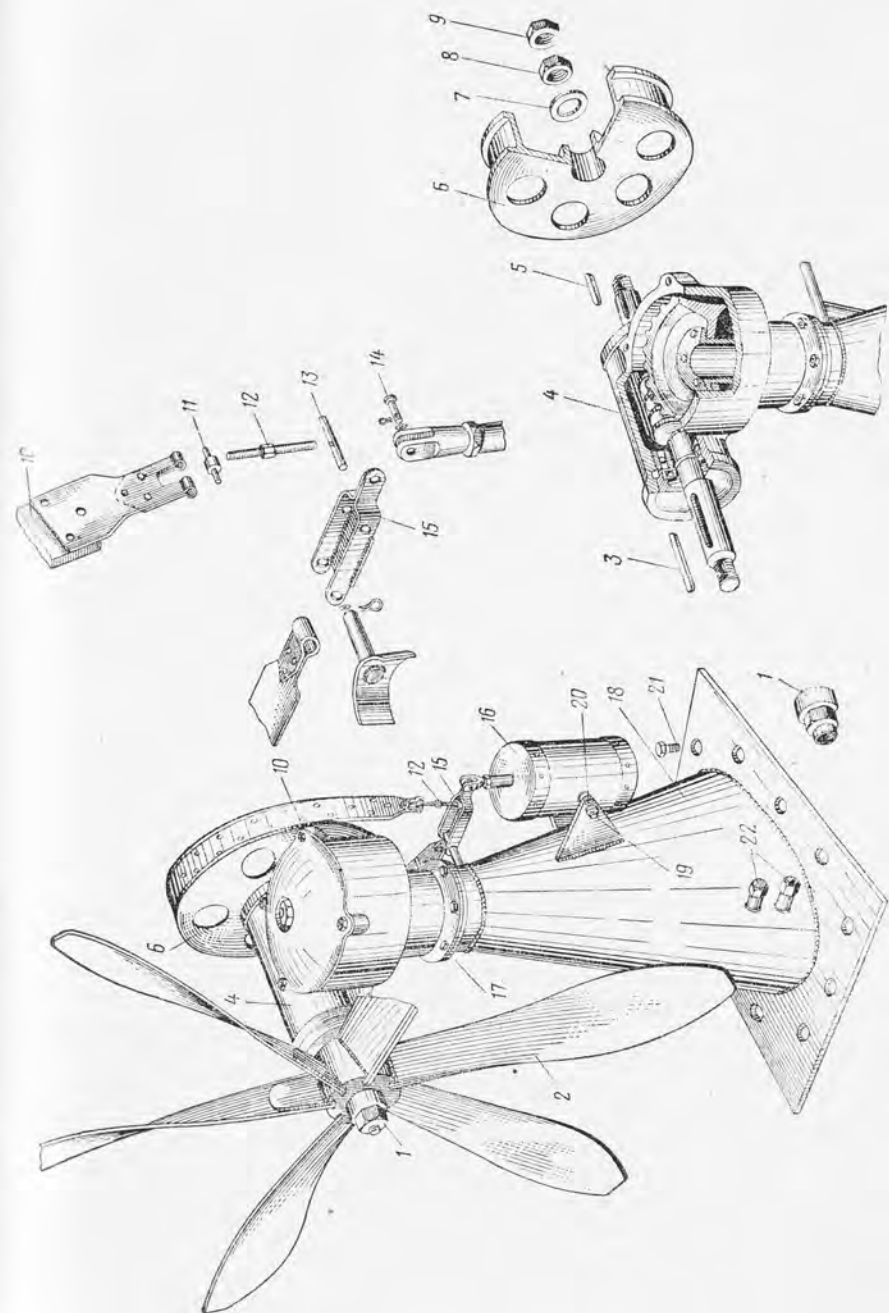


Рис. 186. Ветряк аэропыла выпуска 1956—62 гг.:

1 — гайка; 2 — винт ветряка; 3 — шпонка; 4 — редуктор; 5 — шпонка; 6 — тормозной барабан; 7 — шайба; 8 — гайка; 9 — контргайка; 10 — тормозная лента; 11 — валик; 12 — шпилька; 13—14 — валики; 15 — коромысло; 16 — пневмоцилиндр; 17 — болт; 18 — колонка; 19 — стопорный винт; 20 — контргайка; 21 — болт; 22 — лопатки ступицы для крепления загрузочек.

Для предотвращения течи масла на валу червяка установлены сальники манжетного типа, а на валике ступицы установлен фетровый сальник.

Смазка червячной пары редуктора осуществляется маслом, которое заливается в корпус редуктора. Для предотвращения течи масла на валу червяка установлены сальники манжетного типа, а на валике ступицы — фетровый сальник. Масло может быть слито через пробки, имеющиеся в верхней части и в нижней части корпуса.

На колонке ветряка в кронштейне установлен пневматический цилиндр, свободно качающийся в цапфах кронштейна. Вилка штока пневматического цилиндра через рычаг соединена с тормозной лентой, имеющей асбестовую прокладку.

Туннельный распылитель

Туннельный распылитель (рис. 187) представляет собой трехканальный приемник химикатов, обеспечивающий продув химикатов в полете до 20 кг в секунду.

Туннельный распылитель клепаной конструкции и состоит из внутреннего канала, наружного обтекателя и одного отъемного рукава.

Внутренний канал и рукав изготовлены из дюралюмина толщиной 1,5 мм, а наружный обтекатель — из дюралюмина толщиной 0,8 мм. В передней части распылителя на шпангоуте установлено профилированное сварное кольцо, изготовленное из материала АМцАМ толщиной 1,5 мм.

Центральный (третий) туннель образован между верхним отражательным листом и нижней площадкой из материала Д16А толщиной 1 мм, а с боков ограничен стенками-рассекателями из материала Д16А толщиной 1 мм, окантованными по передней кромке листовой нержавеющей сталью толщиной 0,5 мм. Центральный туннель служит для уменьшения затененного пространства между рукавами распылителя.

Распылитель имеет фланцевый разъем на винтах по правому рукаву. Разъем выполнен для возможности транспортировать разобранный распылитель в самолете.

В верхней части распылитель имеет отверстие для установки дозирующей горловины и вогнутость (выколотку) под передний пневматический цилиндр дозирующей горловины. В нижней части установлены заборники для дополнительного продува рукавов, а также имеются вырезы в рукавах для увеличения ширины волны и более равномерного распределения химикатов по обрабатываемой поверхности. Туннельный распылитель соединен с дозирующей горловиной при помощи шести болтов, приваренных к фланцу горловины.

Крепится туннельный распылитель к нижней части фюзеляжа при помощи восьми жестких, регулируемых по длине, стальных

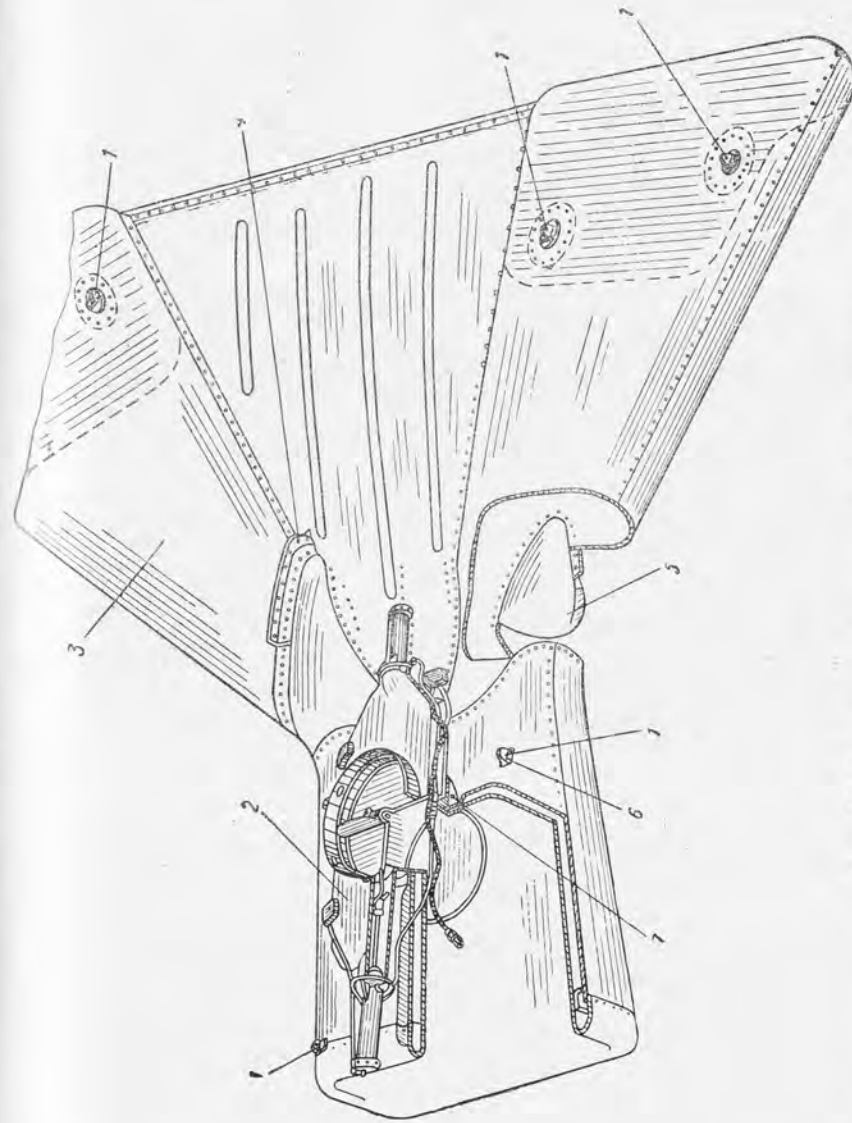


Рис. 187. Туннельный распылитель выпуска 1959—62 гг.:
1 — узлы крепления туннельного распылителя к фюзеляжу; 2 — дозирующая горловина; 3 — отъемный рукав; 4 — винты крепления отъемного рукава; 5 — дополнительный воздушный заборник; 6 — винт; 7 — болт крепления дозирующей горловины.

трубчатых подкосов. Подкосы с ответными кронштейнами на фюзеляже соединяются самоконтращимися валиками.

При включении аппаратуры высыпавшийся из бака порошок через дозирующую горловину попадает на дозирующий диск и в диффузор распылителя и набегающим потоком воздуха выдувается по трем отводящим каналам наружу. К распылителю прилагается скребок для очистки внутренних каналов от налипших химикатов.

Насосный агрегат и гидравлическая мешалка

Насосный агрегат (рис. 188) служит для подачи жидкости под давлением в подкрыльевые штанги, для перемешивания заправленных в бак жидких химикатов нормальной токсичности при помощи гидравлической мешалки, а также для перемешивания

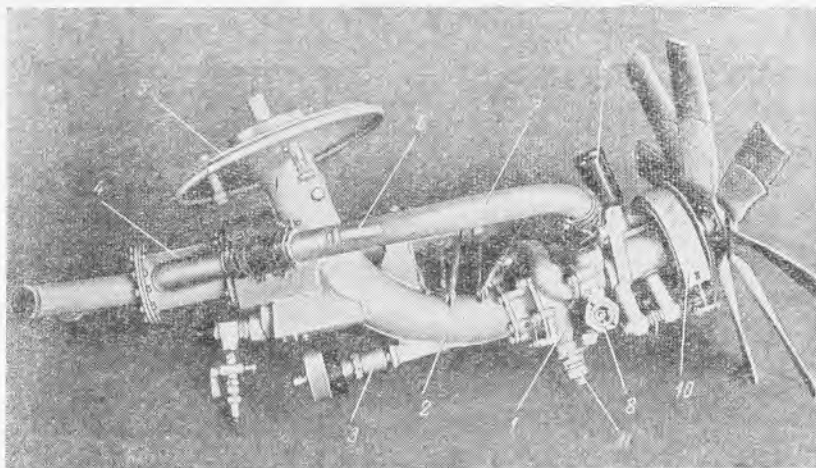


Рис. 188. Насосный агрегат с раздельной подачей химикатов выпуска 1961—62 гг.:

1 — водяной насос двигателя АМ-42; 2 — всасывающий рукав; 3 — дозатор; 4 — камера с клапаном выпуска жидкости в подкрыльевые штанги; 5 — фланец; 6 — отвод к гидромешалке; 7 — нагнетающая труба; 8 — масленка; 9 — ветряк; 10 — тормоз ветряка; 11 — сливная пробка.

высокотоксичных химикатов с водой и подачи жидкой эмульсии под давлением в подкрыльевые штанги.

К насосному агрегату относятся:

- 1) восьмилопастный ветряк 9;
- 2) шкив с тормозной лентой 10;
- 3) водяной насос 1 авиационного двигателя АМ-42;
- 4) всасывающий рукав с фланцем 2;
- 5) выпускной клапан 4;
- 6) два пневматических цилиндра управления клапаном и тормозом;

- 7) проходной кран;
- 8) дозатор 3;
- 9) обратный клапан;
- 10) сливной кран.

Восьмилопастный ветряк состоит из набора четырех штампованных дуралюминовых лопастей толщиной 3,5 мм и четырех штампованных хроманселевых пластин толщиной 1,2 мм, склепанных совместно со ступицей под углом 45° друг к другу.

Ветряк насажен на конусную часть вала насоса на шпонке и контрится гайкой-съемником, при отвинчивании которой винт стягивается с конуса. Тормозной шкив насажен на вал насоса на шпонке и крепится болтом. Конструкция тормозного устройства опрыскивателя аналогична ветряку аэропыла.

Вал насоса карданным соединением связан с ветряком, который под действием потока воздуха при освобожденной ленте тормоза приводит во вращение крыльчатку насоса. Вся система передачи с подшипниками смонтирована в стальном стакане, в который с помощью автоматической масленки подается смазка.

К стакану приварены ушки подвески насосного агрегата, кронштейны пневматического цилиндра и кронштейны оси рычага натяжения тормозной ленты.

Всасывающий рукав имеет форму трубы переменного сечения, сваренной из стальных штампованных листов толщиной 2,6 мм. В верхней части к рукаву приварен фланец крепления насосного агрегата к горловине бака. Сбоку рукава приварен кронштейн крепления камеры с клапаном, соединяющим насосный агрегат с подкрыльевыми штангами.

Управление клапаном производится при помощи пневматического цилиндра (рис. 189), установленного на приваренном кронштейне рукава опрыскивателя и имеющего возможность свободного покачивания в цапфах кронштейна. Вилка штока пневматического цилиндра соединена непосредственно со штоком клапана и через систему рычагов с проходными краном № 630700 высокотоксичной системы и клапаном впуска жидкости из бака.

В нижней части всасывающего рукава находится дозатор, служащий для регулировки подачи высокотоксичных химикатов и обеспечения требуемой концентрации эмульсии.

Дозатор состоит из корпуса, запорной иглы, гильзы с маховичком и гайки с патрубком.

Регулировка дозатора производится вращением маховичка. При вращении маховичка по часовой стрелке происходит уменьшение концентрации химиката или может быть полностью прекращен доступ химикатов в насосный агрегат. На поверхности патрубка гайки нанесены поперечные риски, а на поверхности гильзы с маховичком нанесена одна продольная риска.

При регулировке концентрации химикатов необходимо, чтобы риска на маховичке совпала с соответствующей поперечной риской на патрубке. Получение необходимой концентрации эмульсии за-

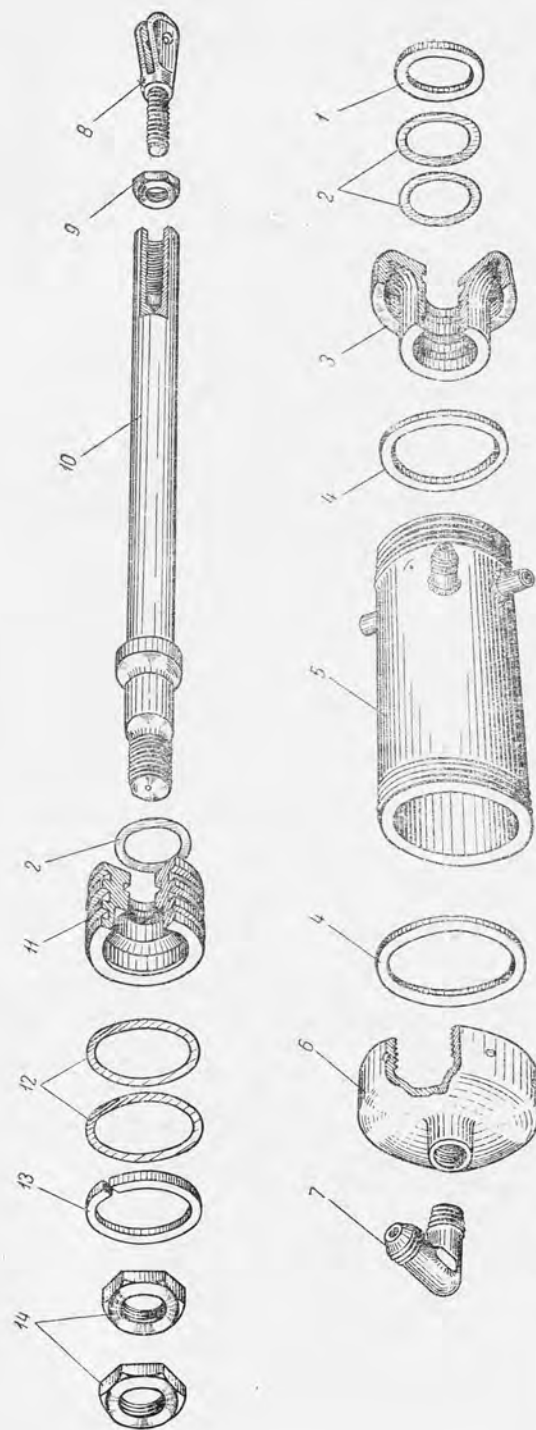


Рис. 189. Типовой пневматический цилиндр управления клапаном к тормозам выпуска 1956—62 гг.:

1 — войлочный сальник; 2 — уплотнительное кольцо; 3 — крышка; 4 — уплотнительное кольцо; 5 — цилиндр; 6 — крышка; 7 — угольник; 8 — вилка; 9 — гайка; 10 — шток; 11 — поршень; 12 — уплотнительное кольцо; 13 — смазочное кольцо; 14 — гайка.

висит от густоты химиката и температурных условий, при которых производится опрыскивание, поэтому дозировка устанавливается опытным путем.

К камере присоединены отводящие трубы насоса. От нагнетающей трубы насосного агрегата взят отвод к гидравлической мешалке, подводящей жидкость внутрь бака.

Гидравлическая мешалка расположена внутри бака и изготовлена из стальной трубки. К трубке с помощью хомутов крепятся отдельные цифры шкалы, которые при тарировании бака устанавливаются по высоте таким образом, что показывают количество жидкости в баке по ее уровню; цена деления 100 л.

При работающем насосе и закрытом клапане жидкость, перекачиваемая насосом, циркулирует по гидромешалке из нижней части бака в верхнюю, чем достигается перемешивание химикатов, находящихся в жидкости в нерастворенном состоянии, и тем самым поддерживается постоянная ее концентрация. Открытием клапана осуществляется доступ жидкости в подкрыльевые штанги.

Подкрыльевые штанги

Подкрыльевые штанги (см. рис. 182) служат для разбрызгивания жидких ядовитых химикатов.

Штанги разъемные и выполнены из стальных труб диаметром 44 мм каплевидного сечения с приваренными к ним отводящими штуцерами (шаг сварки 180 мм), расположенными под углом 60° к горизонтальной оси самолета.

Соединительные трубы, связывающие насосный агрегат с подкрыльевыми штангами, имеют удлиненные штуцеры — три на левой и четыре на правой трубе.

В штуцере штанг смонтированы съемные обратные клапаны, отсекающие волну жидкости при закрытии клапана насосного агрегата. Снаружи к штуцерам штанг крепятся жиклеры при помощи замков патефонного типа. Жиклеров на штангах устанавливается 78 штук. На последующих сериях самолетов жиклеров будет устанавливаться 80 штук. Жиклеры могут быть установлены шести типов в зависимости от величины выходного отверстия, благодаря чему можно получить различный секундный выпуск суспензии.

Штанги крепятся самоконтрящимися валиками на наружных кронштейнах подвески закрылков нижнего крыла по всему размаху и выходят за габариты крыла на 70 мм с каждой стороны. Штанги соединены один с другим дюритовыми шлангами с помощью хомутов и внутренних бочонков. Концевые штанги ввинчиваются в последнюю крыльевую штангу и могут быть сняты при перелетах. В открытый торец последней штанги в этом случае ввинчиваются заглушки.

Секундный выпуск жидкости (чистой воды) через жиклеры при скорости полета 160 км/час приведен в табл. 24.

Таблица 24

№ жиклеров	Размер окна жиклера, мм	Количество жиклеров	Расход жидкости, л/сек	
			без клапанов	с клапанами
1	1×1	78	3,2	2,0
2	1×5	78	9,9	7,9
3	2×5	78	12,7	10,0
4	3×5	78	15,2	13,3
5	4×5	78	16,4	14,2
6	5×5	78	17,0	15,8

Расход жидкости может быть уменьшен за счет постановки глухих жиклеров, прилагаемых к аппаратуре в количестве 40 штук.

Бачок высокотоксичных химикатов

Бачок (рис. 190) сварен из нержавеющей стали толщиной 1,2 мм и имеет емкость 39 л. Он установлен на специальном пилоне между 13 и 14 шпангоутами на правом борту снаружи фюзеляжа и крепится двумя лентами. Бачок снабжен заливной горловиной с герметической крышкой, указателем уровня химикатов (стеклянная трубка со шкалой), крестовиной для подвода трубок наддува, дренажа и присоединения предохранительного клапана.

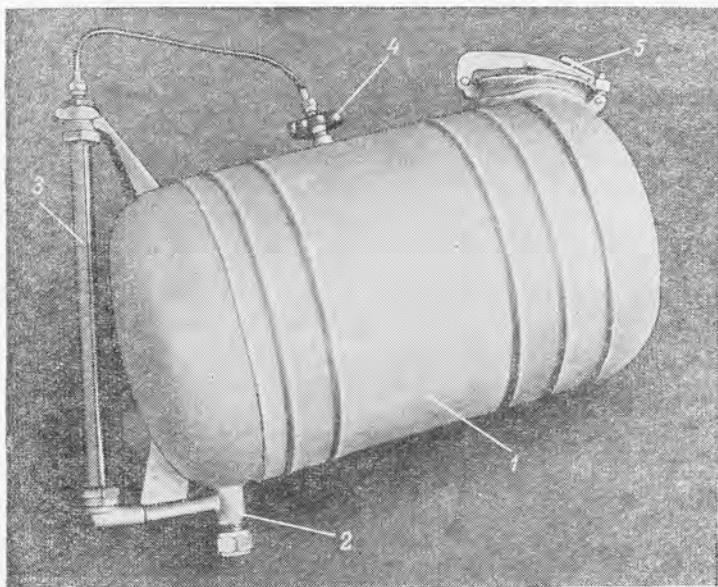


Рис. 190. Бачок высокотоксичных химикатов выпуска 1959—62 гг.

1 — бачок; 2 — штуцер для присоединения наружного трубопровода; 3 — стеклянная трубка со шкалой (указатель уровня химикатов); 4 — крестовина; 5 — заливная горловина.

зеляжа и крепится двумя лентами. Бачок снабжен заливной горловиной с герметической крышкой, указателем уровня химикатов (стеклянная трубка со шкалой), крестовиной для подвода трубок наддува, дренажа и присоединения предохранительного клапана.

Бачок соединен с насосным агрегатом наружным трубопроводом, изготовленным из нержавеющей стали.

§ 37. УПРАВЛЕНИЕ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОЙ АППАРАТУРОЙ

Управление сельскохозяйственной аппаратурой пневматическое и осуществляется сжатым воздухом от бортовой воздушной системы через редукционный клапан ПУ-7 (рис. 191).

Принципиальная схема управления сельскохозяйственной аппаратурой опылителя и опрыскивателя показана на рис. 192.

К пневмоуправлению относятся: редукционный клапан ПУ-7, пневмокран, манометр, показывающий давление в магистрали управления сельскохозяйственной аппаратурой, пневматические цилиндры и трубопроводы.

1. Редукционный клапан ПУ-7

Редукционный клапан ПУ-7 предназначен для редуцирования (понижения) давления воздуха, поступающего из баллона воздушной системы самолета под давлением 40—50 кг/см² до давления 10 кг/см² в варианте опрыскивателя и 16 кг/см² в варианте опылителя, необходимого для управления клапаном, заслонками и тормозным устройством ветряков сельскохозяйственной аппаратуры.

Клапан ПУ-7 установлен снизу на полу кабины пилотов под центральным пультом. Регулировочный болт ввинчивается в специальный кронштейн, укрепленный сверху на полу кабины пилотов и контрится контргайкой.

Редукционный клапан ПУ-7 (рис. 193) по своей конструкции аналогичен конструкции клапана ПУ-7 управления тормозами колес и лыж шасси.

Регулировочным болтом давление в клапане ПУ-7 устанавливается для опрыскивателя 10 кг/см² и для опылителя 16 кг/см² и в процессе работы сельскохозяйственной аппаратуры давление воздуха поддерживается постоянным.

При открытом положении крана наполнения КН-50 воздух из баллона подходит к клапану ПУ-7, редуцируется на давление 10 или 16 кг/см², в зависимости от типа аппаратуры, и дальше подходит к распределительному крану управления аппаратурой, установленному на центральном пульте в кабине пилотов.

Для проверки давления в пневмосистеме сельскохозяйственной аппаратуры на левом пульте (вместо манометра кислорода) установлен манометр МВ-60 на 60 кг/см².

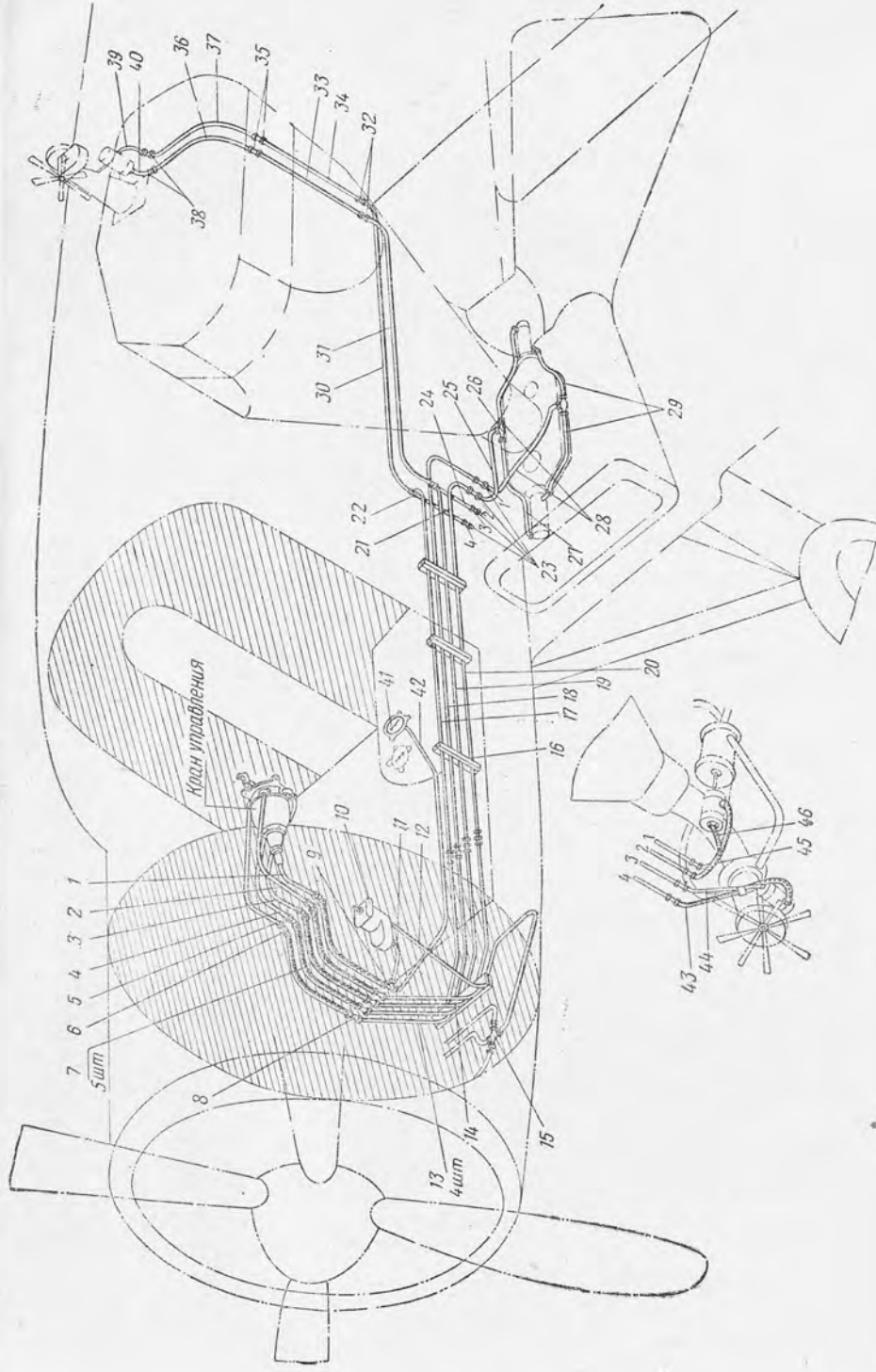


Рис. 191. Управление аппаратурой выпуска 1956—57 гг.

1—5, 11—13 — трубопроводы; 6 — угольник; 7 — шланг; 8 — штуцер; 9 — тройник фланцевый; 10 — клапан ПУ-7; 14 — колодка; 15 — крестовина; 16 — колодка; 17—21 — трубопроводы; 22 — тройник; 23 — штуцер; 24—25 — трубопроводы; 26 — тройник; 27, 31 — трубопроводы; 32 — штуцер; 33—34 — трубопроводы; 35 — штуцер проходной; 36—37 — трубопроводы; 38 — штуцер; 39—40 — шланги; 41 — манометр на входе в систему; 42 — манометр на выходе из системы; 43 — манометр на входе в систему; 44 — манометр на выходе из системы; 45 — манометр на входе в систему; 46 — манометр на выходе из системы.

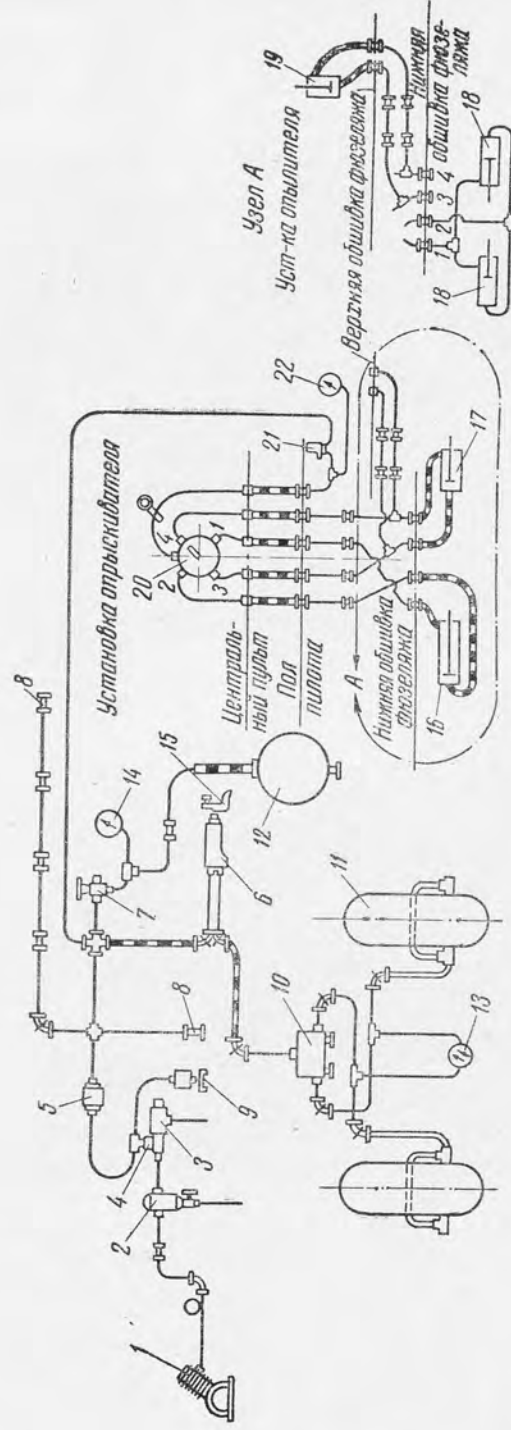


Рис. 192. Принципиальная схема пневмосистемы самолета Ан-2.

1 — компрессор АК-50М; 2 — фильтр-отстойник ФТ-9900; 3 — автомат давления АД-50; 4 — обратный клапан; 5 — прямоточный фильтр; 6 — клапан ПУ-7 на левом штурвале; 7 — кран с редукционным клапаном; 8 — штуцер подзарядки; 9 — зарядный штуцер; 10 — дифференциал; 11 — колеса шасси; 12 — баллон сжатого воздуха; 13 — двухстрелочный манометр на 12 кг/см²; 14 — манометр МВ-80 на 80 кг/см²; 15 — рычаг управления редукционным клапаном ПУ-7; 16 — цилиндр управления клапаном опрыскивателя; 17 — цилиндр тормоза опрыскивателя; 18 — редукционный клапан ПУ-7 на полу пилотов; 19 — кран управления сельскохозяйственной аппаратурой; 20 — манометр МВ-60 на 60 кг/см²; 21 — манометр МВ-60 на 60 кг/см².

2. Пневмокран

Управление работой опылителя или опрыскивателя осуществляется одним и тем же пневмокраном, установленным на центральном пульте в кабине пилотов (рис. 194).

Кран расположен так, что управление им может осуществляться как командиром самолета с левого сиденья, так и вторым пилотом с правого сиденья. Такое размещение крана в кабине пилотов значительно облегчает пилотирование самолета при заходе на обрабатываемый участок и при выходе из него.

Пневмокран (рис. 195) состоит из: стального корпуса, изготовленного из стали 12ХНЗА, крышки корпуса, изготовленной из сплава Д16Т, золотника, изготовленного из бронзы БРС-305, оси управления золотником, изготовленной из стали 45, стальной пластины с прорезями для фиксации положения рукоятки и крепления крана к пульту, рукоятки со стержнем-фиксатором, фиксатора, пружин, шайб, деталей уплотнения и других крепежных деталей.

Рукоятка крана фиксируется с помощью стопора, входящего в пазы сектора, в четырех положениях и в следующей последовательности: «Выключено», «Нейтральное», «Мешалка» и «Включено».

При сборке полость золотника заполняется смазкой, состоящей из масла МС-24 или масла МК-22 и топлива Т-1 в объемном соотношении 1:1.

Рабочие поверхности шайбы и оси смазываются смазкой ЦИАТИМ-201. При ввинчивании резьбы смазывать ее смазкой МГС ТУМИП 351-53. Кран испытывается под давлением 30 кг/см^2 во всех положениях.

Пневмокран устанавливается в специальном корпусе, который крепится впереди центрального пульта кабины пилотов.

Трубопроводы

На нижней обшивке фюзеляжа выведены наружу четыре проходных штуцера №№ 1, 2, 3 и 4, к которым присоединяются гибкие шланги РСД пневмоцилиндров насосного агрегата и трубопроводы пневмоцилиндров дозирующей горловины. В варианте опылителя используются только два штуцера № 1 и № 2, два других штуцера № 3 и № 4 закрываются заглушками.

На верхней обшивке фюзеляжа выведены два штуцера, к которым присоединяются гибкие шланги пневмоцилиндра колонки ветряка аэропыла (в варианте опрыскивателя они закрываются заглушками).

Пользование пневмокраном

На рис. 196 показана схема работы крана управления сельскохозяйственной аппаратурой.

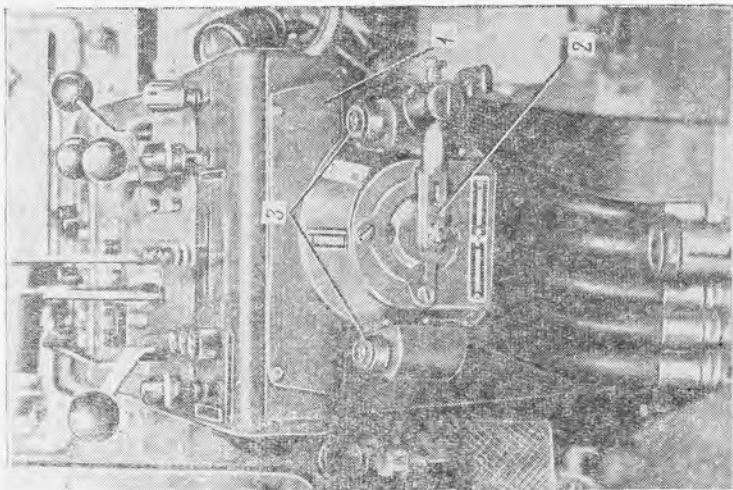


Рис. 194. Установка пульта управления сельскохозяйственной аппаратурой в кабине пилотов:
1 — пульт управления; 2 — пневмокран; 3 — лампы сигнализации СЛП-51.

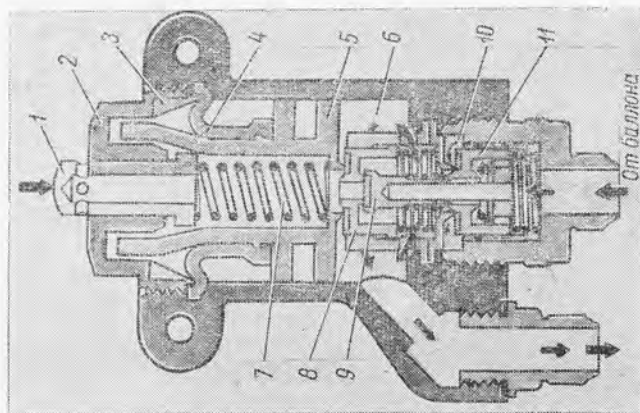


Рис. 193. Редукционный клапан ПУ-7:
1 — толкатель; 2 — гайка; 3 — кольцо; 4 — чулочная мембрана; 5 — поршень; 6 — пружина; 7 — камера; 8 — редукционный клапан; 9 — малый клапан выпуска; 10 — нижняя полость; 11 — большой клапан выпуска.

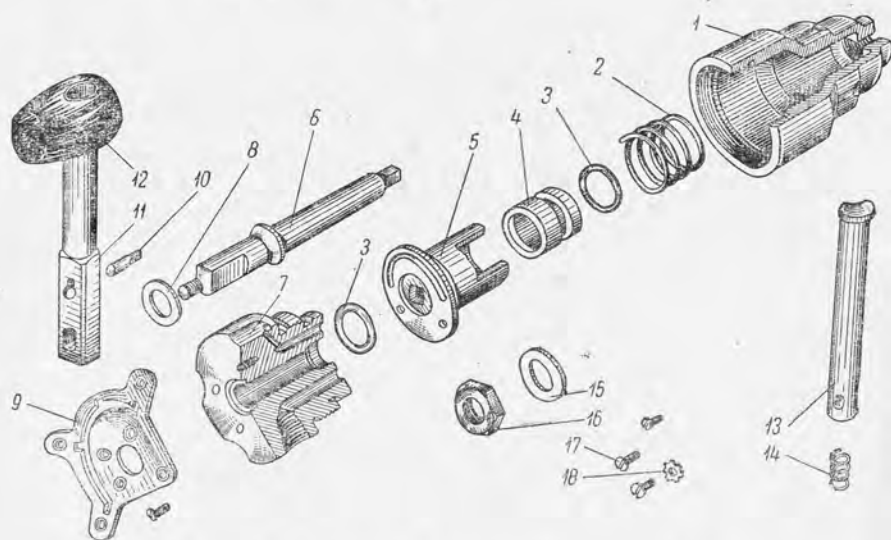
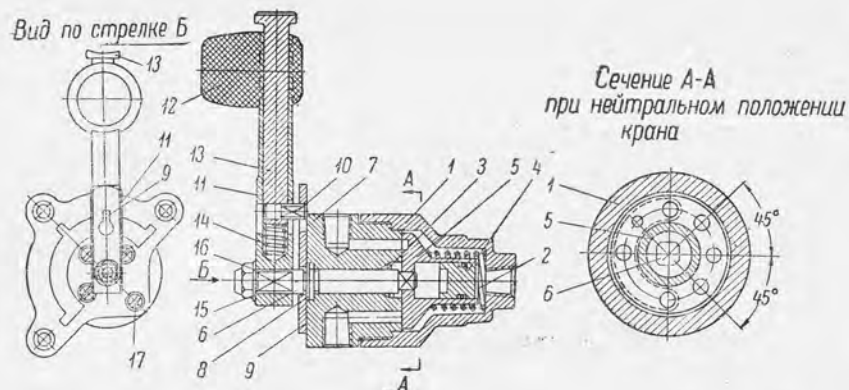


Рис. 195. Пневмокран управления аппаратурой;

1 — крышка крана; 2 — пружина; 3 — кольцо уплотнительное; 4 — заглушка; 5 — золотник; 6 — ось; 7 — корпус; 8 — шайба; 9 — пластина; 10 — фиксатор; 11 — рукоятка; 12 — ручка; 13 — стержень; 14 — пружина; 15 — шайба; 16 — гайка; 17 — винт; 18 — шайба контрольная.

На стоянке самолета рукоятка крана устанавливается в нейтральном положении, при котором основной трубопровод не находится под давлением.

При запуске двигателя, рулении и наборе высоты рукоятка крана должна находиться в положении «выключено» как в варианте опыливателя, так и в варианте опрыскивателя. После окончания взлета кран установить в положение «гидромешалка» в варианте опрыскивателя и оставить в положении «выключено» в варианте опыливателя.

В варианте опрыскивателя поворот рукоятки крана в положе-

нии «гидромешалка» включает пневмоцилиндр, освобождая тормоз, а в положении «включено» срабатывает пневмоцилиндр открытия клапана (при освобожденном тормозе).

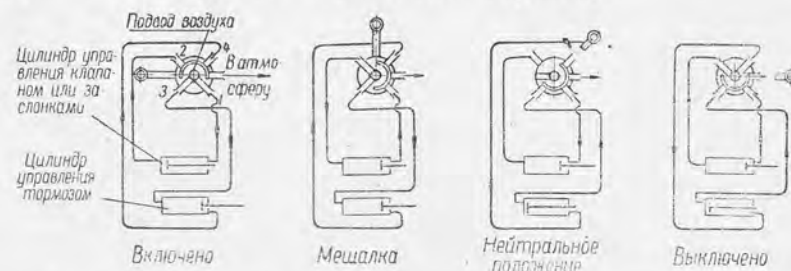


Рис. 196. Схема работы крана управления сельскохозяйственной аппаратурой.

Предупреждение. Пуск жидкости в подкрыльевые штанги при работающем двигателе разрешается только с закрытого положения клапана насосного агрегата (положение ручки «выключено»). Включать опрыскиватель с положения «гидромешалка» запрещается.

Переключение опрыскивателя с работы гидромешалки на открытие клапана пуска жидкости в подкрыльевые штанги производить в следующем порядке:

1. Выключить опрыскиватель (положение рукоятки «выключено»).
2. Выдержать паузу 3—6 сек.
3. Включить опрыскиватель (положение рукоятки «включено»).

Вращение ветряка на холостом ходу насоса более 20—30 сек. запрещается.

В варианте опыливателя при повороте рукоятки крана с положения «выключено» в положение «включено» (минуя промежуточное положение на секторе крана) растормаживается ветряк аэропыла и одновременно срабатывают оба пневмоцилиндра, открывающие заслонки.

Открытие заслонок дозирующей горловины сигнализируется с помощью ламп СЛЦ-51, установленных по обеим сторонам пульта пневмокрана. При открытых обеих заслонках загорается красная лампочка, а при закрытых заслонках — зеленая. Выключатель находится в нижней части того же пульта.

Аппаратура с пневмоуправлением успешно прошла испытания, где было сделано около 1200 включений, которые подтвердили эксплуатационную надежность.

Регулирующая аппаратура высокотоксичной системы

Аппаратура (рис. 197) смонтирована внутри самолета по правому борту грузовой кабины и состоит из редукционного клапана

ПУ-7, редуктора низкого давления № 436 и крана низкого давления № 623600. Принципиальная схема пневмосистемы показана на рис. 198.

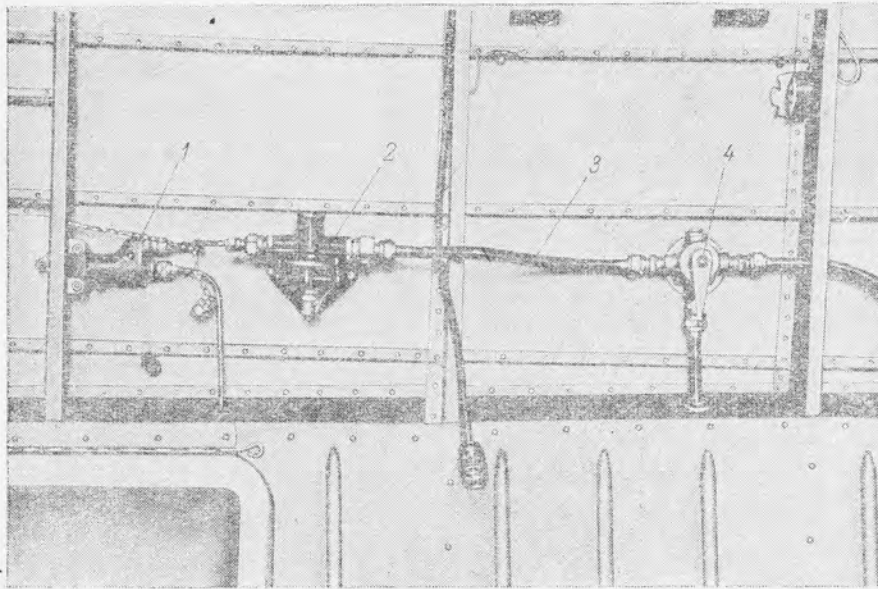


Рис. 197. Регулирующая аппаратура высокотоксичной системы:

1 — клапан ПУ-7; 2 — редуктор 436; 3 — трубопровод; 4 — кран низкого давления 623600.

Клапан ПУ-7, питающийся от пневмосистемы самолета, понижает давление в системе до 5 атм. и по своей конструкции такой же как и клапаны ПУ-7 тормозов и управления сельхозаппаратурой самолета.

Редуктор № 436, последовательно соединенный с клапаном ПУ-7, понижает давление воздуха до рабочего давления наддува 0,2—0,3 атм., а кран низкого давления № 623600 служит для подачи давления наддува в бачок и дренажа его. На хвостовике оси крана изнутри фюзеляжа укреплена стрелка, поворачивающаяся одновременно с рукояткой крана, находящейся снаружи. Положение стрелки показывает, соединен ли бачок с наддувом или дренажем.

При опрыскивании ядохимикатами высокой токсичности при повороте рукоятки пневмокрана в положение «Мешалка» срабатывает пневмоцилиндр открытия клапана, а в положение «Включено», растормаживается ветряк опрыскивателя.

Давление в системе пневмоуправления при раздельной подаче воды и яда должно быть 16 кг/см².

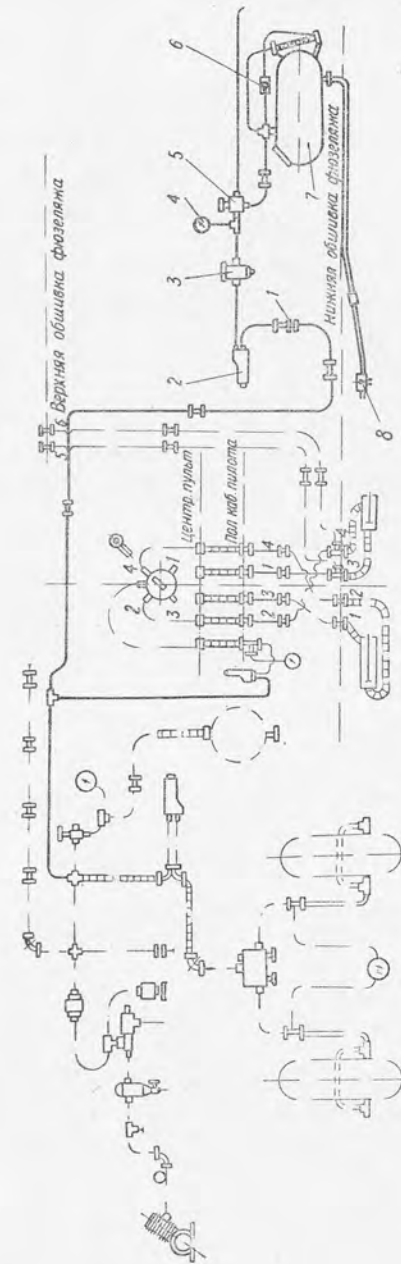


Рис. 198. Принципиальная схема пневмосистемы самолета Ан-2 в сельхозварианте с бачком для ядохимикатов:

1 — обратный клапан; 2 — редукционный клапан ПУ-7 (УП 25/2); 3 — воздушный редуктор № 436; 4 — мановакуумметр МВ-16; 5 — кран низкого давления № 623600; 6 — предохранительный клапан № 634300; 7 — бачок для концентрата; 8 — дозатор.

§ 38. УХОД ЗА СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОЙ АППАРАТУРОЙ И ЕЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Уход за сельскохозяйственной аппаратурой и ее обслуживание в процессе эксплуатации необходимо производить в строгом соответствии с «Инструкцией по эксплуатации сельскохозяйственного оборудования самолета Ан-2» завода-изготовителя выпуска 1962 г. и «Регламента технического обслуживания самолета Ан-2», утвержденного приказом начальника ГУГВФ № 611 от 31 августа 1961 г.

1. Уход за аппаратурой опылителя

При каждом послеполетном и периодическом техническом обслуживании через 100 и 300 час. налета:

1) Очистить от остатков химикатов бак и туннельный распылитель. Очистить и промыть от химикатов загрязненные места самолетов.

Примечание. Работы по очистке и промывке самолета и сельскохозяйственной аппаратуры от химикатов производить на загрузочной базе временного аэродрома до заруливания на якорную стоянку.

2) Осмотреть бак химикатов, убедиться в надежности его крепления (особое внимание обратить на узлы крепления бака к 8 шпангоуту).

3) Переключением рукоятки пневмокрана проверить открытие и закрытие заслонки дозирующей горловины при одновременном срабатывании тормозных устройств.

4) Проверить по манометру давление в системе пневмоуправления опылителем (давление должно быть 16 кг/см^2) и сигнализацию открытия заслонок дозирующей горловины.

5) Проверить пневмокран на герметичность под давлением 16 кг/см^2 . В случае негерметичности разобрать и притереть корпус и золотник. При сборке полость золотника заполнить маслом МС-20.

6) Осмотреть туннельный распылитель, дозирующий диск, кронштейн подвески, убедиться в отсутствии повреждений и в надежности крепления. Проверить продольный люфт вала мешалки (продольный люфт не должен быть более 2 мм).

7) Через смотровое окно убедиться в наличии и исправности пружинных рыхлителей.

8) Осмотреть крепление колонки ветряка. Убедиться в отсутствии недопустимого износа ленты тормоза (ленту, имеющую толщину асбестовой прокладки менее 3 мм и подгоревшую ленту ставить запрещается). Проверить наличие смазки в корпусе редуктора.

9) Проверить крепление и исправность пневмоцилиндров, убедиться в герметичности соединений трубопроводов пневмоуправления опылителем, отсутствие повреждения резиновых прокладок под колпачками распылителя.

10) Смазать штоки поршней пневмоцилиндров управления аппаратурой смазкой ЦИАТИМ-201.

11) Заполнить смазкой корпус редуктора червячной передачи. Смазку редуктора с глобоидальным зацеплением производить маслом 52 (ВАПОР) через каждые 8 час. налета.

12) Проверить крепление, плотность закрытия, исправность замков и стекол крышек загрузочных люков.

При периодическом техническом обслуживании через каждые 100 часов налета самолета:

1) Разобрать пневмоцилиндры управления сельскохозяйственной аппаратурой, очистить их от смазки и загрязнений, проверить состояние резиновых уплотнительных колец. При необходимости произвести их замену. Заменить смазку, собрать цилиндры. Проверить работу и герметичность пневмоцилиндров.

2) Снять крышку редуктора, удалить смазку и загрязнения, проверить состояние червяка и шестерни и заполнить свежей смазкой. Установить крышку на место. Снять и разобрать дозирующую горловину, прочистить, осмотреть и при необходимости заменить фетровые прокладки или резиновый буфер.

2. Уход за аппаратурой опрыскивателя

При каждом послеполетном и периодическом техническом обслуживании через 100 и 300 часов налета:

1) Промыть бак, насосный агрегат и трубопроводы, пропустив через них при работающем насосе 200—300 л воды. Слить остаток жидкости из насоса через сливную пробку. Очистить и промыть фильтр магистрали загрузки жидких химикатов.

2) Очистить и промыть от химикатов загрязненные места самолета и сельскохозяйственной аппаратуры.

Примечание. Работы по очистке и промывке самолета и сельхозаппаратуры от химикатов производить на загрузочной базе временного аэродрома до заруливания на якорную стоянку.

3) Осмотреть бак химикатов, убедиться в надежности его крепления (особое внимание обратить на узлы крепления бака к 8 шпангоуту).

4) Переключением рукоятки крана пневмоуправления проверить открытие и закрытие клапана опрыскивателя.

5) Проверить установку и крепление зеркала, чистоту стекла окуляра, чистоту состояния чехлов герметизации загрузочных рукавов и крепление заправочной трубы.

6) При установке на самолет опрыскивателя:

а) осмотреть распылители жидкости по всему размаху трубопроводов (штанг), убедиться в чистоте отверстий распылителей и надежности крепления их на штуцерах трубопроводов;

б) проверить, нет ли нарушения крепления трубопроводов (штангов);

в) убедиться в надежности крепления бачка высокотоксичных химикатов, цела ли стеклянная трубка указателя уровня химикатов; открыть крышку заливной горловины и проверить состояние резиновой прокладки;

г) осмотреть ветряк: нет ли повреждений лопастей, биения вала насоса в подшипниках;

д) проверить состояние тормозной ленты и убедиться в отсутствии попадания масла на шкив, а также недопустимого износа тормозной ленты. Убедиться, что при положении рукоятки крана управления сельскохозяйственной аппаратурой «мешалка» лента не касается шкива, а при положении «Выключено» надежно затормаживает ветряк;

е) проверить крепление и исправность пневмоцилиндров, убедиться в герметичности соединений трубопроводов пневмоуправления опрыскивателя, в отсутствии повреждений резинки отсечных клапанов;

ж) проверить по манометру давления в системе пневмоуправления опрыскивателем (давление должно быть 10 кг/см^2);

з) в случае установки опрыскивателя с отдельной подачей воды и яда в насос опрыскивателя давление в системе пневмоуправления опрыскивателем должно быть 16 кг/см^2 , а давление в манометре пневмосистемы выносного бачка $0,2\text{—}0,3 \text{ кг/см}^2$.

При периодическом техническом обслуживании через каждые 100 часов налета самолета:

1) Разобрать пневмоцилиндры и выполнить работы аналогичные осмотру пневматических цилиндров аппаратуры опылителя.

2) Удалить смазку, загрязнения и промыть полость стакана валика привода крыльчатки насоса. Проверить состояние подшипников, карданное соединение и наличие зазора между крыльчаткой и корпусом насоса (зазор должен быть в пределах от 0,7 до 1,5 мм). Набить свежую смазку.

§ 39. КРЕПЛЕНИЕ САМОЛЕТА НА СТОЯНКЕ

Существует два вида хранения самолетов:

1. Хранение в ангарах.
2. Хранение под открытым небом.

Самолеты металлической конструкции типа Ан-2 допускаются к длительному хранению под открытым небом, при условии обеспечения за ними правильного ухода, согласно регламенту хранения самолета, изложенному в «Технологическом регламенте технического обслуживания винтомоторной установки и планера самолета Ан-2» (изд. РИО Аэрофлота, 1954).

Как правило, в аэропортах, летных училищах и на оперативных аэродромах авиации специального применения самолеты должны храниться на оборудованных якорных стоянках, называемых местами стоянок (МС).

Места стоянок самолетов оборудуются:

1. Забетонированными или заделанными в грунт якорями для швартовки самолетов.
2. Причалами для крепления самолетов к якорям.
3. Тормозными колодками, установленными под колеса самолетов.
4. Струбцинами для крепления элеронов, закрылков, предкрылков и рулей самолета.
5. Противопожарными средствами.
6. Верстаками.
7. Подъемниками для подъема самолета.
8. Стремянками для работы технического состава на самолете при его обслуживании.

Места стоянок самолетов должны быть расположены на сухой, по возможности возвышенной части аэродрома, все неровности должны быть сглажены, а для воды — сделан сток. Под колеса необходимо подкладывать щиты из досок размером $1,0 \times 0,75 \text{ м}$,

которые должны быть пропитаны креозотом. Если стоянка бетонированная, то самолет ставится без щитов.

При установке самолета на якорной стоянке необходимо обязательно учитывать направление ветров в данной местности. Самолет Ан-2 должен быть установлен двигателем против ветра, так как при установке в обратном направлении при сильном ветре увеличивается нагрузка на закрылки, элероны, рули хвостового оперения и другие отдельные элементы конструкции самолета.

Разбивка якорной стоянки для самолета Ан-2 показана на рис. 199.

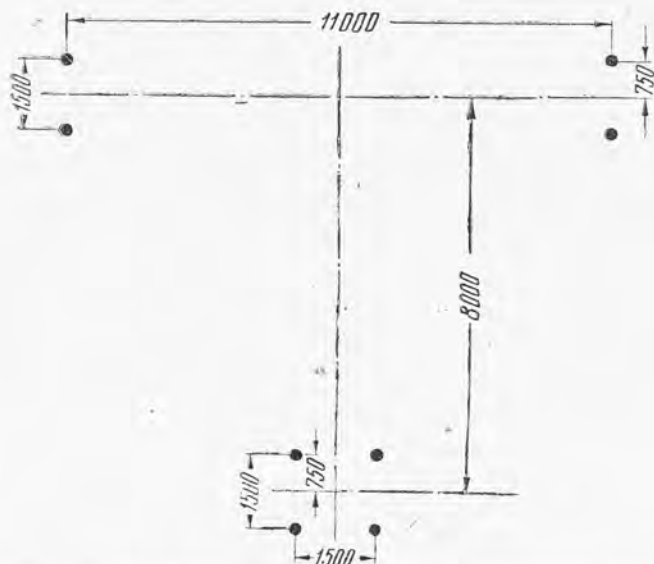


Рис. 199. Разбивка якорной стоянки для самолета Ан-2.

В оборудовании мест стоянки самолетов Ан-2 особое внимание необходимо уделять состоянию швартовочных устройств, которые должны гарантировать безопасное крепление самолета при сильных ветрах, превышающих скорость ветра 30 м/сек.

Якоря для крепления самолета Ан-2 изготавливаются из прутковой стали диаметром 18 мм и длиной 1,2 м, на концах которых загнуты и скреплены сваркой петли. Петли должны свариваться не впритык, а внахлестку. В нижнюю большую петлю вставляются стальные швеллерные или двутавровые балки с шириной полок 80—100 мм, длиной не менее 1,2 м, которые подводятся в яме под невзрыхленный грунт. При отсутствии металлических балок рекомендуется в нижнюю большую петлю вставлять деревянные бревна диаметром 180—200 мм и длиной 1,2—1,5 м. Якоря из бревен рекомендуется делать на оперативных точках или временных

аэродромах на срок хранения самолета не более как на 1 год. Якорь для крепления самолета показан на рис. 200.

На якорной стоянке заделываются в грунт четыре якоря для крепления за ушки консолей нижнего крыла специальными двойными причалами (рис. 201, а) и четыре якоря для крепления хвостовой части самолета за ушки на шпангоуте № 25 фюзеляжа (рис. 201, б).

При штормовых ветрах большой силы самолеты Ан-2 необходимо дополнительно крепить причалами на четырех точках за шасси (с обеих сторон по две точки). Такое крепление самолета Ан-2 на якорной стоянке вполне гарантирует безопасное его хранение при ветре, превышающем скорость 30 м/сек.

Каждый комплект причалов состоит из двух двойных подкрыльевых, изготовленных из прутковой стали диаметром 10 мм, длиной 1000 мм, один конец которого наглухо закреплен с треугольником, изготовленным из стального прутка диаметром 18 мм (рис. 202), имеющим крючок для зацепления за ушко нижней плоскости, второй нижний конец имеет специальный замок для зацепления со стальным тросом диаметром не менее 10 мм и длиной около 1000 мм или цепью.

Рекомендуется применять цепь для крепления самолетов такой же длины, какой и трос с толщиной звеньев не менее 10 мм. При креплении самолета с помощью цепи необходимо особое внимание обращать на состояние звеньев цепи, нет ли в них трещин или разрывов звеньев. Подобными же причалами швартует-



Рис. 200. Якорь для крепления самолета.

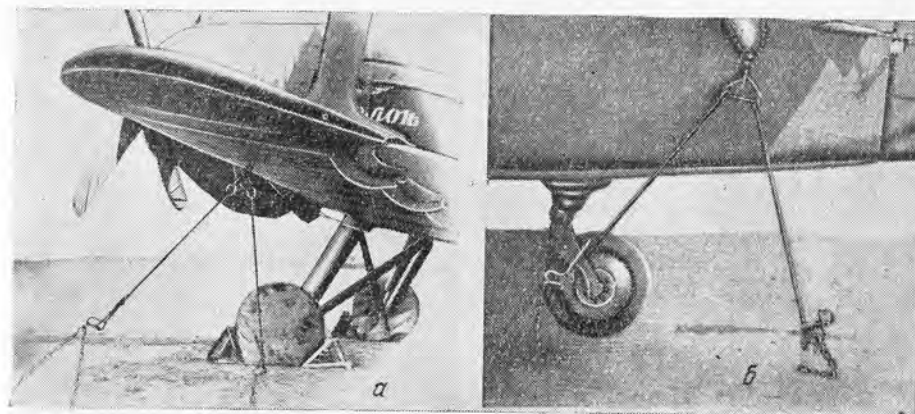


Рис. 201. Причалы для крепления самолета на якорной стоянке.

ся и хвостовая часть фюзеляжа самолета с длиной причала в пределах 600—700 мм.

Можно крепить самолет на якорной стоянке и при помощи заводских причалов, но эти причалы не обладают достаточной прочностью, и при силе ветра свыше 30 м/сек наблюдается срезание стального штыря замка крепления троса к штанге причала, который рассчитан на нагрузку в 1450 кг (нагрузка на причал при скорости ветра 30 м/сек составляет 1400 кг; при 35 м/сек — 2300 кг и при 40 м/сек — 3600 кг).

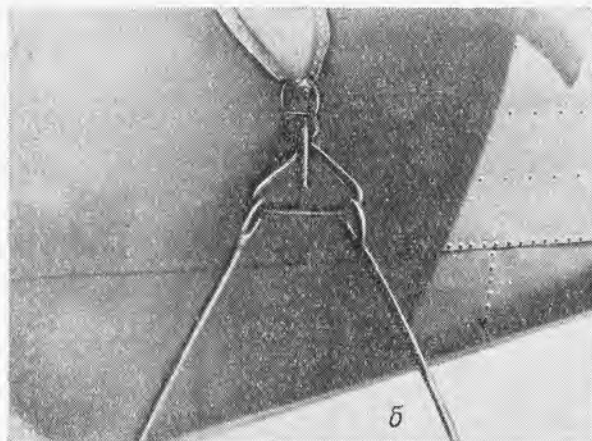
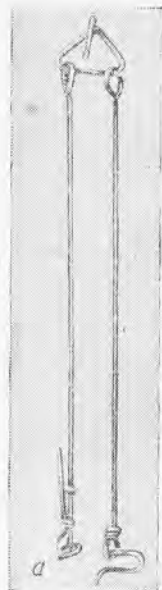


Рис. 202.

а — комплект причалов; б — угольник причала.

Разрыв 8 мм троса заводского причала происходит при усилии 4900 кг. Поэтому заводские причалы необходимо дополнять вторым причалом и крепить самолет к якорям дополнительно при помощи серьги или ушка, установленного в отверстии верхней части штанги причала.

Предупреждение. Не следует сильно натягивать причалы при креплении самолета к якорям во избежание деформации полукоробок крыльев при осадке одной из амортизационных стоек шасси во время стоянки.

При безангарном хранении самолета необходимо:

1. Установить под колеса шасси с обеих сторон тормозные колодки; хвостовое колесо установить по полету самолета.

2. Установить струбцины на руль направления и руль высоты (тросовые расчалки), наружные струбцины — на верхние закрылки и элероны между зализом верхнего крыла и закрылками и между закрылками и элеронами. Рекомендуется устанавливать наружные струбцины на предкрылки у нервюры № 16.

3. Тщательно зачехлять силовую установку, фонарь кабины пилотов, колеса шасси и трубку ПВД; закрыть все люки и входную дверь в кабину фюзеляжа.

При длительном хранении самолета в зимний период под колеса и хвостовое колесо, лыжи и хвостовую лыжу необходимо устанавливать деревянные щиты во избежание примерзания колес и лыж.

Для борьбы с обледенением консолей верхнего крыла рекомендуется на крылья надевать легкоъемные чехлы из хлопчатобумажной ткани.

При сдаче самолетов под охрану, на оперативных точках, смотровые люки, горловины бензиновых и масляных баков и входная дверь в кабину фюзеляжа должны быть опломбированы.

§ 40. МЕРЫ ПО ПРЕДОХРАНЕНИЮ ОТ КОРРОЗИИ ДЕТАЛЕЙ И ЧАСТЕЙ САМОЛЕТА

При эксплуатации самолета Ан-2 следует обращать особое внимание на защиту самолета от коррозии, особенно при выполнении авиационно-химических работ.

Влага является основной причиной, вызывающей коррозию частей самолета. Места деталей самолета, пораженные коррозией, сами по себе обладают гигроскопичностью и впитывают влагу даже из воздуха. Причиной коррозии является также и непосредственное соприкосновение дуралюмина с солью, серой или ядохимикатами. Поэтому в процессе эксплуатации категорически запрещается перевозить на самолетах Ан-2 в открытом виде соль, серу, соленую рыбу, а также необходимо принимать все меры к тому, чтобы ядовитые химикаты при выполнении химических работ не проникали внутрь самолета.

Внешним признаком начала коррозии является потускнение поверхности и образование мельчайших пятен, а в дальнейшем и раковин, которые постепенно увеличиваются и проникают в глубь металла. В результате этого тонкие листы конструкции самолета, как обшивка и стенки лонжеронов, могут быть разрушены в очень короткий срок с образованием сквозных отверстий, а отдельные силовые элементы конструкции планера (поперечный и продольный набор) вследствие их ослабления начинают разрушаться под действием нагрузки.

При поражении коррозией легких алюминиевых сплавов обычно наблюдается три вида коррозии:

1) поверхностная коррозия — образуется в виде легкого налета из отдельных, но смежных друг с другом сероватых пятен, не имеющих пораженной раковинами поверхности, но местами слегка шероховатых;

2) точечная коррозия — появляется в виде изолированных друг от друга раковин, иногда имеющих вид точечных черных ямок;

3) интеркристаллическая коррозия — идущая по границам зерен (кристаллов) металла, причем коррозия разрушает связь кристаллов и тем самым ослабляет металл. Этот вид коррозии наиболее опасен, так как металл резко понижает свою прочность и трудно обнаружить начало разрушения. Этому виду коррозии, кроме алюминиевых сплавов, подвержены и высоколегированные стали. Интеркристаллическая коррозия обычно определяется исследованием под микроскопом шлифа, взятого с внешней поверхности корродированной детали.

Для предохранения от коррозии детали самолета имеют защитные покрытия. Дуралюминовые детали анодируются, грунтуются и покрываются аэролаками, стальные детали — оцинковываются или кадмируются. Вся внешняя поверхность самолета окрашена.

Защита деталей самолета от коррозии сводится в основном к тщательному уходу за сохранением защитных покрытий самолета. Анодная пленка на поверхности дуралюмина, защитные покрытия стальных деталей и лакокрасочные покрытия должны всеми мерами предохраняться от царапин, забоин и других повреждений, при которых обнажается основной металл, что приводит к возникновению очагов коррозии.

В связи с этим необходимо при каждом послеполетном и 100-часовом регламентном обслуживании самолета тщательно удалять пыль и грязь, которые длительное время удерживают влагу и тем самым, разрушая лакокрасочные покрытия, способствуют появлению коррозии в конструкции самолета.

Летом масляные пятна и грязь удалять с поверхности самолета теплой мыльной водой, после чего эти места протереть насухо чистой хлопчатобумажной тканью. Не допускать скопления грязи на обшивке фюзеляжа, под полом кабины пилотов, грузовой кабины и в хвостовом отсеке фюзеляжа, для чего через каждые 100 час. полета снимать панели пола грузовой кабины и в хвостовом отсеке и тщательно удалять грязь с элементов конструкции фюзеляжа.

Примечание. На самолетах сельхозварианта панели пола кабин и хвостового отсека снимать при каждом послеполетном техническом обслуживании самолета.

Зимой для смывания масляных пятен и грязи применять керосин. Закопченные выхлопными газами места на обшивке правого борта фюзеляжа промывать керосином, а затем мыльной водой.

Для сохранения лакокрасочного покрытия от повреждения необходимо соблюдать следующие меры предосторожности:

1. Не класть на поверхность крыльев и фюзеляжа инструмент, запасные части, промасленную и пропитанную бензином ветошь.

2. При работе на самолете обязательно пользоваться предохранительными матами, трапиками и ковриками из резины или брезента, которые укладывать на центроплане в местах хождения технического состава и на крыльях.

3. Избегать ударов по металлической и полотняной обшивке.

4. Не проливать бензин и масло на поверхность самолета, а при случайном пролипании немедленно вытирать насухо.

5. Не проливать электролит из аккумулятора, так как он вызывает коррозию, в результате которой металл будет полностью разрушен.

6. При выполнении авиационно-химических работ тщательно оклеивать все люки хвостовой части фюзеляжа и стыки заливов верхнего крыла с фюзеляжем во избежание проникновения ядовитых химикатов внутрь самолета. При попадании ядовитых химикатов на поверхность или внутрь самолета необходимо тщательно эти места промывать водой.

7. В транспортных условиях на самолете запрещается перевозить в неупакованном виде соль, серу и соленую рыбу.

8. Пыль из внутренних полостей самолета рекомендуется удалять сжатым воздухом при давлении не выше 1 кг/см^2 .

При повреждении окраски деталей самолета ее следует в летних условиях возобновить, а в зимних условиях смазать оголенные места на металлических частях самолета тонким слоем смазки УН (технический вазелин), предварительно нагрев ее до $20 \div 25^\circ\text{C}$, и наносить кистью из щетины. При первой же возможности это покрытие следует снять и закрасить краской.

После дождя ни в коем случае не оставлять мокрые чехлы на самолете. Мокрые чехлы с самолета снять и просушить. После дождя все лючки и двери самолета открыть и в таком положении оставить самолет на несколько часов для проветривания.

§ 41. УХОД ЗА МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ ОБШИВКОЙ САМОЛЕТА

1. Дефектация металлической обшивки

При осмотре самолета допускаются на обшивке фюзеляжа и центроплана:

1. Плавные вмятины глубиной до 2% от наибольшей ширины вмятины и площадью не более 50 см^2 , а на металлической обшивке крыльев, стабилизатора и киля — плавные вмятины глубиной до 1,5% от длины вмятины, если они не вызваны потерей устойчивости соседних элементов конструкции. При этом убедиться, что соседние элементы конструкции не разрушены и не имеют среза заклепок. На каждом борту фюзеляжа допускается без правки не более 10 плавных вмятин предельного размера.

2. Одиночные без трещин и царапин забоины глубиной не более 20% толщины листа, но не более 0,2 мм. Образовавшиеся на обшивке фюзеляжа вмятины свыше допустимых размеров необходимо выправлять. Если после правки вмятин появились хлопунки в выправляемом или соседних с ним участках обшивки, то на внутреннюю сторону обшивки наклепываются подкрепляющие профили. При появлении трещин на обшивку наклепываются

накладки из дуралюмина Д16АТ толщиной, равной толщине обшивки.

При наличии в обшивке фюзеляжа, на участке между двумя соседними шпангоутами и стрингерами, не свыше одной трети длины не более 15 мм, края трещины просверлить сверлом диаметром 2—3 мм и наклепать изнутри фюзеляжа накладку из дуралюмина Д16АТ.

На места обшивки фюзеляжа, имеющие царапины глубиной более 20% толщины листа или более 0,2 мм и пробоины, не выходящие по своим размерам за пределы участка между двумя соседними шпангоутами и стрингерами, наклепать накладки из дуралюмина Д16АТ.

Пробоины в обшивке предкрылков, закрылков, элеронов и рулей диаметром не более 25 мм заклеиваются накладками из авиалотна АСТ-100.

Срезанные или ослабленные заклепки заменить.

При наличии дефектов, выходящих за вышеуказанные пределы, отправить элементы конструкции, имеющие повреждения, в ремонтные части для ремонта.

1. Фюзеляж — при наличии в обшивке пробоин, выходящих по своим размерам за пределы участка между двумя соседними шпангоутами и стрингерами.

2. Центроплан — при наличии в обшивке вмятин свыше допустимых размеров, царапин глубиной более 20% толщины листа или более 0,2 мм и пробоин.

3. Отъемные части крыльев, стабилизатор и киль — при наличии в обшивке вмятин свыше допустимых размеров и пробоин.

4. Предкрылки, закрылки, элероны и рули — при наличии в обшивке пробоин диаметром более 25 мм и вмятин.

2. Ремонт обшивки фюзеляжа

Установка накладок

Поврежденный участок вырезать в вертикальном направлении до кромок стрингеров, а по горизонтали — до границ, отстоящих от стенки шпангоута на расстоянии 15 мм. Углы выреза скруглить радиусом 20 мм. Накладку клепать по стрингерам односторонним заклепочным швом шагом 20 мм, а по вертикали — двухрядным швом с тем же шагом.

Отверстие в накладке под заклепки в стрингерах и шпангоутах сверлить по старым отверстиям. Если старые отверстия стали овальными, диаметр заклепок необходимо взять на один номер больше, но того же типа.

По всему периметру накладки снять фаску под углом 45°, углы накладки закруглить радиусом 5 мм.

Накладку изготовить из закаленного материала Д16АТ толщиной, равной толщине ремонтируемой обшивки. При отсутствии

листа Д16АТ накладку можно изготовить из закаленного листа Д17, но толщину необходимо увеличить на 15—20%.

При ремонте разрешается пользоваться заклепками из материала Д18, которыми можно клепать в любое время после закалки (но не ранее, чем через четверо суток).

При наличии небольшой трещины в обшивке, но не более одной в отсеке, края трещины засверлить сверлом диаметром 2—3 мм и наложить изнутри фюзеляжа накладку.

Установка накладок допускается только в полевых условиях. На ремонтных базах накладку обязательно снимать и ремонтировать с частичной или полной заменой листа обшивки.

При повреждении обшивки, выходящей по размерам за пределы двух соседних стрингеров или шпангоутов, необходимо заменить часть листа или весь лист. При замене части листа последний стыкуют на шпангоутах или стрингерах. Новый лист устанавливается таким образом, чтобы передняя его кромка по полету и верхняя боковая сторона проходили под листы оставшейся обшивки. При этом не допускается, чтобы стыки попадали в одно вертикальное сечение с соседними листами. Толщина и материал вновь устанавливаемых листов обшивки должны быть одинаковыми с заменяемыми.

Заклепки применять того же типа и материала; допускается увеличение диаметра заклепки на один номер больше.

При ремонте обшивки фюзеляжа необходимо руководствоваться рекомендациями и указаниями завода-изготовителя, изложенными в книге «Ремонт самолета Ан-2», издание второе, издательства оборонной промышленности, выпуска 1959 г.

§ 42. УХОД ЗА ПОЛОТНЯНОЙ ОБШИВКОЙ САМОЛЕТА

1. Уход за лакокрасочным покрытием

В процессе эксплуатации самолета полотняная обшивка крыльев, хвостового оперения, закрылков, элеронов и рулей воспринимает большие нагрузки от аэродинамических сил, составляющие при нормальном горизонтальном полете самолета с полетным весом $G = 5250$ кг свыше 70 кг/м² площади крыла, а при эксплуатационных перегрузках значительно большее давление.

В связи с этим контроль и уход за состоянием полотняной обшивки должны быть всегда повышенными как со стороны технического, так и летного состава.

Необходимо помнить, что полет на самолете даже с незначительным разрывом полотняной обшивки запрещается.

Уход за полотняной обшивкой самолета в первую очередь сводится к уходу за ее лакокрасочным покрытием.

Правильный уход за лакокрасочным покрытием — одно из условий сохранения прочности и аэродинамических качеств самолета.

Технический состав, обслуживающий самолеты Ан-2, обязан своевременно устранять неисправности и принимать все меры к сохранению лакокрасочных покрытий, помня, что при правильном уходе продолжительность службы лакокрасочных покрытий самолетов может быть значительно увеличена.

Для предохранения лакокрасочных покрытий самолета от разрушения необходимо:

1. Для предотвращения попадания пыли и атмосферных осадков в самолет плотно закрывать чехлами все люки и двери, тщательно закрывать винт, силовую установку, фонарь кабины пилотов и трубку ПВД.

2. Своевременно удалять мягкой хлопчатобумажной тканью пыль и влагу с наружной поверхности самолета.

3. Прочищать дренажные отверстия.

4. В теплое время года в сухую погоду открывать все люки для проветривания самолета, сняв предварительно чехлы.

5. Своевременно удалять снег с наружной поверхности самолета мягкими волосяными щетками или мягкой хлопчатобумажной тканью, не допуская при этом повреждения лакокрасочной пленки.

6. Не допускать попадания на лакокрасочное покрытие вредных жидкостей (нефтяных продуктов, кислот, щелочей и т. п.). В процессе эксплуатации самолета запрещается:

а) раскладывать на крыльях самолета для просушки мокрые чехлы;

б) промывать обшивку бензином, керосином, ацетоном, кислотами, щелочью, смывкой и другими подобными жидкостями;

в) проливать топливо и масло при заправке самолета;

г) ходить по самолету в обуви, не очищенной от грязи и снега.

Также запрещается удалять грязь и масляные пятна металлическими щетками и скребками путем соскабливания и скалывания, ударами амортизатором и поливкой горячей водой (кипятком).

После полетов необходимо накопившуюся пыль, грязь и масляные пятна удалять сухой, чистой хлопчатобумажной тканью (салфетками). В теплое время года обшивку дополнительно промывать чистыми салфетками, сначала смоченными теплым мыльным раствором (300—400 г ядрового мыла на 10 л теплой воды), а затем чистой водой. После промывки протереть обшивку насухо.

Протирать поверхность обшивки самолета бензином запрещается, так как вследствие его интенсивного испарения и охлаждения поверхности обшивки в пленке защитного лакокрасочного покрытия образуются трещины, через которые впоследствии проникают солнечные лучи, разрушающие пленку первого покрытия, и в дальнейшем влага проникает внутрь на полотняную, незащищенную обшивку и вызывает ее гниение.

При первых признаках гниения полотняной обшивки ее необходимо заменить.

При эксплуатации самолета Ан-2 необходимо следить за натя-

жением полотна и его креплением к каркасу крыльев и хвостового оперения. Натяжение полотна проверяется тензометром ТП, а в случае его отсутствия — с помощью груза весом 1 кг, положенного на середину отсека между нервюрами, при этом прогиб полотна от своего первоначального положения не должен превышать 5—8 мм.

2. Дефектация полотняной обшивки

Допускается между двумя соседними нервюрами крыла, стабилизатора, киля, закрылков, элеронов и рулей наличие в обшивке не более одной пробойны площадью до 25 см² или разреза длиной до 200 мм, которые устраняются следующим способом:

1. Пробойны площадью не более 1 см² и разрезы длиной не более 20 мм заклеить накладками из авиалотна АСТ-100, АЛВК, АМ-100, АМ-93.

2. Пробойны площадью свыше 1 см², но не более 25 см² и разрезы длиной свыше 20 мм, но не более 200 мм зашить и заклеить полотняными накладками.

При наличии в обшивке пробойн и разрезов свыше допустимых размеров и количества отъемные части крыльев, стабилизатор, киль, закрылки, элероны и рули необходимо отправить в ремонтные базы для ремонта.

3. Ремонт полотняной обшивки

Все виды ремонта полотна требуют предварительной подготовки тканевой поверхности к ремонту. Тканевая обшивка перед ремонтом должна быть промыта, протерта ветошью и высушена. Рваные кромки отверстий и торчащие нити ткани выравниваются ножницами с таким расчетом, чтобы края отверстий были параллельными основе и утку ткани.

На расстоянии 40—50 мм от кромок отверстия удаляется лакокрасочное покрытие. Удаление лакокрасочного покрытия производится растворителем РДВ с помощью кисти, причем растворившаяся лакокрасочная пленка снимается деревянным шпателем, либо путем нанесения эмульсии, состоящей из 100 частей аэролака марки А1Н (эмалита) и 10 частей воды. После снятия покрытия ткань просушивается в течение одного часа и зачищается стеклянной бумагой.

Пробойны площадью до 1 см² и разрезы длиной до 25 мм после проведенной, как указано выше, подготовки заклеивать сверху заплатами. Заплата должна перекрывать края повреждения на 40—50 мм. Края заплат для лучшего прилегания делать зубчиками.

Пробойны площадью больше 1 см² ремонтировать вшиванием заплат и наклеивкой поверх заплат тканевой накладки с перекрытием шва на 40—50 мм. Кромки и пробойны подгибают внутрь, заплату вшивают швом «елочкой» нитками № 10, предварительно

провощенными пчелиным воском. Заплата перед постановкой покрывается четырьмя слоями аэролака А1Н.

Разрезы в обшивке зашиваются швом «елочкой» и заклеиваются заплатой.

В случае повреждения участка между нервюрами возможна замена секции полотна. Поврежденный участок аккуратно вырезать и зашить заплатой, как указано выше. Поверх ремонтируемого участка накладывается секция полотна шириной, равной ширине поврежденного участка с припуском 40 мм на сторону. Секцию крепят к двум соседним нервюрам, подпуская края ее под профили 2НФ на нервюрах и заделывая их лентами 3НФ.

Если поврежденный участок расположен у консолей или корневой части крыла, то необходимо секцию полотна заменить как на поврежденном участке, так и на соседнем с ним, для чего:

1. Удалить поверхностные ленты по прилегающим к дефектному полотнищу обшивки нервюрам и по задней кромке между этими нервюрами.

2. Снять ленты 3НФ.

3. Удалить лакокрасочное покрытие по месту разреза и отрезать поврежденную обшивку.

4. Загрунтовать грунтом 138А металлическую обшивку.

5. Нанести на металлическую обшивку слой клея АК-20.

6. Пришить к старой поврежденной обшивке новое полотнище швом «елочкой».

7. Натянуть и закрепить полотнище на носке или по задней кромке.

8. Приклеить полотнище к лобовой металлической обшивке.

9. Лакировать и красить согласно ниже приведенному технологическому процессу обтяжки агрегатов полотном и окраски их.

В процессе шитья старую обшивку необходимо смачивать растворителем РДВ, чтобы избежать перерезания ее ниткой.

Вскрытие полотняной обшивки для ремонта металлического каркаса крыла или оперения производить в следующем порядке:

1. Размыть весь участок обшивки, который будет отгибаться растворителем или аэролаком А1Н; вынуть ленты 3НФ.

2. Распороть шов по задней кромке.

3. После окончания ремонта снова размочить отогнутую ткань растворителем РДВ и натянуть на старое место.

4. Поставить ленты 3НФ в профили 2НФ, сшить полотно по кромке и шов заклеить зубчатой лентой.

Предупреждения: 1. Принять меры для предотвращения протекания растворителя или снимаемого слоя покрытия внутрь агрегата.

2. Снятую обшивку вновь ставить на каркас не разрешается.

3. В момент крепления полотна при прокатке пластины 3НФ по профилям 2НФ не допускается прорезания полотна в местах кромок профилей, а также прогиб самих профилей.

4. В случае перекоса пластины 3НФ при ее закатке в профили 2НФ разрешается пластину отрезать и ставить отдельный следующий кусок размером не менее 400 мм.

4. Технологический процесс обтяжки агрегатов полотном и окраска

№ п/п	Наименование операций	Способ нанесения покрытия	Время выдержки	Температура, °С
1	Удаление с каркаса грязи и пыли и обезжиривание	—	—	—
2	Грунтовка каркаса глифтолевым грунтом 138А по заклепкам и поврежденным местам	кистью	8 часов	12—17
3	Покрытие дуралюминовой обшивки клеем АК-20	"	30—40 мин.	12—35
4	Крепление полотна: а) полотнища сшиваются так, чтобы основа ткани и швы были параллельны нервюрам б) полотно натягивается «чулком», приклеивается к лобовой обшивке и закалывается по кромкам булавками в) полотно крепится к нервюрам и задней кромке лентами 3НФ	— — —	— — —	— — —
5	Приклейка полотна аэролаком первого покрытия А1Н по хвостовой обшивке	кистью	45—60 мин.	12—35
6	Зашивка полотна по законцовке	—	—	—
7	Покрытие первым слоем А1Н всей поверхности полотна	кистью	1 час	12—17
8	Покрытие вторым слоем А1Н всей поверхности полотна	"	1 час	12—17
9	Наклейка шайб, лент и накладок с одновременным нанесением третьего слоя А1Н	—	2 часа	12—17
10	Покрытие четвертым слоем А1Н	кистью	1 час	12—17
11	Зачистка поверхности шкуркой и удаление пыли	—	—	—
12	Нанесение пятого слоя А1Н	кистью	3 часа	12—35
13	Наклейка целлулоидных шайб 29СН на дренажные отверстия лаком А1Н	—	—	—
14	Зачистка поверхности шкуркой, удаление пыли щеткой	—	—	—
15	Нанесение на верхнюю поверхность АГТ-4	кистью	2,5 часа	12—17
16	Нанесение на нижнюю поверхность АГТ-16 (серо-голубого цвета)	"	2,5 часа	12—17
17	Окраска опознавательных знаков и реперных точек	"	2,5 часа	12—17

Примечание. При ремонте полотняной обшивки крыльев и хвостового оперения необходимо руководствоваться рекомендациями и указаниями завода-изготовителя, изложенными в книге «Ремонт самолета Ан-2», издание второе, издательства оборонной промышленности, выпуска 1959 г.

§ 43. УХОД ЗА ОКНАМИ КАБИН

Органическое стекло протирать слегка смоченной в мыльной воде чистой и мягкой хлопчатобумажной тканью, замшей или фланелью. Масляные пятна с поверхности стекла удалять ватой, смоченной в керосине. Нельзя применять авиационный бензин, ацетон, смывки и аэролаки, так как они размягчают поверхность стекла и вызывают помутнение.

При осмотре окон руководствоваться следующим:

1. Заменить стекла окон при наличии на них трещин и помутнения.
2. Заменить резиновые уплотнения при наличии разрывов и выпадания их из пазов окон.

§ 44. ХРАНЕНИЕ САМОЛЕТА ПРИ ДЛИТЕЛЬНОЙ СТОЯНКЕ

Чтобы содержать самолет Ан-2 в исправном состоянии при длительных перерывах между полетами, необходимо строго соблюдать регламент хранения самолета, приведенный в приложении «Технологического регламента технического обслуживания винтомоторной установки и планера самолета Ан-2» (изд. РИО Аэрофлота, 1954).

§ 45. УСТАНОВКА САМОЛЕТА НА ПОДЪЕМНИКИ

Для подъема самолета, при техническом обслуживании планера, завод прилагает к комплекту наземного оборудования подъемники: два передних подъемника — для подъема самолета при обслуживании шасси, один — задний — для обслуживания хвостовой установки и один — для съемки колес шасси (рис. 203).

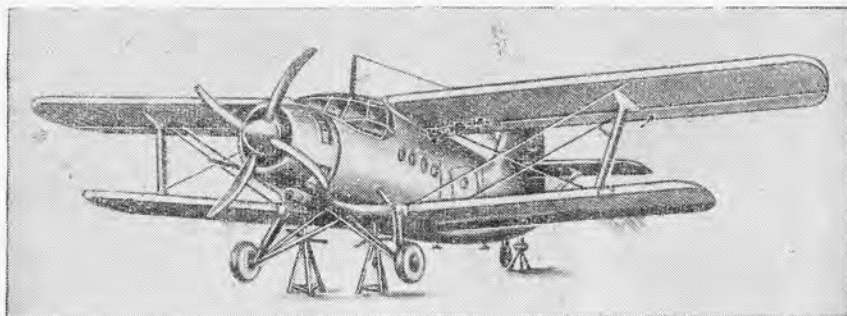


Рис. 203. Установка самолета на подъемник.

Передние подъемники устанавливаются под специальные стальные гнезда (опоры), расположенные на переднем лонжероне центроплана против бортовых стоек шпангоута № 6. Хвостовой

подъемник устанавливается под опору, находящуюся на шпангоуте № 26. Подъемник для освобождения от нагрузки колес устанавливается под гнездо, смонтированное на болту крепления переднего подкоса к полуоси.

При помощи подъемников можно производить четыре варианта подъема самолета:

1. Подъем передней части самолета двумя передними подъемниками для освобождения от нагрузки шасси.
2. Подъем хвостовой части фюзеляжа одним задним подъемником для освобождения от нагрузки установки хвостового колеса.
3. Подъем всего самолета на трех точках передними и хвостовым подъемниками.
4. Подъем правой или левой стороны самолета для освобождения от нагрузки колес шасси при выполнении регламентных работ.

Подъем самолета разрешается производить при скорости ветра не свыше 6 м/сек.

При подъеме самолета необходимо предусмотреть надежное закрепление колес шасси или хвостового колеса тормозными колодками во избежание смещения самолета и сваливания его с подъемников.

При подъеме самолета одновременно тремя подъемниками необходимо соблюдать следующий порядок: вначале поднимать переднюю часть самолета, а затем хвостовую. Для предохранения от соскальзывания опоры со шпинделя подъемника и для устранения крена самолета при подъеме передние подъемники должны подниматься равномерно.

Подъем хвостовой части фюзеляжа при установке самолета в линию полета производить талиями или подъемным краном. Для предохранения от переваливания самолета на нос необходимо установить противовес на хвостовую часть фюзеляжа у шпангоута № 20.

При подъеме самолета не допускать хождения людей внутри самолета.

В случае поломки шасси при посадке для подъема самолета необходимо под нервюру центроплана, в месте стыка с нижним крылом, прокладывать деревянный ложемент, обитый в месте соприкосновения с дужкой центроплана слоем войлока толщиной 10—15 мм.

При подъеме самолета подъемниками, прилагаемыми к самолету, установленными под нервюры центроплана, между шпинделем домкрата, головка которого имеет шаровую форму, и ложементом следует проложить металлическую прокладку толщиной 10—12 мм. Прокладка должна иметь минимальный габарит 100×300 мм с углублением посередине для упора шаровой головки шпинделя.

Если ход шпинделя домкрата недостаточен для подъема самолета на необходимую высоту, подъем производить в два-три приема, повышая периодически площадки под домкратом. По оконча-

нии очередного подъема для смены положения домкрата самолет устанавливают на клетки, выложенные из деревянных брусьев, соединенных между собой скобами для устранения скольжения брусьев относительно друг друга.

Перед подъемом самолета необходимо: освободить самолет от загрузки, слить из баков топливо и масло и закрепить хвостовую часть фюзеляжа расчалками.

§ 46. БУКСИРОВКА САМОЛЕТА

При буксировке самолета в пределах аэродрома применяется механическая тяга (трактор или автомашина). Буксировка самолета производится вперед по полету.

Приспособление для буксировки — тросы с резиновой амортизацией — закрепляются за специальные ушки передних подкосов шасси. Для разворачивания самолета при буксировке служит специальная направляющая вилка со штангой, установленная на хвостовое колесо.

Перед буксировкой самолета необходимо выключить стояночный тормоз колес шасси. В момент буксировки в кабине пилотов должно находиться лицо летного или технического состава для управления тормозами колес, чтобы воспрепятствовать набеганию самолета на тягач и способствовать выбору слабины тросов буксировочного приспособления.

Угол поворота тягача относительно оси самолета не должен превышать 60°, и скорость движения при буксировке не должна превышать скорости идущего человека.

При буксировке самолета мимо построек и других препятствий, у консолей нижних крыльев самолета должны находиться сопровождающие для предотвращения задевания консолей крыльев о препятствия.

Страгивание самолета с места следует производить плавно, без рывков во избежание перегрузок на элементы шасси и узлы фюзеляжа.

ПРИЛОЖЕНИЕ 2 СПЕЦИФИКАЦИЯ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

Обозначение	Наименование	Тип	Место установки
Э1	Генератор	ГСН-3000	Мотор
Э2	Регулятор напряжения	P-25AM	Между шпангоутами № 5 и № 6
Э4	Конденсатор	КБМ-31	Между шпангоутами № 5 и № 6
Э5	Шунт вольтамперметра	ША-340	Шпангоут № 1
Э6	Контактор	КМ-200	Контейнер аккумулятора
Э7	Аккумулятор	12 А30	Шпангоуты № 23 и № 24
Э8	Выключатель генератора	В-45	Центральный пульт
Э9	Реле	РП-2	Контейнер аккумулятора
Э10	Реле	РППА	» »
Э11	Розетка аэродромного питания	ШРА 250	Шпангоуты № 16 и № 17
Э12	Инерционный предохранитель	ИП-150	У шпангоута № 1
Э13	Шунт амперметра	А-46	» № 1
Э14	Фильтр	СФ-3000	» № 1
Э15	Дифференциальное реле	ДМР-400AM	» № 1
Э16	Лампа сигнализации работы ГСН	СЛЦ-51(К)	Доска приборов
Э17	Реле	РВЗ-45	Плюсовой щиток
Э18	Амперметр	А-1	Доска приборов
Э19	Вольтамперметр	ВА-3	» »
Э20	Инерционный предохранитель	ИП-30	У шпангоута № 1
Э21	Инерционный предохранитель	ИП-50	» № 1
Э22	Мотор-альтернатор	МА-250М	Между шпангоутами № 4 и № 5
Э23	Выключатель аккумулятора	В-45	Центральный пульт
Э24	Контактор	КМ-200Д	Контейнер аккумулятора
Э27	Лампа	СЛЦ-51(с)	Шпангоуты № 16 и № 17
М1	АЗС триммера элерона	АЗС-5	Доска приборов
М2	Нажимной переключатель	ПН-45М	Центральный пульт
М3	Механизм управления триммером элерона	УТ-6Д	Левое верхнее крыло
М4	АЗС триммера РВ	АЗС-5	Доска приборов
М5	Нажимной переключатель	ПН-45М	Центральный пульт
М6	Механизм управления триммером РВ	УТ-6Д	Руль высоты
М7	АЗС триммера РН	АЗС-5	Доска приборов
М8	Нажимной переключатель	ПН-45М	Центральный пульт
М9	Механизм управления триммером РН	УТ-6Д	Руль направления
М10	АЗС створок маслорадиатора	АЗС-10	Доска приборов

Обозначение	Наименование	Тип	Место установки
M11	Нажимной переключатель . . .	ПН-45М	Центральный пульт
M12	Механизм створок маслорадиатора	УР-7М	Шпангоут № 1
M14	Выключатель левого АС-2 . . .	В-45	Левый пульт
M15	Выключатель правого АС-2 . . .	В-45	» »
M16	АЗС створок капота	АЗС-10	Доска приборов
M17	Нажимной переключатель . . .	ПН-45М	Центральный пульт
M18	Механизм створок капота . . .	УР-7М	Шпангоут № 1
M19	АЗС закрылков	АЗС-15	Доска приборов
M20	АЗС управлением реле	АЗС-5	» »
M21	АЗС верхних закрылков	АЗС-15	» »
M23	Кнопка выпуска закрылков . . .	204К	Сектор нормального газа
M24	Кнопка уборки закрылков . . .	205К	Центральный пульт
M25	Концевой выключатель убран-ных нижних закрылков . . .	МВШ-2Т	Фюзеляж
31	АЗС зажигания	АЗС-20	Доска приборов
33	Переключатель магнето	АЗС-20	» »
33	Кнопка запуска	КС-3	» »
34	Электромагнитный выключа-тель	ВМ-177	Двигатель
35	Электроинерционный стартер . .	РИМ-24	»
36	Реле включения	РА-176	»
37	Пусковая катушка	КП-4716	Подмоторная рама
38	Магнето левое	БСМ-9	Двигатель
39	Магнето правое	БСМ-9	»
П3	АЗС авиагоризонта	АЗС-5	Центральный пульт
П4	АЗС 3-стрелочного индикатора	АЗС-5	» »
П5	Авиагоризонт	АГК-47Б	Доска приборов
П7	Преобразователь	ПАГ-1Ф	Шпангоут № 1
П8	Гироскоп компас	ГПК-48	Доска приборов
П9	3-стрелочный индикатор	ЭМИ-3К	
П10	Датчик давления бензина	»	Шпангоут № 1
П11	Датчик давления масла	»	Моторама
П12	Датчик температуры масла . . .	»	Двигатель
П13	Указатель температуры цилиндра	ТЦТ-13	Доска приборов
П14	Датчик температуры цилиндра	ТЦТ-13	Двигатель
П15	Указатель тахометра	ТЭ-45	Доска приборов
П16	Датчик тахометра	ТЭ-45	Двигатель
П17	АЗС указателя закрылков и створок маслорадиатора . . .	АЗС-5	Центральный пульт
П18	Датчик положения закрылков	УЗП-47	Фюзеляж

Обозначение	Наименование	Тип	Место установки
П19	Указатель закрылков	УЗП-47	Центральный пульт
M26	Концевой выключатель нижнего закрылка	МВШ-2Т	Фюзеляж
M27	Концевой выключатель убирания верхнего закрылка . . .	МВШ-2Т	»
M28	Концевой выключатель выпуска верхних закрылков . . .	МВШ-2Т	»
M29	Реле управления	РРТ-40	Фюзеляж
M30	Реле управления	РРТ-40	»
M31	Механизм нижних закрылков . .	УЗ-1А	»
M32	Механизм верхних закрылков . .	УЗ-1А	»
M33	АЗС бензонасоса	АЗС-15	Левый пульт
M34	Выключатель бензонасоса . . .	В-45	Шпангоут № 2
M35	Бензонасос	БПК-4	Кабина пилота
M36	АЗС стеклоочиститель	АЗС-10	Левый пульт
M37	Фильтр	Ф-14А	Шпангоут № 1
M38	Двигатель стеклоочистителя . .	АС-2	»
M39	Двигатель стеклоочистителя . .	АС-2	»
M40	АЗС помпы антифриза	АЗС-5	Левый пульт
M41	Реостат	Р15-45	» »
M43	Автомат защиты сети ЭКР-3 . .	АЗС-5	Левый пульт
M44	Клапан разжижения	ЭКР-3	Шпангоут № 1
П20	Датчик положения створок маслорадиатора	УПЗ-48	»
П21	Указатель положения створок маслорадиатора	УПЗ-48	Центральный пульт
П22	АЗС указателя температуры карбюратора и воздуха . . .	АЗС-5	» »
П23	Указатель температуры карбюратора	ТУЭ-48	Доска приборов
П24	Датчик температуры карбюратора	ТУЭ-48	Двигатель
П25	Указатель температуры наружного воздуха	ТУЭ-48	Доска приборов
П26	Датчик температуры наружного воздуха	ТУЭ-48	Стойка левого крыла
П27	АЗС бензиномера	АЗС-5	Центральный пульт
П28	Указатель бензиномера	СБЭС-1447	Доска приборов
П29	Переключатель бензиномера . .	2ППН-45	Левый пульт
П30	Датчик бензиномера консольного левого бака	СБЭС-1447	Левое верхнее крыло
П31	Датчик бензиномера корневого левого бака	»	» » »

Обозначение	Наименование	Тип	Место установки
П32	Датчик бензиномера корневого правого бака	СБЭС-1447	Правое верхнее крыло
П33	Датчик бензиномера консольного правого бака	»	» » »
П34	Датчик ДИК	ДИК	Хвостовой отсек
П35	Мотор арретира	ДИК	Хвостовой отсек
П36	Усилитель	»	Фюзеляж
П37	Указатель летчика	»	Доска приборов
П38	Переключатель	2ПП-45	» »
П39	Указатель штурмана	ДИК	» »
П40	Вольтметр переменного тока	ЭВ-46	» »
П41	АЗС ДИК	АЗС-5	» »
П42	Датчик бензиномера центрального правого бака	СБЭС-1447	Правое верхнее крыло
П43	Датчик бензиномера центрального левого бака	СБЭС-1447	Левое верхнее крыло
С1	Лампа сигнальная нейтрального положения триммера элерона	СЛЦ-51/С	Центральный пульт
С2	Лампа сигнальная нейтрального положения триммера РВ	СЛЦ-51/С	» »
С3	Лампа сигнальная нейтрального положения триммера РН	СЛЦ-51/С	» »
С4	Лампа сигнализации остатка горючего в левых баках	СЛЦ-51	Доска приборов
С5	Лампа остатка горючего в правых баках	СЛЦ-51	» »
С9	АЗС бортовых огней	АЗС-5	» »
С10	Бортовой огонь правый	зеленый БАНО-45	Правое крыло
С11	Бортовой огонь левый	красный БАНО-45	Левое крыло
С12	Хвостовой огонь	ХС-39	Руль направления
С15	Лампа сигнализации двери	СЛЦ-51	Центральный пульт
С16	Включение сигнализации двери	ВК2-142Г	Грузовая дверь
С26	Лампа сигнализации мотора	СЛЦ-51С	Доска приборов
О1	АЗС левой фары	АЗС-15	Доска приборов
О2	Левая фара	ФС-155	Левое нижнее крыло
О3	АЗС правой фары	АЗС-15	Доска приборов
О4	Правая фара	ФС-155	Правое нижнее крыло
О5	Автомат защиты сети	АЗС-5	Доска приборов
О6	Розетка переносной лампы	47К	Центроплан
О7	Розетка переносной лампы	47К	Ц. Р. Ш.
О9	Реостат УФО	РУФО-48	Центральный пульт
О10	Лампа УФО на штанге 1-я	АРУФОШ-45	Штанга
О11	Реостат УФО	РУФО-48	Центральный пульт

Обозначение	Наименование	Тип	Место установки
О12	Лампа УФО на штанге 2-я	АРУФОШ-45	Штанга
О13	Автомат защиты сети	АЗС-5	Доска приборов
О14	Реостат подсвета КИ-12	РИК-49	Над доской приборов
О15	Лампа подсвета компаса	при ГИЗ	В компасе КИ-12
О16	Кабинная лампа освещения планшета	КЛСРК-45	Правый борт
О17	Выключатель	В-45	Центральный пульт
О18	Плафон освещения кабины	П-39	Шпангоут № 5
О19	Выключатель	В-45	Шпангоут № 15
О20	Плафон освещения хвостового отсека	П-39	Между шпангоутами № 16 и № 17
О21	Реостат УФО	РУФО-48	Центральный пульт
О22	Лампа УФО	АРУФОШ-45	Левый борт
О23	Автомат защиты сети	АЗС-5	Доска приборов
О24	Реостат УФО	РУФО-48	Центральный пульт
О25	Лампа УФО	АРУФОШ-45	Правый борт
О26	Реостат УФО	РУФО-48	Левый пульт
О27	Лампа УФО левого пульта	АРУФОШ-45	Левый борт
О28	Кабинная лампа освещения планшета	КЛСРК-45	» »
О29	Автомат защиты сети	АЗС-5	Доска приборов
О30	Выключатель плафона индивидуального освещения	В-45	Фюзеляж
О32	Реостат УФО	РУФО-48	Центральный пульт
О33	Лампа УФО	АРУФОШ-45	Левый борт центрального пульта
О34	Реостат УФО	РУФО-48	Центральный пульт
О35	Лампа УФО	АРУФОШ-45	Правый борт и пульт
О36	Автомат защиты сети	АЗС-5	Доска приборов
О37	Лампа освещения за доской	КЛС-39	За доской приборов
О38	Выключатель освещения за доской	ВК2-142Г	Доска приборов
О39	Выключатель	В-45	Центральный пульт
О40	Выключатель плафона индивидуального освещения	В-45	Фюзеляж
О41	Плафон освещения в фюзеляже	П-39	»
О44	Плафон освещения под полом пилота	П-39	Под полом пилота
О45	Выключатель освещения под полом пилота	ВК2-142Г	Люк между шпангоутами № 2 и № 3
О46	Рулевая фара	ФР-100	Левое нижнее крыло
О47	АЗС рулевой фары	АЗС-5	Доска приборов

Обозначение	Наименование	Тип	Место установки
O50	Плафон освещения фюзеляжа	Изд. 3-да	Фюзеляж
O51	Выключатель плафона индивидуального освещения . . .	B-45	»
O52	Плафон индивидуального освещения	П-39	»
O53	Плафон индивидуального освещения	П-39	»
O54	Плафон индивидуального освещения	П-39	»
O55	Выключатель плафона освещения буфета	B-45	»
O56	Плафон освещения буфета	П-39	»
P1	Автомат защиты сети	A3C-5	Доска приборов
P2	Розетка питания	48K	Хвостовая часть фюзеляжа
P3	Автомат защиты сети	A3C-20	Доска приборов
P8	A3C включения РСБ-5	A3C-40	» »
P11	A3C инвертора	A3C-10	» »
P13	A3C включения СПУ	A3C-5	» »
П01	Автомат защиты сети	A3C-5	» »
П02	Кнопка включения баллона	204K	» »
П03	Кнопка контроля сигнализации пожара	204K	» »
П04	Лампа сигнализации пожара	СЛЦ-51	Доска приборов
П05	Баллон с пироголовкой	—	Шпангоут № 3
П06	Термоизвещатель	ТИ	Подмоторная рама
П07	Термоизвещатель	ТИ	» »
T1	A3C защиты сети ПВД	A3C-5	Доска приборов
T2	Обогрев трубки ПВД	при ГИЗ	Левая стойка
T3	Автомат обогрева стекол	AOC-81	Кабина под полом пилота
T4	Автомат защиты сети	A3C-5	Левый пульт
T5	Автомат защиты сети	A3C-25	» »
P6	Автомат защиты сети	A3C-20	» »
T7	Контактор	KM-50Д	Кабина пилотов
T8	Контактор	KM-50Д	» »
T9	Электрообогрев средних стекол	ТСБП-17	Фонарь
T10	Электрообогрев средних стекол	ТСБП-17	»

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие	3
-----------------------	---

Глава I

Общая характеристика и основные данные самолета

§ 1. Общие сведения	5
1. Тип самолета, его назначение и особенности конструкции	—
2. Прочность самолета	24
§ 2. Основные технические данные самолета	28

Глава II

Конструкция планера

§ 3. Фюзеляж	52
§ 4. Коробка крыльев	81
§ 5. Хвостовое оперение	108

Глава III

Взлетно-посадочные устройства

§ 6. Шасси	123
§ 7. Установка хвостового колеса	138
§ 8. Лыжи шасси	142
§ 9. Поплавковое шасси	146
§ 10. Воздушная система	159

Глава IV

Управление самолетом

§ 11. Штурвальная установка	164
§ 12. Педали ножного управления	167
§ 13. Тросовые и жесткие передачи к элеронам и рулям	170
§ 14. Управление закрылками	177
§ 15. Управление триммерами	180
§ 16. Управление тормозами	181
§ 17. Регулирование управления самолетом	182

Глава V

Силовая установка

§ 18. Двигатель АШ-62ИР	187
§ 19. Автоматические воздушные винты В-509-Д-9А, АВ-7Н-161 и В-514-Д8	195
1. Воздушный винт В-509-Д9А с деревянными лопастями	—

2. Воздушный винт АВ-7Н-161 с металлическими лопастями	198
3. Автоматический реверсивный воздушный винт В-514-Д8	199
§ 20. Рама двигателя	200
§ 21. Обтекатели воздушного винта и двигателя	203
1. Обтекатель винта	—
2. Внешний капот двигателя	205
3. Туннель маслорадиатора	207
4. Внутренний капот двигателя	208
§ 22. Система всасывания воздуха, поступающего в карбюратор	210
§ 23. Система выхлопа отработанных газов	212
§ 24. Обдув агрегатов двигателя	215
§ 25. Бензиновая система	—
1. Бензиновые баки	216
2. Конструкция кранов	219
3. Бензиновый фильтр-отстойник	223
4. Ручной бензиновый насос РНА-1А	224
5. Трубопроводы бензиновой системы	226
6. Система заливки двигателя	228
§ 26. Масляная система	229
1. Масляный бак	230
2. Воздушно-масляный радиатор	234
3. Трубопроводы и сливные краны масляной системы	236
4. Система разжижения масла бензином	237
§ 27. Система запуска двигателя	238
§ 28. Управление двигателем, юбками капота и створками маслорадиатора	239
1. Управление двигателем	—
2. Управление створками юбки капота	246
3. Управление створками маслорадиатора	—
§ 29. Противопожарное оборудование	247

Глава VI

Специальное оборудование самолета

§ 30. Электрооборудование	250
1. Источники питания и регулирующие устройства	251
2. Централизованная сеть однофазного переменного тока	265
3. Централизованная сеть трехфазного переменного тока	268
§ 31. Потребители электроэнергии на самолете Ан-2	269
1. Агрегаты запуска двигателя	270
2. Электромеханизмы дистанционного управления	272
3. Световое оборудование	282
4. Система сигнализации пожара ССП-2А	289
5. Электрическая сеть самолета	292
6. Металлизация самолета	294
§ 32. Радиооборудование самолета	295
1. Радиостанция РСБ-5	—
2. Радиоприемник УС-9ДМ	306
3. Радиостанция РСИУ-3М	310
4. Автоматический радиокompас АРК-5	314
5. Радиовысотомер РВ-2	323
6. Маркерное радиоприемное устройство типа МРП-56П	326
7. Самолетное переговорное устройство СПУ-5	329
8. Самолетное переговорное устройство СПУ-6	331
§ 33. Приборное оборудование	336
1. Приборы, контролирующие работу двигателя	340
2. Пилотажно-навигационные приборы	349

Глава VII

Сельскохозяйственное оборудование

§ 34. Общие сведения	389
§ 35. Основные технические данные	392
§ 36. Описание конструкции агрегатов	393
§ 37. Управление сельскохозяйственной аппаратурой	407
1. Редукционный клапан ПУ-7	—
2. Пневмокран	411
§ 38. Уход за сельскохозяйственной аппаратурой и ее обслуживание в процессе эксплуатации	416
1. Уход за аппаратурой опылителя	—
2. Уход за аппаратурой опрыскивателя	417

Глава VIII

Хранение самолета и уход за ним

§ 39. Крепление самолета на стоянке	419
§ 40. Меры по предохранению от коррозии деталей и частей самолета	423
§ 41. Уход за металлической обшивкой самолета	425
1. Дефектация металлической обшивки	—
2. Ремонт обшивки фюзеляжа	426
§ 42. Уход за полотняной обшивкой самолета	427
1. Уход за лакокрасочным покрытием	—
2. Дефектация полотняной обшивки	429
3. Ремонт полотняной обшивки	—
4. Технологический процесс обтяжки агрегатов полотном и окраска	431
§ 43. Уход за окнами кабин	432
§ 44. Хранение самолета при длительной стоянке	—
§ 45. Установка самолета на подъемники	—
§ 46. Буксировка самолета	434
Приложение 1. Принципиальная схема электрооборудования самолета Ан-2 (до 94-й серии)	—
Приложение 2. Спецификация электрооборудования	435

*И. В. Радченко, В. П. Крамчанинов,
В. П. Дубринский*

САМОЛЕТ АН-2

Отв. редакторы: *В. Ф. Антонов, Э. Г. Федоров*

Редактор *В. А. Шулёнов*

Техн. редактор *Т. М. Власова*

Корректоры: *В. И. Клитеник, О. А. Адливанкина*

Сдано в набор 5.3.63 г.

Подписано к печати 2.4.64 г.

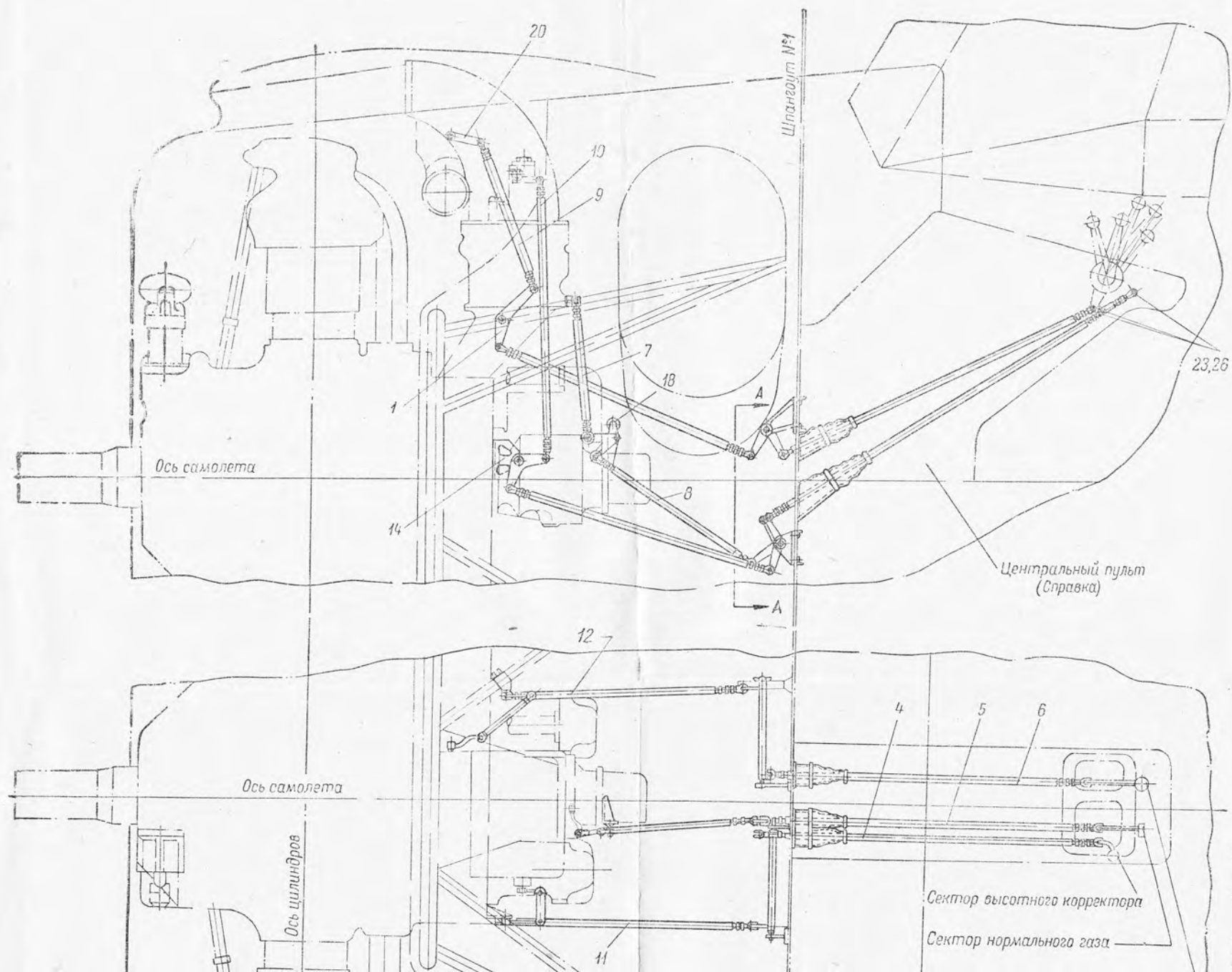
Г-10471. Продаже не подлежит

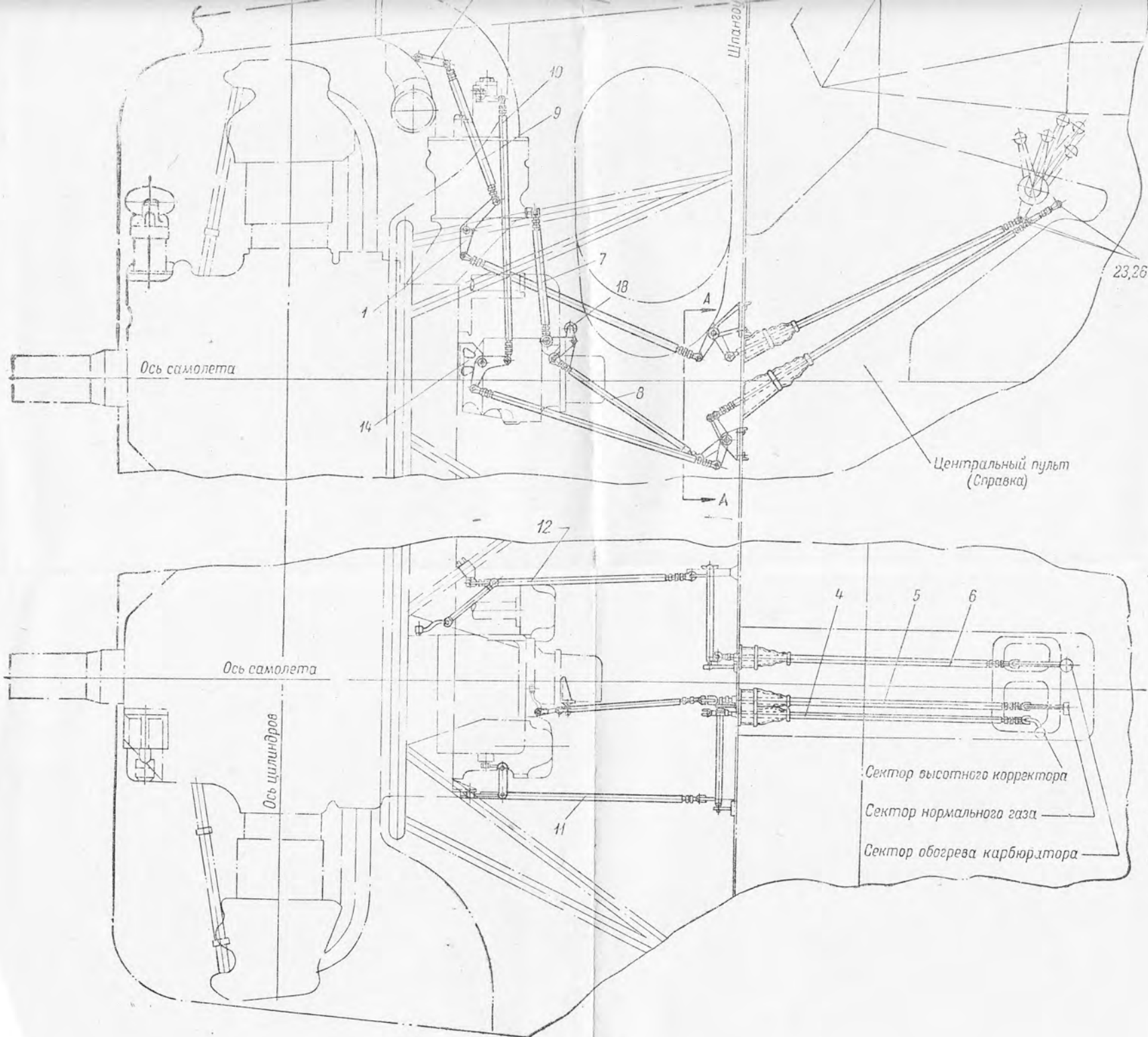
Форм. бумаги 60×90¹/₁₆.

Печ. л. 27,75 + 3 вкл. Уч.-изд. л. 31,28

Заказ РИО 852/193

Московская типография № 29 Главполиграфпрома
Государственного комитета
Совета Министров СССР по печати
Ново-Басманная, 23





т. наруж. возд.
т. карбюратора
сигнализ. генер.

Источники электроэнергии

Генератор

Аккумулятор

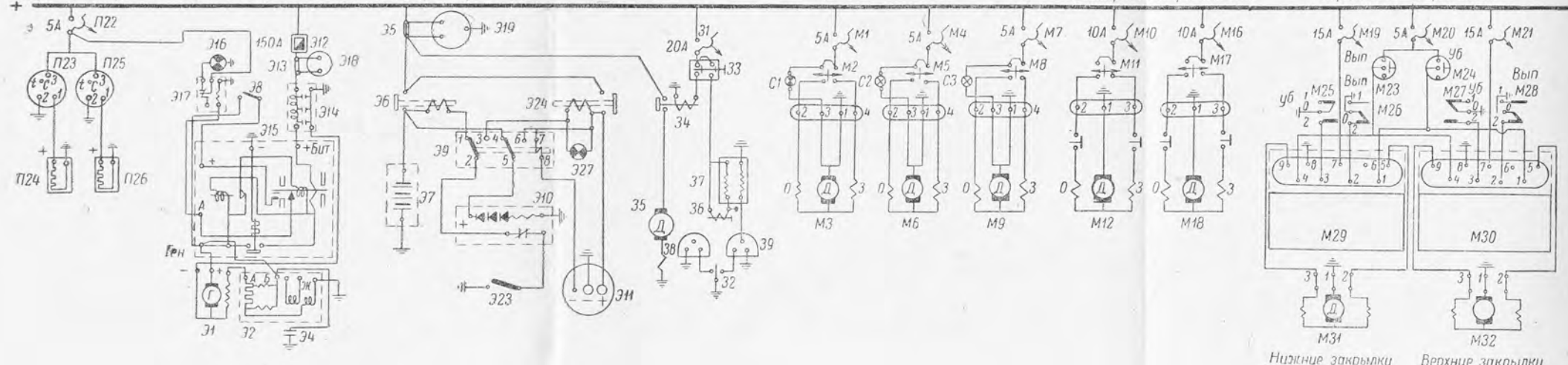
Запуск
зажигание

Механизмы управления

триммерами

створками

Управление закрылками



Указатель закрылков
указатель створок
маслорадиатора

Разетки переключения ламп
УФ0 на шп-те 1?
УФ0 на шп-те 2?

КЛСРК правая, подсвет
компыа, плафон осв. каб.
плафон освещения хвос-
тового отсека фюзеля-
жа, УФ0 левого борта

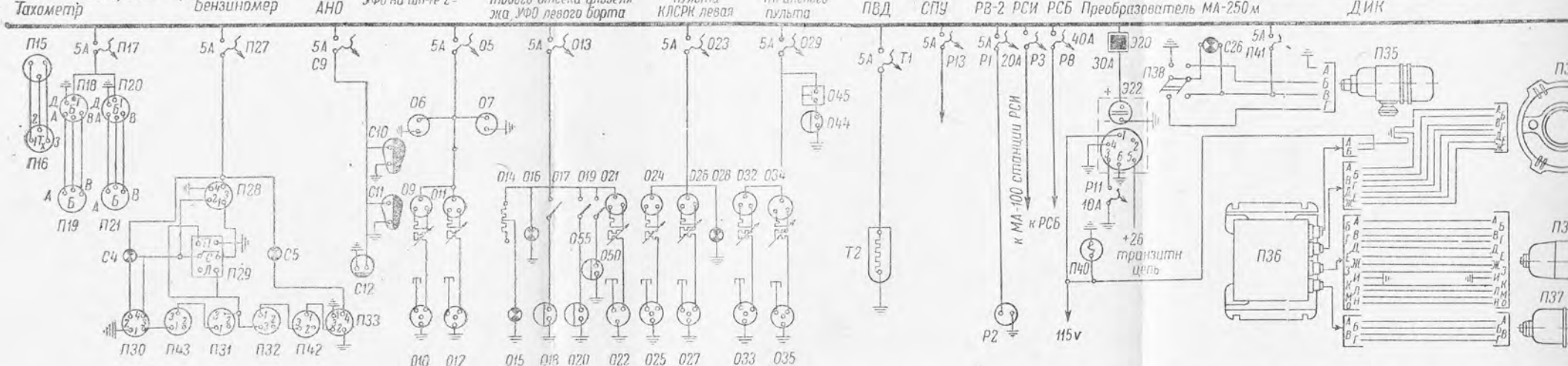
УФ0 правого
борта, УФ0 левого
борта, УФ0 цен-
трального
КЛСРК левая

Освещение
под полом,
УФ0 цен-
трального
пульты

Обогрев
ПВД

Радиостанции
АРК-5
Преобразователь
МА-250 м

Дистанционный индукционный компас
ДИК

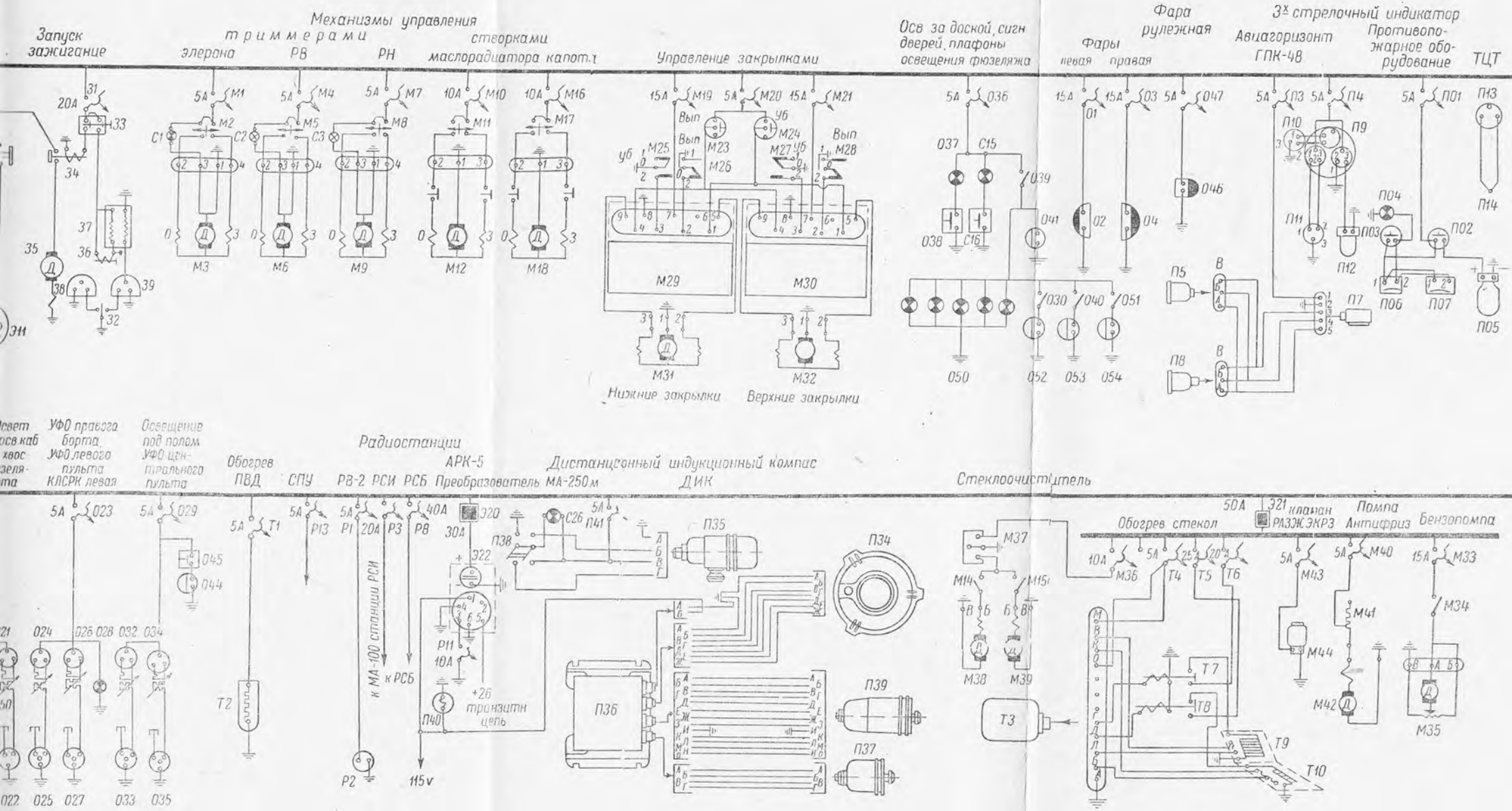


ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА Ан-2 (до 94-й серии).

Примечание. Регулируемое сопротивление на АОС-81 с индексом «Л» регулирует температуру среднего стекла с

Условное обозначение:

- Механизм управления — М
- Источник электроэнергии — Э
- Зажигание и запуск — З
- Электронизмерительные приборы — П
- Сигнализация — С
- Освещение — О
- Радио — Р
- Противопожарное оборудование — ПО
- Обогрев ПВД и стекол — Т



ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА Ан-2 (до 94-й серии).

Замечание. Регулируемое сопротивление на АОС-81 с индексом «Л» регулирует температуру среднего стекла с индексом «П» — боковой.

Условное обозначение:

- | | |
|----------------------------------|-----------------------------------|
| Механизм управления — М | Сигнализация — С |
| Источник электроэнергии — Э | Освещение — О |
| Зажигание и запуск — З | Радио — Р |
| Электроизмерительные приборы — П | Противопожарное оборудование — ПО |
| | Обогрев ПВД и стекол — Т |