

Самарский государственный аэрокосмический университет имени
академика С.П. Королева.

Кафедра: «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей».

Самолёт Ан-2.

Учебное пособие.

(Компьютерный вариант)

Составил: Сошин В.М.

Компьютерная обработка: студент Гонюшов Е.

*Пособие предназначено для студентов 1-го курса специальности 13.03., изучающих
конструкцию самолета Ан-2 по дисциплине «Авиационная техника».*

Размер файла: 7,27 Мбайт.

Файл помещен в компьютере «Server» ауд. 113-5

Имя файла: E:\ ПОСОБИЯ \ Ан-2 \ Ан-2.pdf

Дата составления: 18 декабря. 2007 г.

Допущено для использования

в учебном процессе.

Протокол заседания кафедры «ЭЛАиД»

№ _____ от «__» _____ 2004г.

Самара 2007г.

Глава 1. Основные сведения о самолете Ан-2.

1. ТИП САМОЛЕТА, ЕГО НАЗНАЧЕНИЕ И ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ

Самолет Ан-2 (рис. 1.1) конструкции генерального конструктора по авиационной технике Героя Социалистического Труда О. К. Антонова — бипланного типа, с двигателем АШ-62ИР и воздушным винтом АВ-2, применяется на местных воздушных линиях в качестве пассажирского и грузового самолета. На колесном и лыжном шасси — предназначен для перевозки в грузовом варианте, в зависимости от дальности полета, различного вида грузов весом до 1500 кг, а в пассажирском варианте — до 12 пассажиров. В зимний период при достаточной толщине снежного покрова самолет устанавливается на лыжи (рис. 1.2) и допускается к эксплуатации при температурах наружного воздуха до минус 45° С.



Рис. 1.1. Самолет Ан-2 на колесном шасси



Рис. 1.2. Самолет Ан-2 на лыжном шасси

При незначительных переоборудованиях самолет Ан-2 может быть использован для следующих целей.

- 1) для борьбы с вредителями сельского и лесного хозяйства, сорной растительностью, для внесения удобрений в почву, дефолиации и десикации хлопчатника и других работ (сельскохозяйственный вариант);
- 2) для использования в санитарной авиации (санитарный вариант);
- 3) для аэросъемочных и геофизических работ;
- 4) для охраны лесов и тушения лесных пожаров. 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 во всех направлениях. Сзади кабины пилотов между шпангоутами фюзеляжа № 5 и 15 расположена кабина для грузов размером 4,1x1,6x1,8 м, общим объемом около 12 м³, в которой установлено по бортам фюзеляжа 12 откидывающихся вниз сидений. Для перевозки пассажиров в кабине установлено 12 пассажирских сидений, расположенных по полету самолёта или под углом 45° к его продольной оси

Для погрузки в самолет грузов больших габаритов на левом борту фюзеляжа расположена дверь размером 1,53x1,46 м, в которую вмонтирована дверь для пассажиров размером 1,42x0,81 м. Пол кабины для грузов рассчитан на сосредоточенную нагрузку 1000 кгс/м². Обе кабины оборудованы приточной и вытяжной вентиляцией, а также системой отопления воздухом.

Бипланная коробка крыльев — одностоечного типа. Каждая полукоробка состоит из верхнего и нижнего крыльев, бипланной стойки и лент-расчалок: двух поддерживающих и трех несущих.

Крылья самолета — металлической конструкции с постоянным профилем по размаху, обтянуты полотняной обшивкой. На каждой отъемной части верхнего крыла установлены:

щелевые элероны с осевой аэродинамической компенсацией и весовой балансировкой; щелевые закрылки с осевой аэродинамической компенсацией; по всему размаху крыла — автоматические предкрылки.

Элероны отклоняются дифференциально — вверх на 30° и вниз на 14°. Управление элеронами связано с управлением закрылками, т. е. заблокировано механизмами зависания элеронов при отклонении закрылков вниз. При наличии такой блокировки во время отклонения закрылков вниз на 40° элероны отклоняются вниз (зависают) на 16° и работают как закрылки.

На левом элероне установлен триммер, которым управляют из кабины пилотов при помощи электромеханизма УТ-6Д.

На каждой отъемной части нижнего крыла по всему размаху установлено по два щелевых закрылка (корневой и консольный) с осевой аэродинамической компенсацией. Управление закрылками электродистанционное и осуществляется от двух электромеханизмов УЗ-1АМ, расположенных на верхней и нижней частях шпангоута № 8 фюзеляжа. Мощная механизация крыльев позволяет эксплуатировать самолет Ан-2 на аэродромах небольших размеров и обеспечивает устойчивое его планирование при больших углах атаки.

Хвостовое оперение — однокилевое, с высокорасположенным подкосным стабилизатором, состоит из металлического каркаса и полотняной обшивки. Стабилизатор является органом продольной устойчивости самолета, имеет прямоугольную форму в плане с закругленными концами и симметричный постоянный профиль по всему размаху.

Руль высоты и руль направления имеет осевую аэродинамическую компенсацию и весовую балансировку. На лонжероне руля направления и в носке левой половины руля высоты установлены триммеры с электродистанционным управлением при помощи электромеханизмов УТ-6Д.

Шасси — неубирающееся, пирамидального типа. Каждая половина шасси состоит из амортизационной стойки, переднего и заднего подкосов, полуоси и тормозного колеса (зимой устанавливаются тормозные лыжи).

Тормоза колес — камерного типа. Тормозное устройство лыжи состоит из основания, выфрезерованного из сплава алюминия, в подшипниках которого монтируется вал с семью шипами. Шипы выходят из полоза лыжи и зарываются в снежный покров на глубину до 45 мм. Управление тормозами осуществляется от общей воздушной системы при помощи гашетки, расположенной на штурвале командира самолета.

Хвостовая опора самолета (установка хвостового колеса) смонтирована на шпангоуте № 23 фюзеляжа и состоит из стальной фермы, цилиндра вилки (шкворня) с центрирующим устройством, вилки колеса, нетормозного колеса баллонного типа и амортизационной стойки. На самолетах производства ПНР установка хвостового колеса модернизирована и конструктивно отличается от описанной выше хвостовой опоры.

Управление самолетом — двойное. Командные рычаги ручного и ножного управления расположены в кабине пилотов рядом. Проводка управления элеронами и рулем высоты — жесткотросовая; проводка управления рулем поворота — тросовая. На самолете установлен девятицилиндровый двигатель воздушного охлаждения АИШ-62ИР и четырехлопастный автоматический воздушный винт АВ-2 с металлическими лопастями.

Для питания двигателя топливом и маслом на самолете имеются две системы. Система питания двигателя топливом состоит из шести баков общей емкости 1200 л, расположенных в верхнем крыле, трубопроводов, агрегатов и арматуры. Масляная система состоит из одного бака емкостью 125 л, расположенного на шпангоуте № 1 фюзеляжа, воздушно-масляного радиатора, трубопроводов и арматуры.

Управление двигателем и топливными кранами — механическое. Управление створками капота и створками туннеля масляного радиатора — электродистанционное и осуществляется от электромеханизмов УР-7 (УР-10).

Источниками электроэнергии на самолете являются генератор ГСН-3000 и аккумулятор 12А-30 (резервный источник). Электросеть выполнена в основном по однопроводной схеме с заземлением минусовых проводов на массу самолета. Для уменьшения помех радиоприему и увеличения пожарной

безопасности самолет полностью металлизирован, обеспечено надежное соединение всех металлических частей самолета, деталей и оборудования между собой.

Самолет оборудован радиоаппаратурой для ориентировки и связи с наземными станциями, а также приборами для полета вне видимости земли и посадки в сложных метеоусловиях.

Самолет Ан-2 обладает достаточно хорошими взлетно-посадочными характеристиками и высокими летными данными. Он имеет большой запас путевой и продольной устойчивости на всем диапазоне центровок от 17,2 до 33% средней аэродинамической хорды. Крейсерская скорость самолета по прибору в горизонтальном полете — в пределах от 147 до 210 км/ч.

Отличительной особенностью самолета Ан-2 является сочетание сравнительно большой дальности полета и грузоподъемности с хорошими взлетно-посадочными данными, обеспечивающими эксплуатацию его на аэродромах и посадочных площадках небольших размеров (650x200 м), что особенно важно при выполнении авиационно-химических работ.

При снятии с самолета сельскохозяйственной аппаратуры он используется как транспортный в грузовом варианте. Стоимость тонно-километра на самолете Ан-2 ниже, чем на самолете Ли-2, особенно при полетах на расстоянии до 1000 км.

Самолет Ан-2 серийно выпускается с 1949 г. и за 25-летний срок службы широко использовался в народном хозяйстве: для перевозки пассажиров, почты, разнообразных грузов, на авиационно-химических работах, аэросъемках и геофизических разведках, на охране лесов и тушения пожаров и в других специальных целях. В эксплуатации находятся следующие модификации самолета Ан-2:

- 1) гидросамолет Ан-2В на поплавковом шасси;
- 2) противопожарный самолет Ан-2П;
- 3) сельскохозяйственный самолет Ан-2М.

Примечание: Более подробно о модификациях самолета Ан-2 рассказано в учебном пособии «Самолет Ан-2 и его модификации». Пособие составлено в компьютерном варианте и помещено в одной директории с данным.

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 нагрузку трех видов:

— от веса самолета;

— при полете в неспокойном воздухе (в болтанку);

— нагрузку при маневре, т. е. при резком выходе 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 $n_{\text{э}}$.

В горизонтальном установившемся полете подъемная сила равна весу самолета (рис. 1.3), следовательно, коэффициент эксплуатационной перегрузки равен единице:

$$n_{\text{э}} = \frac{Y}{G} = 1;$$

При полете в возмущенном потоке (рис. 1.4) 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 3,74. С целью сохранения установленной для самолета максимальной эксплуатационной перегрузки скорость при снижении не должна превышать при полете в спокойном воздухе самолет в горизонтальном полете 220 км/ч, а при полете в болтанку — 190 км/ч. Максимально допустимая скорость полета по прибору 250 км/ч.

Перегрузка, при которой происходит разрушение конструкции самолета, называется разрушающей или расчетной и обозначается $n_{\text{р}}$. Разрушающая перегрузка всегда больше эксплуатационной.

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.

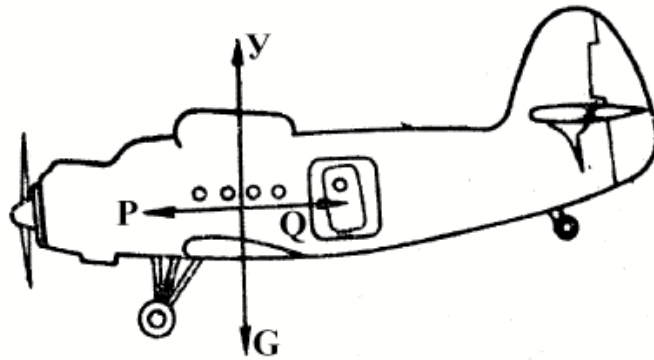


Рис. 1.3. Схема сил, действующих на самолет в горизонтальном полете: P— сила тяги воздушного винта; Y— подъемная сила; Q— сила лобового сопротивления; G— сила веса самолета.

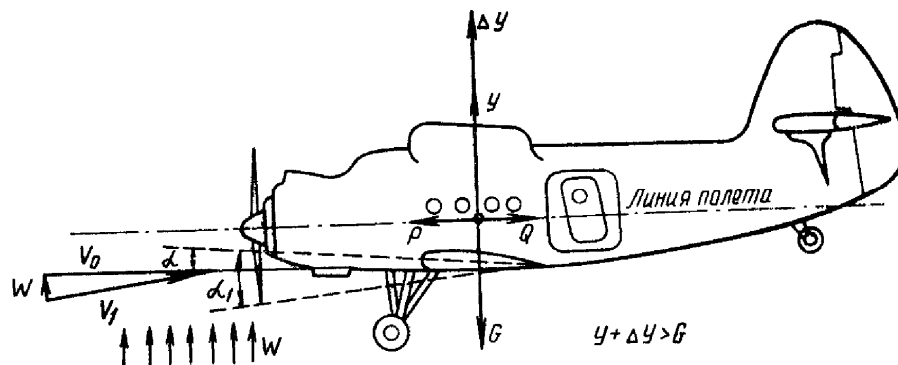


Рис.1.4. Полет в воздушном потоке и возникновение перегрузок: α — угол атаки до действия вертикального потока; α_1 — угол атаки при действии вертикального потока; W— скорость вертикального потока воздуха; ΔY — приращение подъемной силы.

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

Для неманевренных самолетов коэффициент безопасности $f = 1,5$. Для самолета Ан-2 максимальный коэффициент разрушающей или расчетной перегрузки будет:

$$n_p = n_{\text{Э max}} \cdot f = 3,74 \cdot 1,5 = 5,61;$$

Самолет Ан-2 относится к 4-му классу транспортных самолетов. Его полетный вес $G = 5500$ кгс

Приведенная выше разрушающая перегрузка определена из условий прочности коробки крыльев. Все остальные части самолета (фюзеляж, хвостовое оперение, рама двигателя и др.) рассчитаны на прочность по результатам статических испытаний и 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. Для колесного шасси самолета Ан-2 — 2,66, для лыжного шасси — 2,5 и для поплавкового шасси — 3,14.

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

Коэффициент безопасности для шасси и поплавков равен 1,65. Разрушающая перегрузка для элементов конструкции колесного шасси $n_p = n_{\text{Э max}} \cdot f = 2,66 \cdot 1,65 = 4,39$ и для поплавков $n_p = 3,14 \cdot 1,65 = 5,18$.

Амортизацию шасси подбирают также из условий нагрузок, величины которых определяют 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 по формуле:

$$A_{\text{норм}} = \frac{MV^2}{2};$$

где: М — масса самолета;

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

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

Амортизация шасси поглощает работу $A_{\text{э норм}} = 974 \text{ кгс}\cdot\text{м}$ при перегрузке $n_{\text{э}} = 2,1$; максимальная «нормированная; работа» $A_{\text{норм max}} = 1720 \text{ кгс}\cdot\text{м}$ при $n_{\text{э}} = 2,66$ (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.

3. МАТЕРИАЛЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ САМОЛЕТА

Для изготовления основных силовых элементов планера самолета — фюзеляжа, агрегатов коробки крыльев и хвостового оперения, которые в своей совокупности образуют так называемую каркасную группу, применяется сплав алюминия под названием «дюралюминий» от французского «duraluminium» («dur» — значит твердый, крепкий).

Алюминиевые сплавы маркируются условным набором букв и цифр. Буква Д в начале марки означает сплав типа дюралюминий. В начале марки или после числа, указывающего номер сплава, может стоять также буква А, что означает технически чистый, алюминий, т. е. сплав повышенного качества.

Буквы АК или АЛ означают в первом случае алюминиевый ковкий сплав, а во втором — алюминиевый литейный сплав.

После условного номера для сплава данной группы (например, 16) следуют буквенные обозначения, характеризующие состояние сплава, т. е. вид его предварительной обработки:

М — мягкое состояние (сплав отожжен);

Т — термически обработанный (закаленный и естественно состаренный);

Т1 — закаленный и состаренный искусственно (при температуре выше 100°);

Н — нагартованный;

П — «полунагартованный» (проволока для заклепок);

В — повышенное качество выкатки и т. д.

Совокупность этих обозначений и характеризует марку сплава дюралюминий Д16 (средний состав: 4,3% Cu — медь; 1,5% Mg — магний; 0,6% Mn — марганец; 0,5% Si — кремний (силиций); Al — алюминий — остальное). Широко применяются для изготовления силовых элементов самолета лонжероны, шпангоуты, стрингеры, нервюры, обшивка и т. д.

Для повышения коррозионной стойкости полуфабрикаты из сплава Д16 часто выпускаются лакированными, т. е. покрытыми на поверхности тонкими защитными слоями чистого алюминия, обладающего по сравнению с дюралюминием более высокой химической стойкостью или покрываются пленкой анодного оксидирования.

Сплав Д16, подвергнутый закалке и естественному старению, обладает пределом прочности σ_b порядка $46 \text{ кгс}/\text{мм}^2$. Механические свойства листового лакированного дюралюминия приведены в табл. 1.

Таблица 1

Марка материала	Предел прочности, кгс/мм ² .	Относительное удлинение δ , %
Д16АМ	Не более 24	12
Д16АТ		
Д16АТВ	41—43	13—11
Д16АТН	43—46	10-8
Д16АТНВ		

Наиболее распространенным ковочным сплавом является сплав АК-6 (~2,2% Cu; 0,6% Mg; 0,6% Mn; 0,9% Si). Он обладает почти таким же пределом прочности, как и Д16, но более пластичен в горячем состоянии. Из него изготавливают множество авиационных деталей сложной формы: кронштейны, фитинги, рычаги, передаточные качалки и многие другие.

Сплавы с кремнием (4—12% Si, а иногда и с дополнительными присадками) называются силуминами. Они легки ($\gamma = 2,6— 2,7 \text{ г}/\text{см}^3$), прочны, коррозионно устойчивы и обладают наилучшими литейными

свойствами. Сплав АЛ2 (10—13%Si) применяется для тонкостенного и мелкого литья, чаще всего деталей авиаколес, агрегатов и приборов.

Сплавы АЛ4 и АЛ9 с меньшим содержанием кремния (9 и 7%) имеют более высокую прочность. Из АЛ4 отливают крупные детали, несущие высокие нагрузки, а из АЛ9, обладающего лучшими литейными свойствами, изготавливают сложные детали средней нагруженности.

В самолетостроении часто применяются также сплавы для холодной штамповки и сварных конструкций, неупрочняемые термической обработкой. К ним относятся: алюминированномарганцовистые АМц (1—1,6% Mn), алюминированномagneйные (магналий) АМт (2—6% Mg) и технический алюминий АД. Для этих сплавов характерны повышенная пластичность, невысокая и средняя прочность (12—30 кгс/мм²), высокая коррозионная стойкость, хорошая свариваемость и относительно высокий предел усталости.

Из них изготавливают путем вытяжки, штамповки и сварки трубы, баки, аэродинамические «зализы», корпуса и крышки приборов, экраны, приборные стрелки, кронштейны и др.

Для заклепок применяются сплавы с меньшим содержанием меди и магния: медленно стареющие (ДЗП), нестареющие (АМг-5П) или сохраняющие высокую пластичность после старения (Д18П, В94).

Кроме алюминиевых сплавов, в самолетостроении применяются магниевые сплавы (МЛ4, МЛ5 и МЛ12). Магниевые сплавы даже обладают некоторыми преимуществами перед рядом алюминиевых сплавов. Им несвойственна межзеренная коррозия. Из магниевых сплавов изготавливаются: колеса, вилки шасси, фонари, двери кабин, штурвальные колонки, детали сидений, корпуса приборов, насосов, коробок передач, передние кромки крыльев, литые крылья, литые дверцы люков шасси и др. Однако защита от коррозии в эксплуатации является для магниевых сплавов по-прежнему проблемой.

Наиболее нагруженные детали и узлы самолета Ан-2 изготавливают из хромомарганцевокремнистой стали (хромансиль) марки ЗОХГСА, которая содержит 0,3% углерода и примерно по одному проценту хрома, марганца и кремния (силиция) с пониженным содержанием серы и фосфора ($S \leq 0,03\%$, $P \leq 0,03\%$). Буква А в конце марки означает, что сталь повышенного качества (выплавлена электроплавкой, содержит пониженные количества вредных примесей).

Легированные стали маркируются в соответствии с их составом. В начале марки двузначным числом указывается среднее содержание углерода в сотых долях процента, затем следуют буквенные обозначения легирующих элементов. Справа от условного обозначения элемента указывается его примерное содержание в процентах, если оно превышает 1 %.

В качестве условного обозначения легирующих элементов стали берут первую букву русского наименования элемента, но так как названия разных элементов начинаются иногда с одной и той же буквы, например: молибден, марганец, медь, то для некоторых элементов ввели условные обозначения из «свободных» букв алфавита. Буквой Г обозначают марганец, Д — медь, С — кремний, Ф — ванадий, Ю — ниобий, Р — бор, Б — ниобий.

Сталь ЗОХГСА обладает повышенными механическими свойствами. При соответствующей термической обработке предел ее прочности достигает 110—130 кгс/мм². Хромансильевая сталь сваривается всеми видами сварки, но газовая сварка менее желательна. При газовой сварке возможно образование трещин, особенно при верхнем допуске содержания углерода (0,35% С).

Углеродистые стали маркируются буквами Ст. и цифрами от 0 до 7, которые для сталей группы А, не идущих на термообработку, указывают механические свойства, а для сталей группы Б, обрабатываемых термически, — состав. Качественные углеродистые стали маркируются двузначным числом, указывающим среднее содержание углерода в сотых долях процента.

Высокоуглеродистые стали (инструментальные) маркируются буквой У и числом, указывающим среднее содержание углерода в десятых долях процента. Например, У7 (0,7% С), У12 (1,2% С) и т. д.

На самолете Ан-2 ленты-расчалки, валики и муфты к ним изготавливают из среднеуглеродистой стали марки 45А, которая после закалки и отпуска имеет предел прочности $\delta_B = 70—90$ кгс/мм² и относительное удлинение $\delta = 11\%$.

Отдельные узлы, болты, гайки и другие детали изготавливаются из малоуглеродистой стали марки 20, 20А и 25. Сталь 25 имеет $\delta_B \geq 43$ кгс/мм².

Небольшое количество деталей, находящихся в зонах высоких температур и подверженных износу, изготавливают из нержавеющей жароупорной стали 1Х18Н9Т с титаном. Она является одним из наиболее распространенных нержавеющей материалов авиационной техники, применяемых как при низких, так и повышенных температурах.

Сталь 1Х18Н9Т применяется также для работы при низких температурах — трубы гидросистем, напорные бачки, окислительные емкости и трубопроводы. В этих случаях сталь применяется в полунатянутом состоянии ($\delta_B = 120—130$ кгс/мм²). Это повышает удельную прочность по сравнению с ненапрягнутой сталью примерно вдвое.

Из листовой стали марки 1Х18Н9Т на самолете Ан-2 изготовлен выпускной коллектор, выпускная труба и жаровые трубы, расположенные внутри выпускного коллектора.

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

Ролики, поддерживающие тросы системы управления самолетом, изготавливаются из текстолита.

Стекла фонаря кабины пилотов и грузовой кабины изготовлены из органического стекла. Бак для химикатов на самолете Ан-2 в сельхозварианте изготовлен из эпоксидного ламината (стеклоткань, пропитанная эпоксидной смолой).

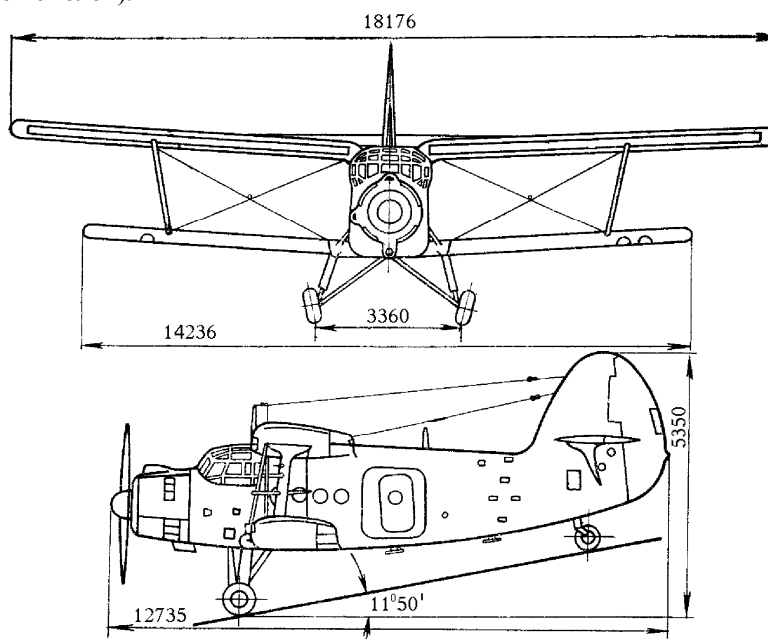


Рис. 1.5. Схема самолета Ан-2 на колесном шасси. Вид спереди и сбоку

4. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Геометрические данные *Линейные размеры (рис. 1.5)*

Длина самолета м:	
в линии полета.....	12,735
при стоянке на трех точках.....	12,4
Высота самолета, м:	
в дании полета.....	5,35
при стоянке на трех точках.....	4,13
Размах крыльев биплана, м:	
верхнего крыла.....	18,176
нижнего »	14,236
Размах отъемной части верхнего крыла, м.....	8,425
Хорда отъемной части крыла (с прижатым предкрылком), м:	
по закрылку.....	2,4
» элерону.....	2,45
Размах отъемной части нижнего крыла, м.....	5,795
Хорда отъемной части крыла, м.....	2,0
Удлинение крыльев, м:	
верхнего.....	7,7
нижнего.....	7,25
Размах горизонтального оперения, м.....	7,2
Хорда горизонтального оперения, м.....	1,8
» стабилизатора, м.....	1,05
Размах предкрылков верхнего 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, м.....	6,946
Хорда руля высоты, м.....	0,74
Размах триммера руля высоты, м.....	1,778
» вертикального оперения, м.....	3,35
» 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
» фюзеляжа по центроплану, м.....	2,6
Высота фюзеляжа в линии полета, м.....	2,521
Ширина колеи шасси при свободных амортизаторах, м.....	3,36
Расстояние между основными колесами шасси и хвостовым колесом, м.....	8,23
Размер колес шасси, мм.....	800x260
Размер хвостового колеса, мм.....	470x210
Длина лыжи шасси м.....	2,662
Ширина полоза, м.....	0,825
Длина хвостовой лыжи, м.....	1,2
Ширина полоза, м.....	0,5
Размер грузовой кабины, м:	
длина.....	4,1
ширина.....	1,6
высота.....	1,8
Общая кубатура, м ³	12
Размер двери, м:	
грузовой.....	1,53x1,46
для пассажиров.....	1,42x0,81
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, м ² :	
общая площадь.....	12,28
стабилизатора.....	7,56
руля высоты 4,72.....	
Площадь триммера руля высоты, м ²	0,268
» вертикального оперения, м ²	5,85
» киля, м ²	3,2
» руля направления, м ²	2,65
» триммера руля направления, м ²	0,116
Опорная площадь основной лыжи шасси, м ²	2,18
» площадь хвостовой лыжи, м ²	0,6
Площадь миделя фюзеляжа, м ²	3,84
Удельное давление на основную лыжу в зависимости от полного веса самолета, кгс/см ²	от 0,09 до 0,11
Удельное давление на хвостовую лыжу, кгс/см ²	от 0,115 до 0,16

Регулировочные данные

Поперечное V:	
верхнего крыла.....	3°
нижнего крыла.....	4°19'
Поперечное V стабилизатора.....	0°
Установочный угол:	

верхнего крыла.....	3°
нижнего »	1°
Установочный угол стабилизатора.....	минус 1°
Стреловидность крыла и стабилизатора.....	0°
Стояночный угол самолета.....	11°50'
Противокапотажный угол.....	28° ±1°

Отклонения органов управления приведены в табл. 2 и на рис. 1.6.

5. НИВЕЛИРОВКА САМОЛЕТА

Нивелировку самолета выполняют 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 перед подъемом хвоста самолета в зоне шпангоута № 20 на поясе шириной 120 мм подвешивают груз не менее 50 кгс. Под центроплан подводят два винтовых подъемника и устанавливают под опорами, расположенными в нижней части шпангоута №26.

Установка самолета в линию полёта. Установку самолета в линию полёта проверяют нивелиром и линейкой по реперным точкам, установленным на бортах фюзеляжа. Реперные точки, окрашенные в красный цвет, располагаются на шпангоутах № 4 и 22 фюзеляжа на расстоянии 900 мм от оси стыковых узлов (на 20,5 мм и выше строительной горизонтали самолета). Вращением винтовых подъемников 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 оси), передний и задний, лежат в одной плоскости, что проверяют нивелиром и линейкой.

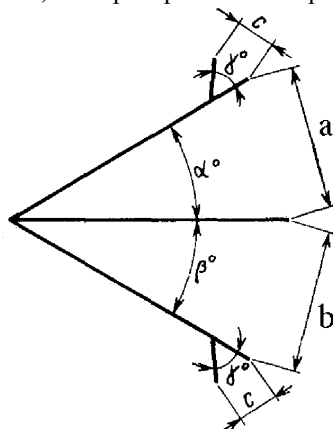


Рис. 1.6. Отклонения органов управления

Таблица 2

Орган управления	α , град	β , град	γ , град	a, мм	b, мм	c, мм
Закрылки верхнего крыла	—	39,5 ₋₁	—	—	316,9	—
Закрылки нижнего крыла	—	39, 5 ₋₁	—	—	264,7	—
Элероны	30 _{-1,5} ⁺¹	14 _{-1,5} ⁺¹	—	263 ₋₁₃ ⁺⁸	124 ₋₁₃ ⁺⁸	—
Зависание элеронов при отклонении закрылков на 39,5°	—	16 _{-1,5} ⁺¹	—	—	141,5 ₋₁₃ ⁺⁸	—
Отклонение элеронов при закрылках, зависших на 39,5°	12 _{-1,5} ⁺¹	30 _{-1,5} ⁺¹	—	106 ₋₁₃ ⁺⁸	163 ₋₁₃ ⁺⁸	—
Триммер элеронов	—	—	24 ₋₁ ⁺³	—	—	52 ₋₁₀ ⁺¹⁸

<i>Руль высоты</i>	42.0^{+3}	$22,5 \pm 1$	—	409.0^{+30}	223 ± 10	—
<i>Триммер руля высоты</i>	—	—	14 ± 1	—	—	37 ± 2
<i>Руль направления</i>	28.2^{+1}	28.2^{+1}	—	393.28^{+13}	393.28^{+13}	—
<i>Триммер руля направления</i>	—	—	14 ± 1	—	—	34 ± 2

Нивелировка и регулировка коробки крыльев. После установки самолета в линию полета проводится нивелировка к регулировка бипланной коробки. Крылья устанавливаются по реперным точкам на переднем и заднем лонжеронах, нервюрах № 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. Степень натяжения лент-расчалок приведена в табл. 3.

Таблица 3

Место установки ленты	Наименование	Предел натяжения, кгс
Передняя несущая лента (парная)	Расчалка № 14 ГОСТ 1004—48	550—1100
Задняя несущая лента. Поддерживающая лента (парная)	Расчалка № 14 ГОСТ 1004—48	740—1100
	Расчалка № 11 ГОСТ 1004—48	900—1400

Согласно регламенту технического обслуживания самолета Ан-2, утвержденного Министерством гражданской авиации СССР 5 ноября 1971 г., величины натяжения лент-расчалок коробки крыльев должны быть равны (в кгс):

Лента № 11 поддерживающая правая передняя.....1200—1320
 » № 11 » » задняя.....1200—1620
 Лента № 11 поддерживающая левая передняя.....1240—1380
 » № 11 » » задняя.....1240—1380
 Лента № 14 несущая правая передняя спаренная.....580—740
 » № 14 » » задняя спаренная.....580—740
 » № 14 несущая левая передняя спаренная.....600—780
 » № 14 » » задняя спаренная.....600—780
 » № 14 несущая правая задняя одинарная.....750—870
 » № 14 » левая задняя одинарная.....760—870

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

— ленты № 11 натягивать настолько, чтобы обеспечить требуемое нивелировочным листом поперечное V крыльев;

— увеличить натяжение передних лент до величины, указанной в приведенных выше данных;

— 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 предприятий.

При указанных выше пределах натяжения лент-расчалок крыльев углы поперечного V должны быть: нижнего крыла $+4^{\circ}19'$, верхнего $+3^{\circ}$. Превышение углов проверяют нивелиром и линейкой по реперным точкам. После проверки углов поперечного V регулируют углы установки крыльев регулировочными болтами на задних углах крепления бипланной стойки.

Установки 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° к строительной горизонтали самолета.

Установку правой и левой половин стабилизатора проверяют нивелиром и линейкой по узлам крепления подкосов. Разность превышений 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 контятся. 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 должны выходить не более чем на 6 мм.

6. ВЕСОВЫЕ ДАННЫЕ И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА В ТРАНСПОРТНОМ И СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОМ ВАРИАНТАХ

Весовые данные

Нормальный полетный вес для всех вариантов, кгс:

на трассах, имеющих превышение местности до 3000 м.....5250

на трассах, имеющих превышение местности свыше 3000 м (до 3800 м).....5000

Посадочный вес, кгс.....не более 6250

В зависимости от варианта вес пустого самолета находится в пределах, кгс.....3400—3690

(фактический вес пустого самолета брать из формуляра самолета)

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 незакрепленный груз в самолете при взлете или в полете может сместиться назад к шпангоуту № 15 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 (в грузовом варианте) можно пользоваться отметками, нанесенными на правой стенке грузового отсека фюзеляжа зеленой и красной краской (рис. 1.7). Против зеленой стрелки с надписью «До 1500 кг» можно располагать груз любого веса до 1500 кгс. При этом центровка в полете будет равна 24—25 % САХ и соответствовать наибольшему запасу продольной статической устойчивости самолета без применения триммера.

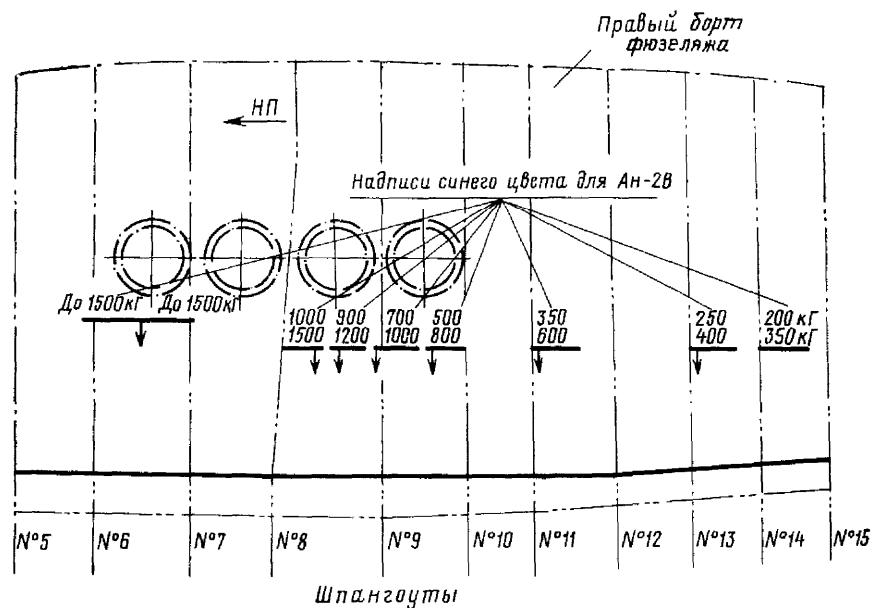


Рис. 1.7. Разметка положения грузов на борту самолета

Красные стрелки с отметками 1500, 1200, 1000, 800, 600, 400 и 350 кгс показывают самое заднее положение центра тяжести груза, при этом 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, чтоб полетный вес самолета не превышал установленных норм, так как перегрузка увеличивает напряжение в его деталях и может привести к поломке.

Размещение грузов в самолете. В грузовом варианте размещение грузов в самолете обычно производят по меткам (см. рис. 1.7), указанным на правом борту внутри фюзеляжа согласно Руководству по летной эксплуатации и пилотированию самолета Ан-2 (Общие указания по загрузке самолета), с обязательным расчетом центровки по центровочным графикам.

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

Если величина груза не соответствует значениям цифр, нанесенным на борту фюзеляжа, например 650 кгс, то нельзя его размещать против цифр 600, 400 и 350, так как такое размещение груза создает недопустимую заднюю центровку, превышающую 33% САХ.

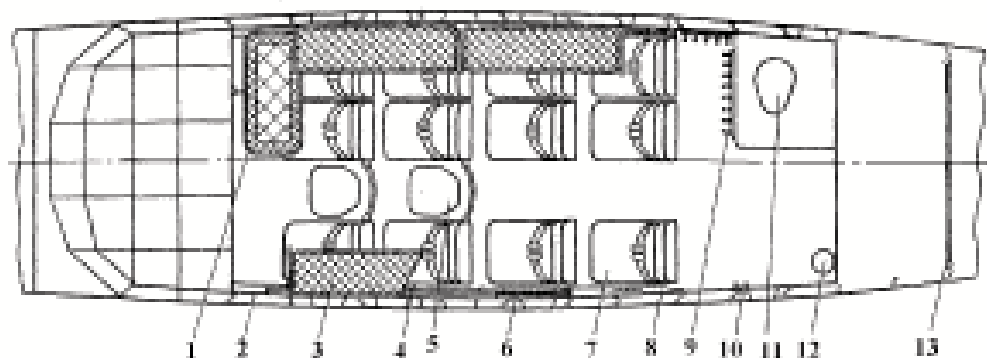


Рис. 1.8. Схема компоновки пассажирской кабины самолета Ан-2(П):

- 1 — детская люлька; 2 — декоративная обшивка; 3 — багажная полка; 4 — вентиляционная камера; 5 — складное сиденье; 6 — оконные занавески; 7 — кресло; 8 — коллектор обогрева; 9 — вешалка; 10 — входной поручень; 11 — туалет; 12 — ручной огнетушитель; 13 — аптечка

При размещении на самолете пассажиров, багажа, почты и грузов необходимо учитывать, что наибольшее влияние на смещение центра тяжести самолета назад оказывают пассажиры, размещенные на задних сиденьях, и 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.

Перевозка пассажиров в грузовой кабине на откидных сиденьях нежелательна. В настоящее время отдельные транспортные самолеты, предназначенные для перевозки пассажиров, переоборудованы под пассажирский вариант, где установлено 12 кресел (рис. 1.8).

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 привязывание пассажиров к креслам для предупреждения их падения при взлете и посадке самолета.

Примечание. Полет самолета при центровках свыше 33% САХ запрещается. В хвостовой отсек фюзеляжа за шпангоутом № 15 размещать груз также запрещается.

7. ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ И ПРОВЕРКА ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА ТЯЖЕСТИ ЗАГРУЖЕННОГО САМОЛЕТА

В табл. 4 приведены величины веса и центровки самолета Ан-2 в десантно-транспортном, транспортном и пассажирском вариантах.

В табл. 5 указаны величины веса и центровки самолета Ан-2 в сельскохозяйственном варианте.

На рис. 1.9 показаны положение центра тяжести пустого самолета с полным оборудованием, длина средней аэродинамической хорды бипланной коробки крыльев (САХ) и ее положения относительно осей координат.

Таблица 4

Наименование параметра	Серия самолета		
	Ан-2 (Т)	Ан- 2(ТП)	Ан-2 (П)
Вес пустого самолета с оборудованием, кгс	3360 ^{+1%}	3430 ^{+1%}	3450 ^{+1%}
Нормальный полетный вес, кгс	5250	5250	5250
Центровка пустого самолета с комплектным или полным оборудованием, % САХ	20,8±1	20,8±1	20,2±0,6
Предельный диапазон эксплуатационных центровок, % САХ	17,2 ₃₃	17,2 ₃₃	17,2 ₋₃₃

Примечания. 1). Вес и центровка самолетов Ан-2 (Т) указаны без учета кислородного оборудования, установка которого увеличивает вес самолета на 50 кгс и сдвигает вперед центровку на 0,2% САХ.

2). Вес и центровка самолетов Ан-2 (ТП) указаны с учетом снятия кислородного оборудования.

Таблица 5

Наименование параметров	Вес, кгс	Центровка, % САХ
Пустой Ан-2 в транспортном варианте с полным оборудованием	3440 ^{+1%}	20,8±1
Ан-2 в варианте опылителя с полным оборудованием	3525 ^{+1%}	20,4 _{0,6⁺¹}
Ан-2 в варианте опрыскивателя с полным оборудованием	3520 ^{+1%}	20,6 _{0,8⁺¹}
Нормальный полетный вес	5250	—
Предельный диапазон эксплуатационных центровок	—	17,2 ₋₃₃

Примечание. На самолетах изготовленных в Польше кроме опрыскивателя «старого» типа (Ш7628-215), введены дополнительно две новые его разновидности, при установке которых веса и центровки самолета изменяются следующим образом (по сравнению с п. 3 из табл. 5):

а) самолет с опрыскивателем «отсасывающего» типа (Ш7633-0) с подвесными бачками $\Delta G = +17$ кгс, $\Delta X = +0,2\%$ САХ;

б) самолет с опрыскивателем «эжекторного» типа (Ш7636-0) $\Delta G = -12$ кгс, $\Delta X = -0,4\%$ САХ.

Всякое изменение места установки оборудования, проводимое эксплуатирующими предприятиями, или изменение его комплектации 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.

Положение центра тяжести загруженного самолета следует проверить по способу моментов или по центровочным графикам. Пример применения способа моментов для определения центра тяжести самолета (без грузов) с минимальным запасом топлива и масла к бакам показан в табл. 6.

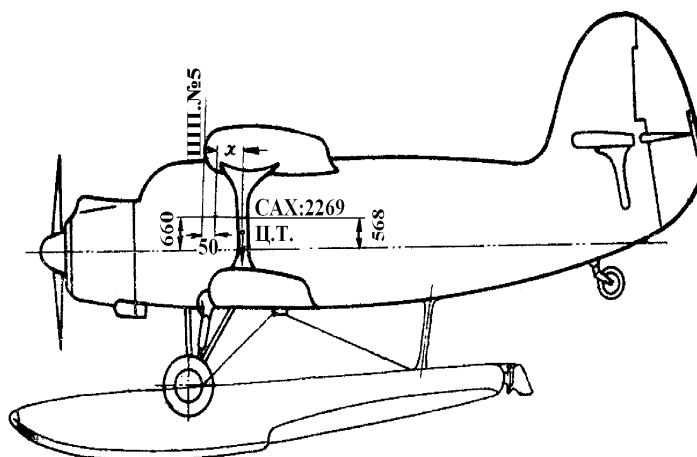


Рис. 1.9. Средняя аэродинамическая хорда коробки крыльев самолета

Таблица 6

Наименование груза	Вес, кгс	Плечо, м	Момент, кгс·м
Пустой самолет с, полным оборудованием	3367	0,513	1730
Экипаж (два человека)	180	— 0,336	—60
Топливо	50	0,944	47
Масло	25	— 1,586	—40

В табл. 6 записываются веса грузов, включая и вес самолета, расстояния центра тяжести каждого груза от шпангоута № 5 и 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. 6.

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

$$X_{ц.т.} = \frac{\sum G \cdot X}{\sum G}; (1)$$

а центровка в % САХ по формуле:

$$X_{САХ} = \frac{X_{ц.т} - L}{b_{САХ}} \cdot 100\%; \quad (2)$$

где L — расстояние от начала САХ до шпангоута № 5, равное 0,05 м;
 $b_{САХ}$ - длина САХ, равная 2,269 м.

Таблица 7

Наименование груза	Вес, кгс	Плечо X, м	Момент, кгс·м
Пустой самолет с полным оборудованием	3367	0,513	1730
Снят бортиинструмент	42	6,97	— 292
Экипаж два человека	180	— 0,336	— 60
Топливо	50	0,994	47
Масло	25	— 1,586	— 40

По формулам (1) и (2) получаем:

$$X_{ц.т} = \frac{1667}{3622} = 0,46 м; \quad X_{САХ} = \frac{0,46 - 0,05}{2,269} \cdot 100\% = 18,1\% САХ;$$

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 комплектровки могут значительно изменить центровку. В табл. 7 приведен расчет центровок для случая, когда с самолета снят ящик с бортиинструментом весом 42 кг:

$$\sum G = 3580 \text{ кгс};$$

$$\sum G \cdot X = 1385 \text{ кгс} \cdot \text{м}.$$

Как видно из табл. 7, плечо ящика с бортиинструментом относительно шпангоута № 5 равно 6,97 м:

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

$$X_{САХ} = \frac{0,386 - 0,050}{2,269} \cdot 100\% = 14,8\% САХ;$$

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

В данном случае экипажам необходимо помнить соответствующее предупреждение из Руководства по летной эксплуатации и пилотированию самолета Ан-2, где говорится, что «Если по условиям полета на борту нет груза (перегонка, тренировка и т. д.) и возможна посадка с небольшим количеством топлива (150—300 кгс), то необходимо создать более заднюю центровку».

Эксплуатационные центровки можно получить в таких случаях соответствующим расположением наземного и другого оборудования, обычно загружаемого в самолет. При перегонке самолета в ремонт необходимо помнить, что в весе и центровке пустого самолета, указанных в формуляре, учтен бортиинструмент (42 кгс), расположенный на шпангоутах № 21 и 22. На самолетах Ан-2Т польского производства (с № 1Г4801) ящик с бортиинструментом располагается на шпангоутах № 14 и 15, на Ан-2ТП бортиинструмента нет.

Центровка при перегонке рассчитывается по графику. Проверка центровки загруженного самолета и его веса проводится перед выпуском его в полет с учетом размещения всех нагрузок: пассажиров, багажа, грузов и т. д. Положение центра тяжести самолета с нагрузкой определяют по центровочным графикам.

Перед вылетом командир самолета обязан путем личного осмотра убедиться, что в хвостовой части фюзеляжа за шпангоутом № 15 груз отсутствует и дверь, ведущая в хвостовой отсек, заперта на замок.

Перед вылетом экипаж должен предупредить пассажиров, чтобы они не передвигались по кабине самолета, перед взлетом и посадкой обязательно были пристегнуты привязными ремнями и чтобы не брались за трубопроводы, электропроводку, экранированные жгуты радиооборудования.

Емкости систем

Правая группа топливных баков, л.....	620±24
Левая » » » », л.....	620±24
Общая емкость топливной системы, л.....	4240±48
Нормальная заправка системы топливом, л.....	1200
Емкость масляного бака, л.....	126
Нормальная заправка бака маслом, л.....	80
Емкость баллона сжатого воздуха, л.....	8
Емкость противопожарного баллона, л.....	2,5

Эксплуатационные данные

Расход топлива на 1 ч полета по видам работ, кг:	
транспортные	118
учебно-тренировочные	115
на авиационно-химических работах.....	122,5
воздушная съемка.....	125
в горных условиях.....	140
Расход топлива на 1 ч работы двигателя на земле, кг	45
Расход масла на сгорание 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, кгс/см ² :	
в амортизационных стойках шасси.....	30,1
в амортизационной стойке хвостовой установки.....	27
Осадка амортизационных стоек шасси, мм:	
для полетного веса G=4800 кгс.....	135
» » » G= 5009 »	144
» » » G= 5250 »	148
для полетного веса G = 5500 кгс.....	170
Осадка амортизационной стойки хвостового колеса, мм.....	55—75
Давление в баллоне воздушной системы, кгс/см ²	50
Давление в тормозной системе, кгс/см ² :	
колес	6—8
льж.....	8—10
Давление воздуха в пневматиках колес, кгс/см ²	3
Обжатие пневматиков колес, мм:	
шасси.....	60
хвостовой установки.....	30—35
Давление в баллоне противопожарной системы, кгс/см ²	150

8. ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Летно-технические данные приведены для самолетов с нормальным полетным весом 5250 кгс. Эксплуатация самолетов Ан-2 с нормальным и посадочным полетным весом 5250 кгс и максимальным взлетным весом 5500 кгс разрешена с самолетов серии 62-01 и далее, а также для ранее выпущенных самолетов, у которых установлено усиленное шасси и усилена зона установки башмака крепления задних подкосов шасси к фюзеляжу.

Взлетно-посадочные характеристики

Взлет на номинальном режиме работы двигателя:

а) без применения закрылков:	
скорость отрыва, м.....	110
длина разбега, м.....	260
взлетная дистанция (до высоты 25 м), м.....	800

б) с отклоненными на 30° закрылками:	
скорость отрыва, км/ч.....	80
длина разбега, м.....	200
взлетная дистанция (до высоты 25 м), м.....	600
Взлет на максимальном (взлетном) режиме работы двигателя:	
а) без применения закрылков:	
скорость отрыва, км/ч.....	100
длина разбега, м.....	210
б) с отклоненными на 30° закрылками:	
скорость отрыва, км/ч.....	70
длина разбега, м.....	170
взлетная дистанция (до высоты 25 м), м.....	540
Посадки:	
а) без применения закрылков:	
посадочная скорость, км/ч.....	110
длина пробега с торможением, м.....	430
б) с отклоненными на 30° закрылками:	
посадочная скорость, км/ч.....	87±3
длина пробега с торможением, м.....	225
в) с отклоненными на 40° закрылками:	
посадочная скорость, км/ч.....	82 ±2
длина пробега с торможением, м.....	215

Примечание. Взлетно-посадочные данные приведены к стандартным условиям и к штилю.

Основные летные данные самолета

Максимальная скорость горизонтального полета (в транспортном варианте), км/ч:	
у земли.....	239,5
на расчетной высоте.....	256,5
Вертикальная скорость при наборе высоты у земли на номинальном режиме работы двигателя, м/сек:	
в транспортном варианте.....	3
в сельскохозяйственном варианте.....	1,2—2
Крейсерская скорость по прибору (при $p_k=720$ мм рт. ст., $n=1700$ об/мин, $H_{ст} = 800$ м), км/ч:	
транспортный вариант.....	190
сельскохозяйственный вариант с опрыскивателем.....	160
сельскохозяйственный вариант с опыливателем.....	155
Диапазон крейсерских скоростей самолета в горизонтальном полете по прибору, км/ч.....	147—210
Практический потолок самолета с полетным весом 5250 кг, м.....	4500
Скорость снижения самолета, км/ч:	
в спокойном воздухе.....	220
в болтанку.....	190
Вертикальная скорость снижения при полете с пассажирами, м/сек.....	2
Дальность полета самолета с полной заправкой топливом на режиме работы двигателя, соответствующем максимальной дальности ($p_k = 540—625$ мм.рт.ст.; $n=1400$ об/мин), км до 2000	

Летные ограничения

Максимально допустимая скорость на планировании (по условиям прочности), км/ч не более 300	
Предельно допустимый крен, град:	
в транспортном варианте, в зоне.....	не более 45
в сельскохозяйственном варианте.....	не более 30
Максимальное отклонение закрылков, град:	
для взлета и посадки при ветре до 10 м/сек.....	30
для взлета и посадки при ветре от 10 до 18 м/сек.....	20

Примечания. 1. При боковом ветре взлет и посадку производить с неотклоненными закрылками.

2. В случае крайней необходимости разрешается использовать закрылки при посадке с боковым ветром, причем скорость ветра должна быть не более 3—4 м/сек под углом 90° к ВПП.

3. В случае вынужденной посадки разрешается выпускать закрылки на 40°.

Предельно допустимая скорость ветра, м/сек:	
для руления, взлета и посадки.....	18

боковой ветер для взлета и посадки под углом 90°к посадочному курсу	6
Предельно допустимая прочность грунта для взлета и посадки самолета: замеряемая ударником НИАИ, кгс/см ²	3
определяемая по глубине колеи, оставляемой при рулении самолета, см.....	6—7
Предельная глубина неукатанного снежного покрова (свежевыпавший или лежалый сухой рыхлый снег) для взлета на колесном шасси, см.....	не более 35
Предельная глубина лежалого, уплотнившегося или слабо укатанного снежного покрова для взлета на колесном шасси, см.....	не более 25
Предельно разрешаемое число пассажиров (ограничено из условий сохранения допустимой центровки), чел.....	12
Максимальная коммерческая нагрузка, кгс.....	1500

9. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Аэродинамическое качество самолета.

Работу крыла оценивают по его аэродинамическому качеству, которое показывает, во сколько раз подъемная сила крыла больше лобового сопротивления или во сколько раз коэффициент подъемной силы больше коэффициента лобового сопротивления.

Качество крыла можно определить следующим отношением:

$$K_{KP} = \frac{Y}{Q};$$

где: Y — подъемная сила; Q — сила лобового сопротивления.

Как известно из аэродинамики, подъемная сила и сила лобового сопротивления могут быть определены по формулам:

$$Y = C_Y \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S; \quad Q = C_X \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot S;$$

где: ρ — плотность воздуха;

V — скорость полета;

S — площадь коробки крыльев

C_Y — коэффициент подъемной силы;

C_X — коэффициент лобового сопротивления.

Поэтому аэродинамическое качество крыла может быть определено как отношение коэффициента подъемной силы к коэффициенту лобового сопротивления:

$$K_{KP} = \frac{C_Y}{C_X};$$

Качество отдельно взятого крыла не имеет практического значения, так как крыло не работает изолированно. Поэтому практический интерес будет представлять качество всего самолета.

По аналогии с качеством крыла качество самолета может быть выражено как отношение:

$$K_{САМ} = \frac{C_Y}{C_{Xсам}};$$

где $C_{Xсам}$ — коэффициент лобового сопротивления самолета.

Следовательно, качество самолета показывает, во сколько раз подъемная сила больше силы лобового сопротивления самолета.

Коэффициент лобового сопротивления самолета равен коэффициенту лобового сопротивления крыла, плюс коэффициент вредного сопротивления

$$C_{Xсам} = C_{Xкр} + C_{Xвр};$$

Коэффициент лобового сопротивления самолета больше коэффициента лобового сопротивления крыла. Поэтому качество самолета всегда будет меньше, чем качество отдельного крыла.

Испытания самолетов в аэродинамической трубе и расчеты показывают, что на углах атаки, близких к нулю, самолеты, в большинстве случаев, имеют небольшое качество. При увеличении угла атаки аэродинамическое качество самолета увеличивается и при определенном угле атаки достигает наибольшей величины. Угол атаки, при котором качество самолета становится наибольшим, называется наивыгоднейшим углом атаки. При дальнейшем увеличении углов атаки качество уменьшается вследствие того, что сила лобового сопротивления нарастает более интенсивно, чем подъемная сила.

Зависимость коэффициентов C_Y и C_X от угла атаки самолета приведено на рисунках 1.10 и 1.11. Графики показаны для самолета при неотклоненных закрылках и прижатых предкрылках. Изменение

величин C_y и C_x при другом положении механизации крыла можно оценить, используя их величины, приведенные в таблице 8.

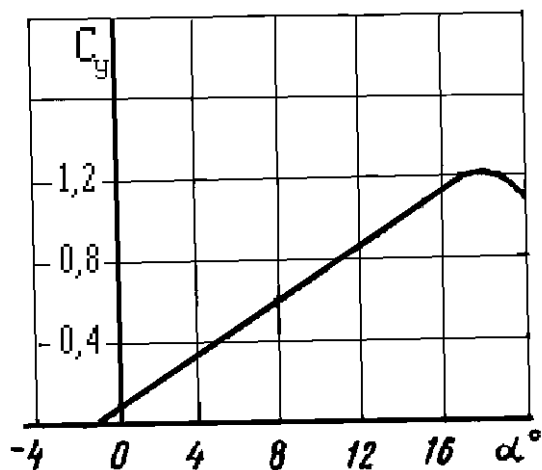


Рис.1.10. Зависимость коэффициента подъемной силы самолета Ан-2 от угла атаки при неотклоненных закрылках и прижатых предкрылках

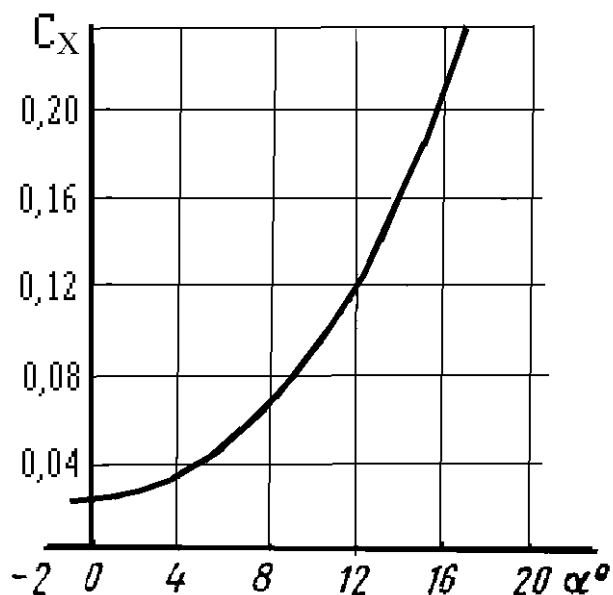


Рис.1.11. Зависимость коэффициента лобового сопротивления самолета Ан-2 от угла атаки при неотклоненных закрылках и прижатых предкрылках

Таблица 8

Положение механизации крыла		Показатель	Характерные углы атаки			
			нулевой подъемной силы	наивыгоднейший	открытия предкрылков	критический
Закрылки неотклонены	Предкрылки прижаты	α	—	6°	16°	18°
		c_y	1°	0,58	1,18	1,23
		c_x	—	0,058	0,21	0,27
		k	0,02	10	5,62	4,55
Закрылки неотклонены	Предкрылки открыты	α	—	6°	16°	24°
		c_y	1°	0,58	1,2	1,67
		c_x	—	0,058	0,17	0,34
		k	0,02	10	7	4,9

ы			7			
			—			
Закр ылки откл онены	Предк рылки прижа ты	α	—	0°	13°	14°
		c_y	11°	0,72	1,52	1,55
		c_x	—	0,094	0,34	0,38
		k	0,06	7,65	4,44	4,08
			5			
			—			
Закр ылки откл онены	Предк рылки открыты	α	—	0°	13°	20°
		c_y	11°	0,72	1,55	1,95
		c_x	—	0,094	0,295	0,43
		k	0,06	7,65	5,25	4,55
			5			
			—			

Поляра самолёта.

Полярой самолета называется график, показывающий зависимость аэродинамических коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления самолета от угла атаки.

Поляра является основной характеристикой аэродинамических свойств самолета. При помощи поляры можно определить численные значения коэффициентов c_y , c_x , качество самолета, наивыгоднейший угол атаки, критический угол атаки и угол нулевой подъемной силы.

Рассматриваемые ниже поляры соответствуют режиму снижения самолета без учета влияния обдувки и близости земли.

Поляра самолета при прижатых предкрылках и неотклоненных закрылках изображена на рис. 1.12. Из него видно, что:

1) угол атаки нулевой подъемной силы $\alpha_0 = -1^\circ$, при этом коэффициент лобового сопротивления равен 0,027;

2) наивыгоднейший угол атаки $\alpha_{нв} = 6^\circ$ и максимальное качество при этом угле равно 10;

3) критический угол атаки $\alpha_{кр} = 18^\circ$, при этом коэффициент подъемной силы достигает максимального значения и равен 1,23;

поскольку стояночный угол самолета равен $11^\circ 50'$, а установочный угол верхнего крыла равен 3° , то посадочный угол атаки верхнего крыла будет около 15° , т. е. значительно меньше критического;

4) при достижении угла атаки 16° предкрылки открываются автоматически.

Совмещенные поляры при различном положении механизации крыла (рис. 1.13) следующие:

1) при неработающей механизации ($\delta_3 = 0^\circ$);

2) при неотклоненных закрылках ($\delta_3 = 0^\circ$) и отжатых предкрылках;

3) при отклоненных закрылках на 40° и прижатых предкрылках;

4) при отклоненных закрылках на 40° и отжатых предкрылках.

Значение аэродинамических коэффициентов и аэродинамического качества самолета Ан-2 на характерных углах атаки приведено в табл. 8.

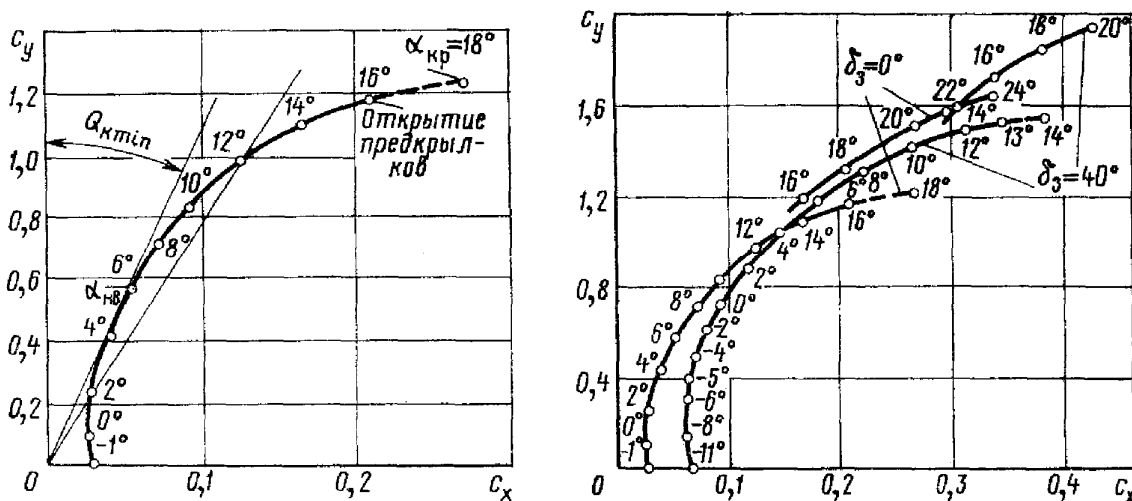


Рис. 1.12. Поляра самолета с прижатыми предкрылками и неотклоненными закрылками

Рис. 1.13 Совмещенные поляры самолёта Ан-2 при различном положении механизации крыла

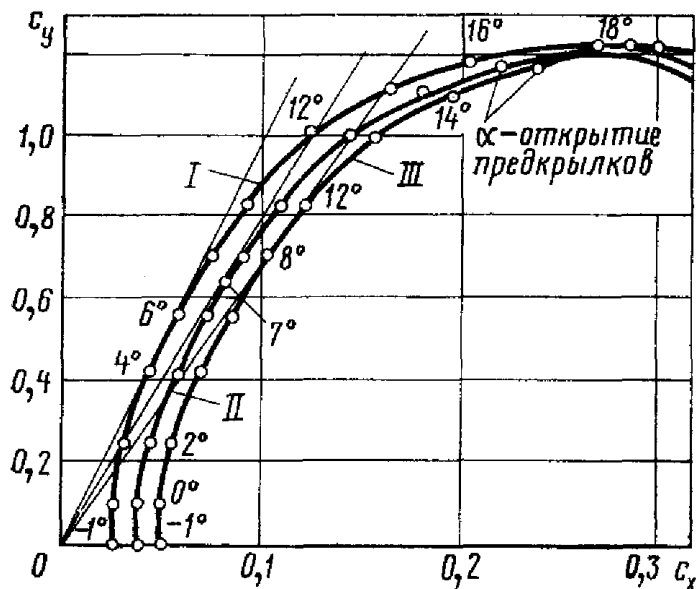


Рис. 1.14. Поляры самолета Ан-2 в сельскохозяйственном варианте:
 I — поляра самолета транспортного варианта; II — поляра самолета сельскохозяйственного варианта с опыливателем; III — поляра самолёта сельскохозяйственного варианта с опрыскивателем

Поляры самолета Ан-2 в сельскохозяйственном варианте приведены на рис. 1.14.

Из рисунка видно, что:

а) поляры самолета сельскохозяйственного варианта на всех углах атаки сдвинуты вправо по сравнению с полярой самолета транспортного варианта на величину Δc_x , которая составляет: у самолета с опыливателем — 0,013, а у самолета с опрыскивателем — 0,02;

б) наивыгоднейший угол атаки самолета сельскохозяйственного варианта увеличился: с опыливателем — до 7°, с опрыскивателем — до 8°;

в) значение углов атаки нулевой подъемной силы и критического не изменилось.

На наивыгоднейших углах атаки аэродинамические коэффициенты достигают значения: самолета с опыливателем $c_y = 0,64$ и $c_x = 0,073$; самолета с опрыскивателем $c_y = 0,73$ и $c_x = 0,092$.

При этом максимальное качество составит: самолета с опыливателем 8,7, что меньше транспортного варианта на 13%, а самолета с опрыскивателем 8, что меньше транспортного на 20%.

10. СРОК СЛУЖБЫ САМОЛЕТА

Соответствующими приказами министра гражданской авиации СССР установлены следующие сроки службы самолетов Ан-2:

- 1) до первого ремонта и межремонтный:
 - при использовании в грузовом и пассажирском вариантах — 2000 летных часов;
 - при использовании в сельскохозяйственном, учебно-тренировочном и водном варианте — 1500 летных часов;
- 2) амортизационный срок службы:
 - общий технический ресурс для транспортно-пассажирских самолетов — 18 000 летных часов;
 - самолетам сельскохозяйственного, учебно-тренировочного и водного вариантов — 12000 летных часов.

Примечание. Считать сельскохозяйственными и учебно-тренировочными самолеты Ан-2, имеющие налет на авиационных работах или в учебно-тренировочных полетах не менее 60% от установленного для этих вариантов межремонтного срока службы.

По окончании ремонта самолета в удостоверении о годности самолета к полетам должна быть сделана запись: «Самолету установлен ресурс: в грузовом и пассажирском вариантах — 2000ч; в сельскохозяйственном и учебно-тренировочном вариантах — 1500ч.»

Глава 2. Фюзеляж самолета Ан-2.

1. Общие сведения о планере самолета

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

Для упрощения изготовления самолета, производства его ремонта или транспортировки самолет расчленен на несколько отдельных частей (агрегатов), состыкованных на болтовых соединениях или подвешенных шарнирно (предкрылки, закрылки, элероны, рули).

Эксплуатационные разъемы, по которым самолет может быть разобран при ремонте или транспортировке на составные его части (агрегаты), показаны на рис. 2.1. Основные агрегаты планера — фюзеляж, крылья, стабилизатор, киль, рули, бипланные стойки, и подкосы стабилизатора изготовлены из дюралюминия марки Д16Т, Д16АТ.

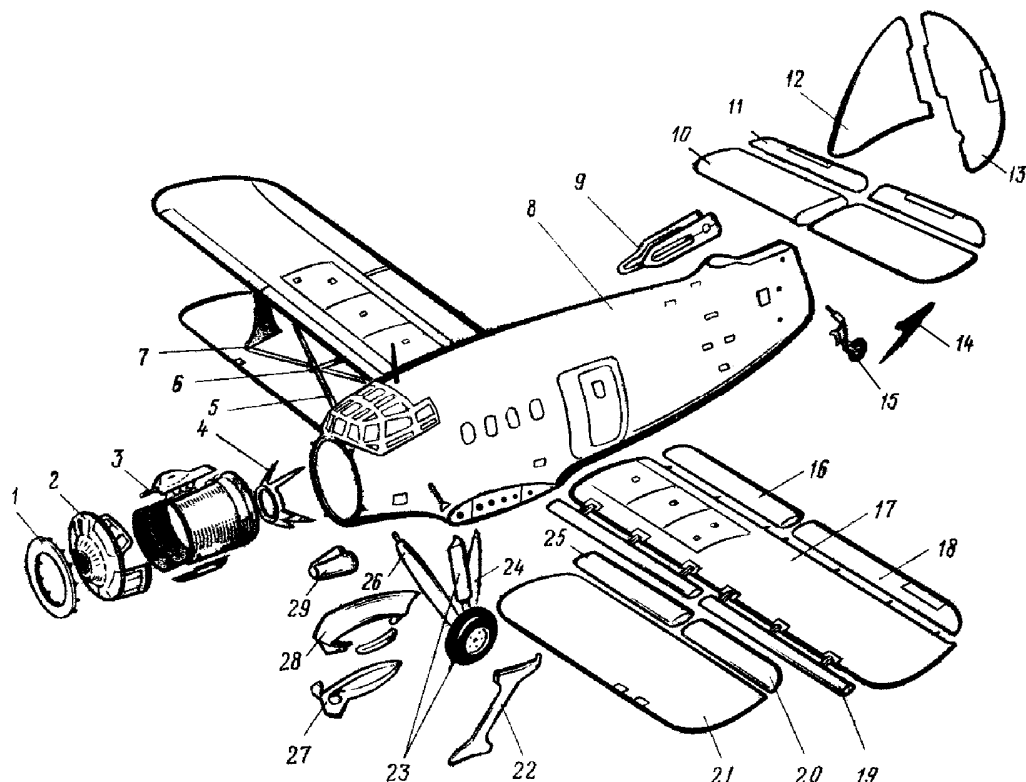


Рис. 2.1. Схема разъемов агрегатов самолета Ан-2:

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

2. Общие сведения о конструкции фюзеляжа

Фюзеляж самолета Ан-2 предназначен для размещения экипажа, пассажиров, грузов, оборудования, крепления к нему крыла, оперения, двигателя.

Фюзеляж (рис. 2.2) цельнометаллический, состоит из каркаса и работающей обшивки. Фюзеляж имеет преимущественно прямоугольное сечение, обтекаемые внешние обводы. В нижней части фюзеляжа между шпангоутами №5 и №10 расположен центроплан. Центроплан 16 выполнен как крыло малого удлинения, имеет обводы аналогичные нижнему крылу. Центроплан предназначен для крепления нижнего крыла и шасси самолета.

Конструкция фюзеляжа обеспечивает технологическое его расчленение при изготовлении на три основных отсека: передний отсек от шпангоута № 1 до 5, средний отсек от шпангоута № 5 до 15 и задний отсек от шпангоута № 15 до 26. Такое технологическое расчленение фюзеляжа дает возможность производить сборку отсеков в отдельных независимых приспособлениях (стапелях).

В переднем отсеке фюзеляжа между шпангоутами № 1 и 5 оборудована кабина пилотов, в которой свободно размещается экипаж из двух человек. Кабина пилотов имеет фонарь с большой площадью остекления, обеспечивающий летчикам хороший обзор. Между шпангоутами № 5 и 15 расположена грузовая кабина и между шпангоутами фюзеляжа № 15 и 23 расположен хвостовой отсек, который для перевозки грузов не

предназначен и служит как вспомогательное помещение. Кабина пилотов и грузовая кабина оснащены системами обогрева и вентиляции.

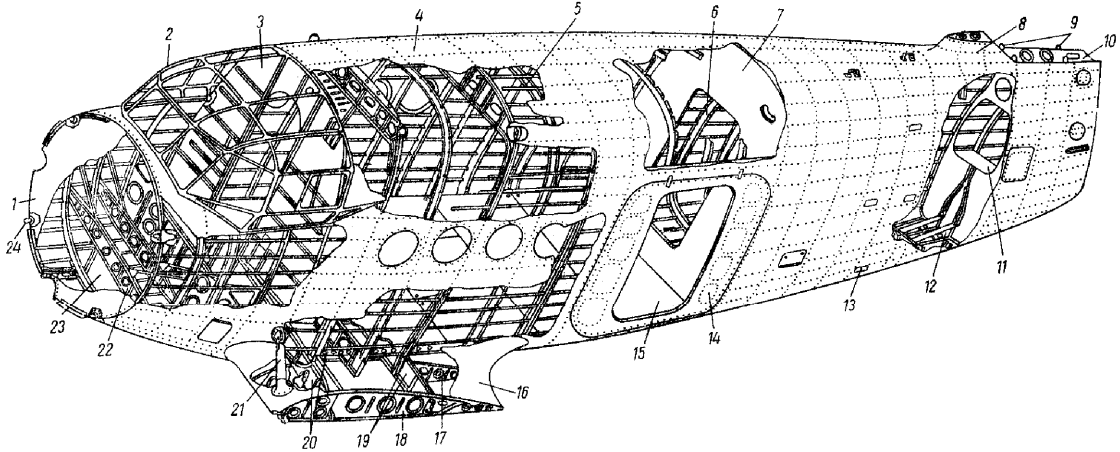


Рис. 2.2. Фюзеляж:

1 — шпангоут № 1; 2 — каркас фонаря; 3 — шпангоут № 5; 4 — обшивка; 5 — типовой средний шпангоут; 6 — типовой хвостовой шпангоут; 7 — шпангоут № 15; 8 — килевая часть; 9 — узлы крепления стабилизатора; 10 — верхняя нервюра; 11 — панель аккумулятора; 12 — балка жесткости хвостового колеса; 13 — подножка; 14 — дверь грузового отсека с вырезом под дверь для пассажиров; 15 — панели пола грузового отсека; 16 — центроплан; 17 — нервюра № 1; 18 — нервюра № 2; 19 — стыковой шпангоут № 8 и задний лонжерон центроплана; 20 — стыковой шпангоут № 6 и передний лонжерон центроплана; 21 — ферма центроплана; 22 — типовой передний шпангоут; 23 — нижний люк (открытый); 24 — узел крепления рамы двигателя

3. Каркас фюзеляжа

Каркас фюзеляжа (рис. 2.3) состоит из поперечного и продольного наборов, каркаса пола кабин фюзеляжа, элементов жесткости хвостовой установки и килевой части, а также окантовки двери грузовой кабины.

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 типовые. Силовыми являются шпангоуты №№ 1, 4, 5, 6, 8, 23, 25 и 26. Силовые шпангоуты несут на себе узлы крепления отъемных частей самолета и подвержены большим сосредоточенным нагрузкам, которые они передают на тонкостенный фюзеляж без перегрузки отдельных его элементов. Силовые шпангоуты выполнены из набора прессованных профилей, листов и стенок.

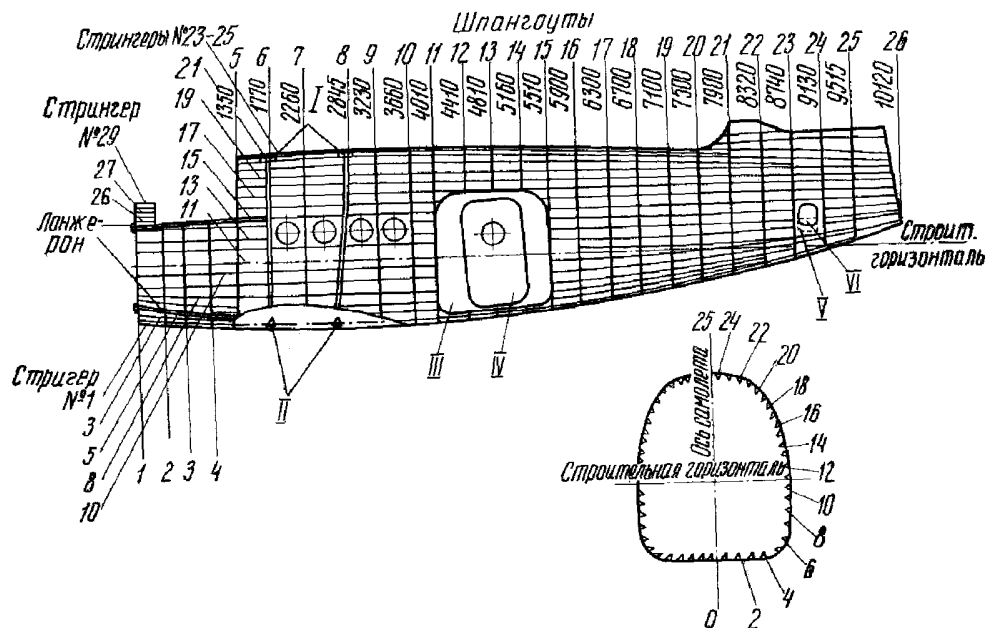


Рис. 2.3. Схема расположения стрингеров и шпангоутов фюзеляжа:

I — узлы крепления верхней отъемной части крыла; II — узлы крепления нижней отъемной части крыла; III — грузовая дверь; IV — пассажирская дверь; V — люк установки хвостового колеса; VI — люк аккумулятора

Шпангоут № 1 (рис.2.2 поз.1) имеет круглую форму с лунообразными вогнутостями справа под выпускную трубу и снизу под маслорадиатор. Контур шпангоута выполнен из уголкового прессованного профиля, к которому прикреплена стенка из листа толщиной 0,8 мм. Стенка шпангоута, усиленная 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 выпускной 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. 2.4) крепления рамы двигателя к фюзеляжу. Каждый узел своим хвостиком установлен в лонжерон фюзеляжа и прикреплен к нему стальными и дюралюминиевыми заклепками. К обшивке и шпангоуту узел прикреплен при помощи наружных дюралюминиевых накладок и внутренней косынки*.

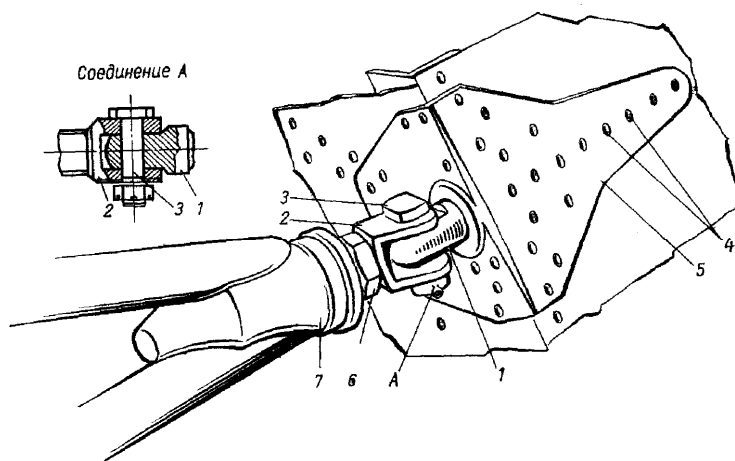


Рис. 2.4. Узел крепления рамы двигателя к фюзеляжу:

1 — узел крепления рамы двигателя к фюзеляжу; 2 — вильчатый болт; 3 — стыковой болт; 4 — заклепки; 5 — дюралюминиевая накладка; 6 — контргайка; 7 — стакан рамы двигателя

Шпангоут № 4 (рис. 2.5) является неполным. Контур шпангоута склепан из двух прессованных уголкового профиля.

В нижней части шпангоута к контуру кницами и наклонными прессованными иголками прикреплена 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 прикреплен внутренний узел из сплава АК6 для крепления стального башмака передних подкосов шасси. Башмак 3 крепится к шпангоуту № 4 восемью болтами диаметром 8,2 мм. На шпангоуте № 4 монтируется противопожарный баллон.

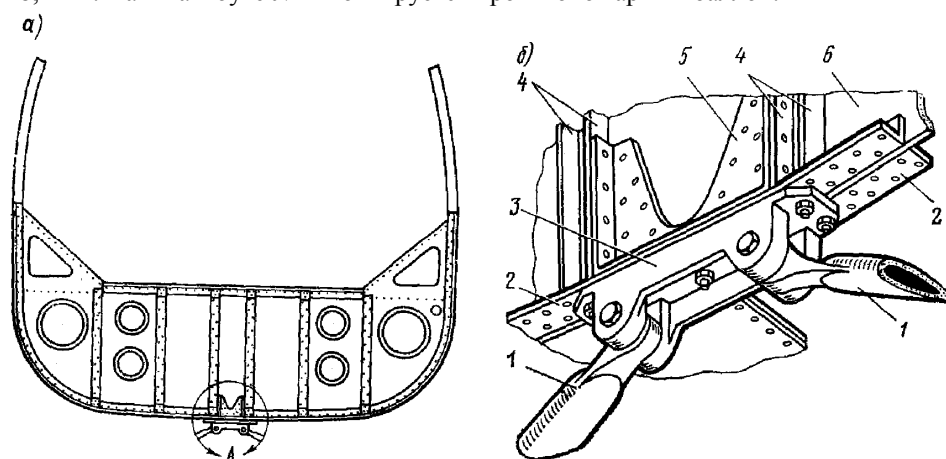


Рис. 2.5. Шпангоут № 4:

а — общий вид; б — узел крепления передних подкосов шасси:

1 — передние подкосы шасси; 2 — контур шпангоута; 3 — стальной башмак; 4 — стойки швеллерного сечения; 5 — внутренний узел из сплава АК.6; 6 — стенка нижней части шпангоута

* Косынка (кница) — деталь, соединяющая стержневые элементы, сходящиеся под углом. Обычно, имеет треугольную форму и изготавливается из листа

Шпангоут № 5 (рис.2.2 поз.3) 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 стрингеру № 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 сидений пилотов. В верхней части к шпангоуту крепится каркас фонаря кабины пилотов, в средней части — две швеллерные балки пола кабины 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.

Шпангоуты № 6 и 8 (рис.2.6) по своей конструкции аналогичны между собой и служат для крепления крыльев самолета. В верхней части на шпангоутах при помощи болтов монтируются стыковые узлы крепления отъемных частей нижнего крыла. В нижней части шпангоуты развиты в лонжероны центроплана, на которых монтируются узлы крепления отъемных частей нижнего крыла.

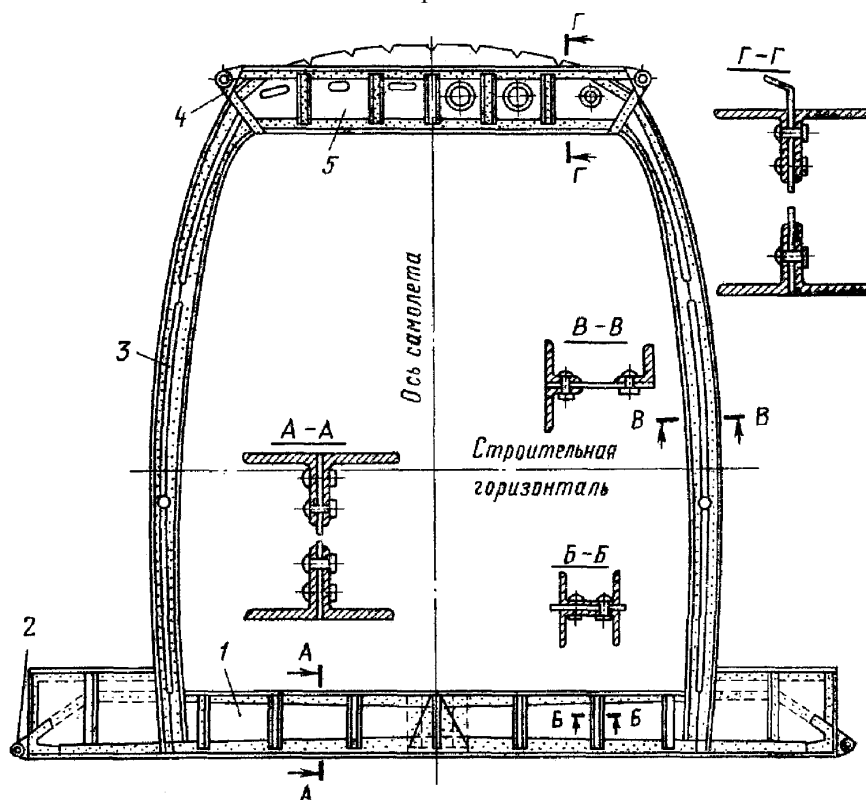


Рис. 2.6. Шпангоут № 6:

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

Верхняя часть шпангоута 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 установлена двуплечая качалка управления элеронами. На стенке шпангоута № 8 монтируются электромеханизм управления верхними закрылками УЗ-1АМ и кронштейн с роликами руля высоты и руля направления. Для большей жесткости между верхними частями шпангоутов № 6 и 8 установлен дюралюминиевый раскос.

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

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 (рис. 2.7).

Под боковинами шпангоута имеются стальные гнезда под подъемники самолета. На нижней части шпангоута № 8 монтируется электромеханизм управления нижними закрылками УЗ-1АМ.

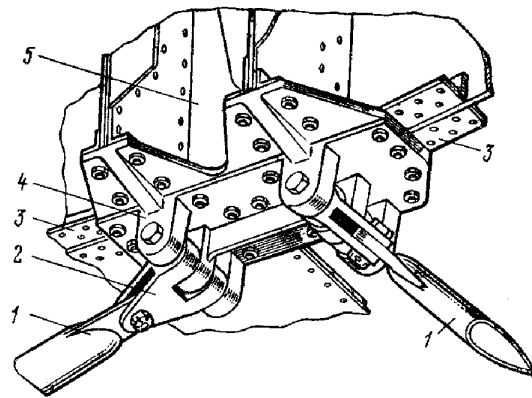


Рис. 2.7. Узел крепления задних подкосов шасси:
1 — задние подкосы шасси; 2 — кардан; 3 — контур шпангоута № 6; 4 — стальной башмак; 5 — внутренний узел из сплава АК6

Шпангоуты № 23 и 25 (рис. 2.8) несут на себе в верхней части соответственно передние и задние узлы крепления стабилизатора.

Узлы изготовлены из стальных пластин толщиной 1,5 и 2 мм, сваренных между собой. Узлы закреплены на шпангоутах при помощи стальных и дюралюминиевых заклепок.

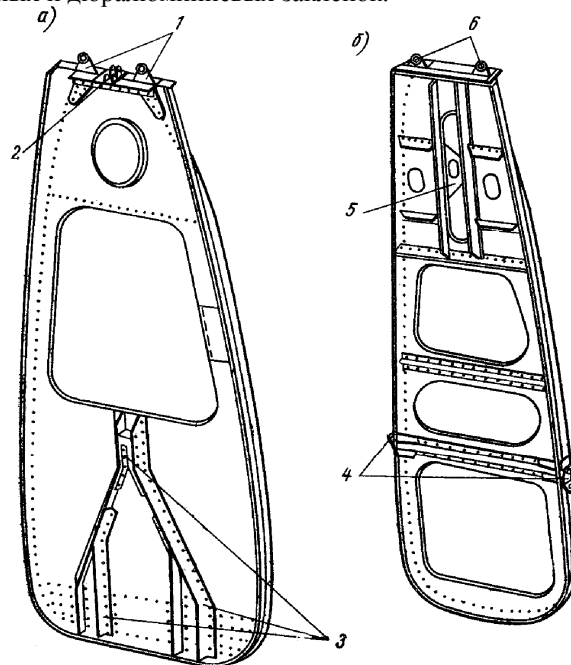


Рис. 2.8. Шпангоуты № 23 (а) и № 25 (б):
1 — передние узлы крепления стабилизатора; 2 — узел крепления раскоса стабилизатора; 3 — элементы жесткости установки хвостового колеса; 4 — узлы крепления подкосов стабилизатора и швартовочные скобы; 5 — кронштейн качалки управления рулем высоты; 6 — задние узлы крепления стабилизатора

На шпангоуте № 23 сверху монтируется узел крепления раскоса стабилизатора. Оба шпангоута имеют контуры из пресованных профилей и приклепанные к ним отбортованные стенки толщиной 1,5 мм с отбортованными вырезами для облегчения. В нижней части шпангоута № 23 имеются 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 направления.

Шпангоут № 26 (рис. 2.9) 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 вмонтированными в него радиально-упорным шарикоподшипником для крепления руля направления.

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

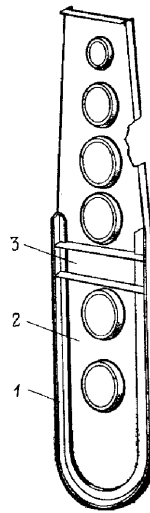


Рис. 2.9 Шпангоут № 26:

1 — контур шпангоута; 2 — стенка; 3 — кронштейн из сплава АК6

Типовые шпангоуты (рис. 2.10) Z-образного сечения штампованы из материала Д16АТ толщиной 1 мм и собраны из нескольких секций, стыкованных специальными накладками. Секции под стрингеры имеют стандартные прорези с подсеченным бортиком. Шпангоуты не воспринимают сосредоточенных нагрузок и служат для поддержания стрингеров и обшивки.

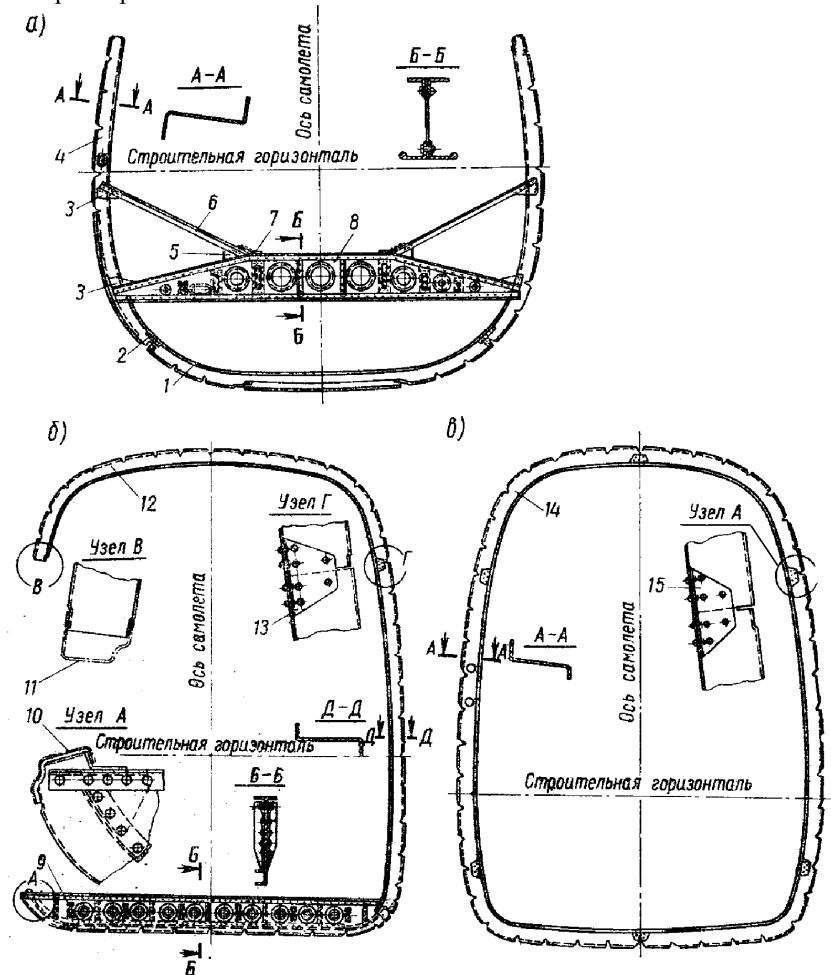


Рис. 2.10. Типовые нормальные шпангоуты № 3 (а), № 12 (б) и № 19 (в):

1 — нижняя часть шпангоута; 2 — соединяющий уголок; 3 — соединяющие концы; 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

На рис. 2.10 показаны типовые 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 конструкции 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 окантовки 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 шпангоутами № 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, нижние — на стрингере № 3 и имеют стандартные прорезы под промежуточные стрингеры. Вторым концом рамки входят в окантовку двери и закреплены в ней заклепками.

Шпангоут № 15 не имеет контура и состоит из сплошной отбортованной стенки толщиной 0,8 мм, в которой вмонтирована двустворчатая дверь для входа в хвостовой отсек фюзеляжа. На левой стороне верхней части стенки шпангоута монтируется кронштейн с роликами управления рулем высоты и рулем направления.

Хвостовые шпангоуты с № 16 по 21 имеют замкнутый контур и полностью изготовлены из секций 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 при помощи уголков.

Продольный набор (см.рис.2.2 и 2.3) состоит из четырех лонжеронов, 50 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 размером 40x25x3 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 заклепками.

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 дюралюминиевых прессованных профилей (уголок 12x12x1 мм), расположены равномерно по образующим фюзеляжа и вложены в стандартные прорезы шпангоутов, имеющие подсеченный бортик; профили не разрезаются при пересечении типовых шпангоутов. К шпангоуту стрингер крепится совместно с обшивкой одной заклепкой. При подходе к силовым шпангоутам и силовым элементам конструкции стрингеры разрезаются, подсекаются 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 стрингерам от №6 до 17 включительно между шпангоутами № 10, 11 и 15, 16. Подкрепляющие бульбуголки разрезаны между шпангоутами и прикреплены полками к основным стрингерам 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. Планка к обшивке 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 прикреплены к вертикальной полке стрингеров и к шпангоутам.

Каркас пола кабин. 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 самолётом. Балки - дюралюминиевые, равнопрочные, П-образного сечения толщиной 2 мм. Ширина балки — 210 мм, высота посередине — 75 мм и по концам — 40 мм. Снизу балка защищена листом толщиной 0,6 мм. Концы балки при помощи книц приклепаны к профилям шпангоутов № 1 и 5.

Верхняя плоскость балок совместно с листами образует пол кабины пилотов, разделенный на две части проходом (см. приложение).

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. Для обеспечения удобного доступа к агрегатам, расположенным под полом, средняя часть пола в кабине пилотов между шпангоутами № 4 и 5 выполнена легкосъёмной.

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

Для разгрузки верхних лонжеронов фюзеляжа в передней части кабины установлен элемент жёсткости, набранный из листа толщиной 1,5 мм и профилей. Элемент жёсткости приклепан к лонжеронам и шпангоуту № 1 и служит одновременно панелью для установки оборудования.

Каркас пола пассажирского или грузового отсека фюзеляжа (рис. 2.11) состоит из продольных и поперечных балок и служит для крепления панелей пола. 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 клёпками. 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 при помощи книц на заклепках. Часть книц имеет штампованные отверстия 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 самолёта 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 тросов управления закрылками.

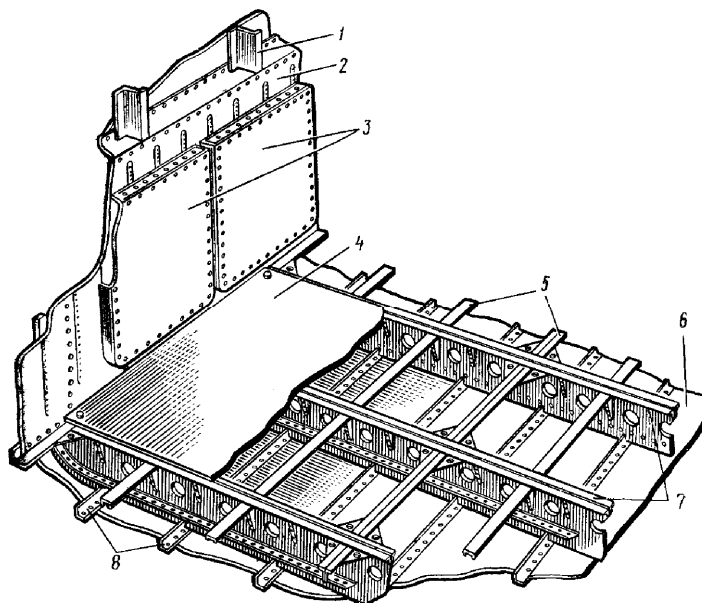


Рис. 2.11. Каркас пола грузового отсека:

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

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 дюралюминиевыми листами толщиной 0,5 мм. Дюралюминиевые 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 ног при передвижении по кабине.

Конструкция пола рассчитана под нагрузку 1000 кгс/м². Между шпангоутами № 8 и 9 имеется люк для подхода из кабины к 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 девять швартовочных скоб (пять внизу и четыре над сиденьями пассажиров) и 13 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. 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, уложенный 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 (см. рис.2.2 поз 11,12).

Балки (рис.2.12) расположены в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 22 и 23 и состоят из склепанных между собой П-образного профиля, двух диафрагм и накладки. 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.

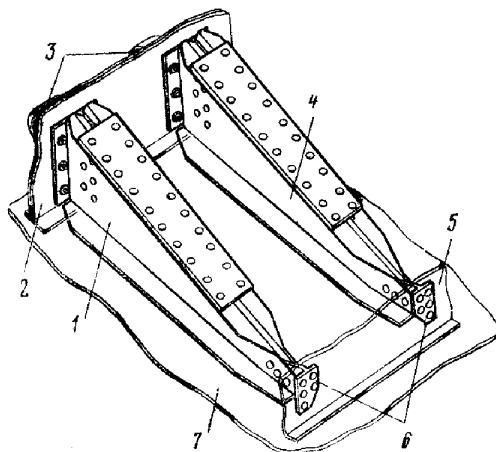


Рис. 2.12. Балки жесткости хвостового колеса:

1— балка правая; 2— шпангоут №23; 3— нижние узлы подвески установки хвостового колеса; 4—балка левая; 5— шпангоут № 22; 6 — кронштейн; 7 — нижняя обшивка фюзеляжа

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.

Элементы жесткости килевой части. Верхние полки шпангоутов хвостовой части фюзеляжа связаны горизонтальной нервюрой (рис.2.2 поз.10), которая вместе с дополнительным носком 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 (рис.2.2 поз.8) установлен дополнительный штампованный носок, который имеет излом на шпангоуте № 22 и связан с нервюрой у шпангоута № 23 при помощи двух книц, образуя гнездо для стабилизатора.

На расстоянии 170 мм ниже верхней нервюры установлена вторая нервюра, поддерживающая обшивку и создающая плавности обвода. Все элементы жесткости килевой части, в том числе и обод, изготовлены из дюралюминиевого листа толщиной 1 мм.

Окантовка выреза под дверь грузового отсека выполнена из штампованных дюралюминиевых 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.

4.Обшивка фюзеляжа, двери, эксплуатационные люки

Обшивка фюзеляжа (рис.2.13) является силовым элементом конструкции и изготавливается из дюралюминия 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.

Листы обшивки стыкованы 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 обрезам наружных листов сняты фаски.

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

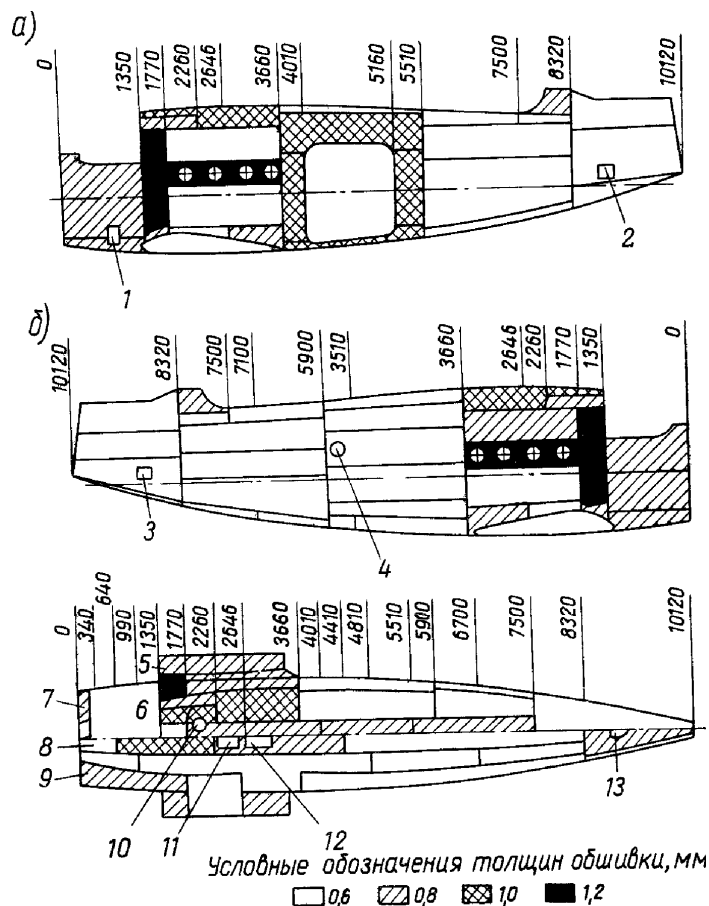


Рис. 2.13. Схема обшивки фюзеляжа:

а — вид на левый борт; б — вид на правый борт;

1— люк для подхода к крану слива топлива; 2— вырез для контейнера аккумулятора; 3— вырез для люка хвостового колеса; 4— вырез для окна; 5— зализ центроплана; 6— вырез для фонаря; 7— вид сверху; 8— вырез для масляного радиатора; 9— вид снизу; 10— вырез под люк; 11— вырез для рамки МРП-48; 12— вырез для люка УЗ-1А; 13— вырез для хвостового колеса

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 заклёпками диаметром 3 мм в один ряд. Заклепками диаметром 3 мм приклепана обшивка по прессованным профилям стыков шпангоутов и по всем силовым окантовкам люков; во всех же остальных местах свободной клепки применяются преимущественно заклепки диаметром 2,6 мм.

В нижней части обшивки фюзеляжа имеются дренажные отверстия.

Двери 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 материала 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 рычажный 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 (двери герметизированы при помощи резиновой трубки).

В перегородках шпангоутов № 5 и 15 смонтированы 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, 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 двустворчатая 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, которые заходят в гнезда шпангоута № 15 и удерживают дверь в закрытом положении.

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 двустворчатой крышкой, открывающейся от руки сближением штырей запорных тяг. При открытии люка автоматически загорается лампа, освещающая пространство под полом кабины пилотов. С левой стороны фюзеляжа между шпангоутами № 3 и 4 располагается люк для слива топлива из системы. Снизу под фюзеляжем между шпангоутами № 8 и 9 располагается 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 того чтобы подняться на фюзеляж, снаружи на левом борту между шпангоутами № 18, 19 и 20 имеются четыре подножки и две ручки. Для предотвращения скольжения ног при хождении на верхней обшивке фюзеляжа имеется дорожка из пробковой крышки, приклеенной к обшивке на нитроклее АК-20.

5. Центроплан

Центроплан (рис.2.2 поз.16) является силовым элементом конструкции фюзеляжа и состоит из каркаса и обшивки. Силовыми элементами продольного набора центроплана являются нижние балки шпангоутов № 6 и 8, служащие одновременно передним и задним лонжеронами центроплана. По верхней поверхности центроплана установлено 16 стрингеров, изготовленных из прессованного бульбуголка.

Поперечный набор центроплана состоит из типовых нервюр, расположенных по две с правой и левой сторон 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 (носок, средняя часть и хвостик) 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 силовыми элементами конструкции и изготавливается из дюралюминиевых 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 диаметром 3,6 мм. По стрингерам установлены заклепки диаметром 3 мм, по башмакам—5 мм, в остальных местах—3,5 мм.

В месте перехода от центроплана к борту фюзеляжа установлен несъемный зализ (рис.2.14 поз.9), который состоит из пяти частей, изготовленных из листа толщиной 0,8 мм, передняя часть — из листа толщиной 1 мм.

Зализ, являясь силовым элементом центроплана, передает на фюзеляж усилия кручения и изгиба от шасси и нижнего крыла самолета.

В левой 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.2.14), к узлам которой крепятся амортизационные стойки шасси и передние несущие ленты-расчалки коробки крыльев.

Ферма состоит из трех стальных подкосов (поз.1,4,5), изготовленных из стали 30ХГСА. Подкосы шарнирно закреплены на узлах шпангоута № 5 и на переднем лонжероне центроплана.

Основным элементом фермы является передний наклонный подкос 4, изготовленный из трубы каплевидного сечения с толщиной стенки 2,5 мм. К двум концам наклонного подкоса приварены вильчатые узлы. Верхний конец подкоса соединен с боковым узлом шпангоута № 5, а нижний — с продольной штампованной отъемной тягой крестообразного сечения и через вильчатый болт — с поперечным сварным трубчатым подкосом.

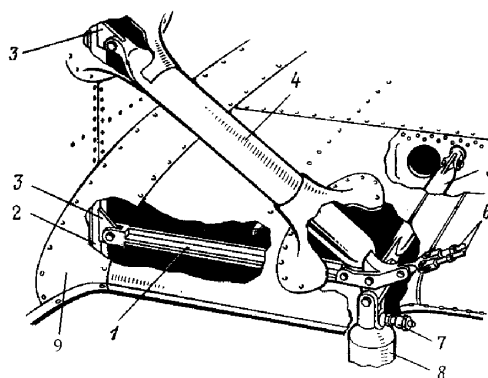


Рис. 2.14. Ферма центроплана:

1— отъемная крестообразная тяга; 2— контур шпангоута № 5; 3 — стальные узлы крепления подкосов фермы к шпангоуту № 5; 4 — передний наклонный подкос; 5 — поперечный трубчатый подкос; 6 — передние несущие ленты расчалки (парные); 7 — зарядный штуцер; 8— амортизатор шасси; 9— зализ

Продольная крестообразная отъемная тяга вторым своим концом крепится к нижнему узлу шпангоута № 5, а трубчатый подкос — к вильчатому болту, установленному на переднем узле крепления нижней отъемной части 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.

6.Фонарь кабины пилотов

Фонарь кабины пилотов состоит из стального трубчатого каркаса (см. рис. 2.2 поз.2) и заделанных в нем панелей из плексигласа толщиной 3 мм. Для крепления панелей в каркасе имеются приваренные ребра и впаиваемые в трубки резьбовые самоконтрящиеся втулки. Окантованные тиоколовой лентой панели плексигласа уложены в ребра и прижаты к ним при помощи наружных дюралюминиевых накладок винтами. Герметизация панелей осуществляется уплотнительной тиоколовой замазкой

Две боковые и правая нижняя панели фонаря сдвигаются назад по фрезерованным направляющим Ч-образного сечения, изготовленным из дюралюминиевой плиты для передвижения и стопорения створок с зубом и пружины. В верхней части фонаря имеется легкобросаемая в полете крышка аварийного люка размером 1050x1130 мм. Для запираения 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. 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.

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

*Штауфер— узел, через который при помощи пресс-масленки осуществляется подача пластичной смазки к поверхностям трения. Конструктивно выполнен как шариковый клапан.

7. 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. 2.15). Сиденья установлены под углом 16° и могут перемещаться в вертикальном направлении.

Каждое сиденье состоит из чашки 1 со спинкой, стопорящего механизма и направляющих. Левое сиденье дополнительно оборудовано правым подлокотником. Чашка сиденья изготовлена из дюралюминиевых листов толщиной 1 мм, окантованных прессованным бульбовым профилем, и каркаса из П-образных профилей.

В задней части к боковым профилям приклепаны верхние 11 и нижние 7 кронштейны с втулками под направляющие. На нижних кронштейнах, связанных дополнительно стенкой, смонтирован механизм стопорения. Высота чашки сиденья со спинкой равна 610 мм.

Направляющие 9 чашки изготовлены из стальной трубы диаметром 25x22 мм, поверхность которой хромируется и шлифуется. В направляющих имеются отверстия под штыри механизма стопорения.

Направляющие закреплены при помощи кронштейнов 10 на шпангоуте № 5 и опор 6 на полу.

Для подъема сиденья вверх на шпангоуте установлен шнуровой амортизатор 13, нижние концы которого закреплены на кронштейнах сиденья 7. Чтобы поднять сиденье вверх, необходимо потянуть на себя рукоятку механизма стопорения 8, при этом штыри выйдут из отверстий направляющих и дадут возможность амортизатору поднять сиденье.

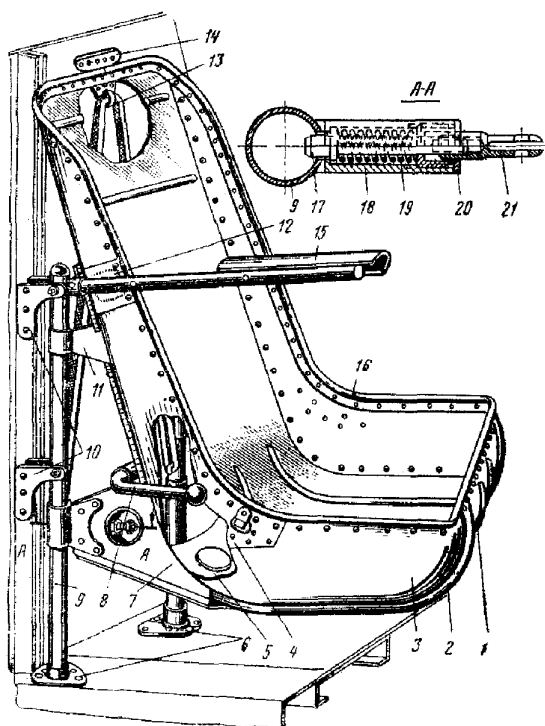


Рис. 2.15 Сиденье пилота:

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

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 обшивка 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 пилотов имеет вентиляцию с притоком свежего воздуха*. Забор воздуха для подачи его в кабину осуществляется через три воздухозаборника (рис.2.16): два верхних 1, расположенных перед фонарем, и один боковой 12, установленный по левому борту. Воздух в кабину поступает через два поворотных патрубка 15 и грибок 8, расположенный на полу кабины под центральным пультом. Если в верхние воздухозаборники будет попадать вода, то она будет сливаться из чашки 13 в отсек двигателя через дюритовый шланг 14. Пилоты могут регулировать расход воздуха, поступающего в кабину, изменяя положение заслонки 9 перемещением рукоятки 16, и поворотом грибка 8. На самолетах с 35-й серии над приборной доской установлены два вентилятора, обеспечивающие регулирование направления струи воздуха, отдельной для каждого пилота.

Продув воздуха пространства под полом кабины пилотов осуществляется при помощи переднего заборника с трубкой, установленной на левом борту фюзеляжа (на рис. 16 не показан). В зимний период эксплуатации самолета заборник и трубка снимаются, а отверстие закрывается крышкой.

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

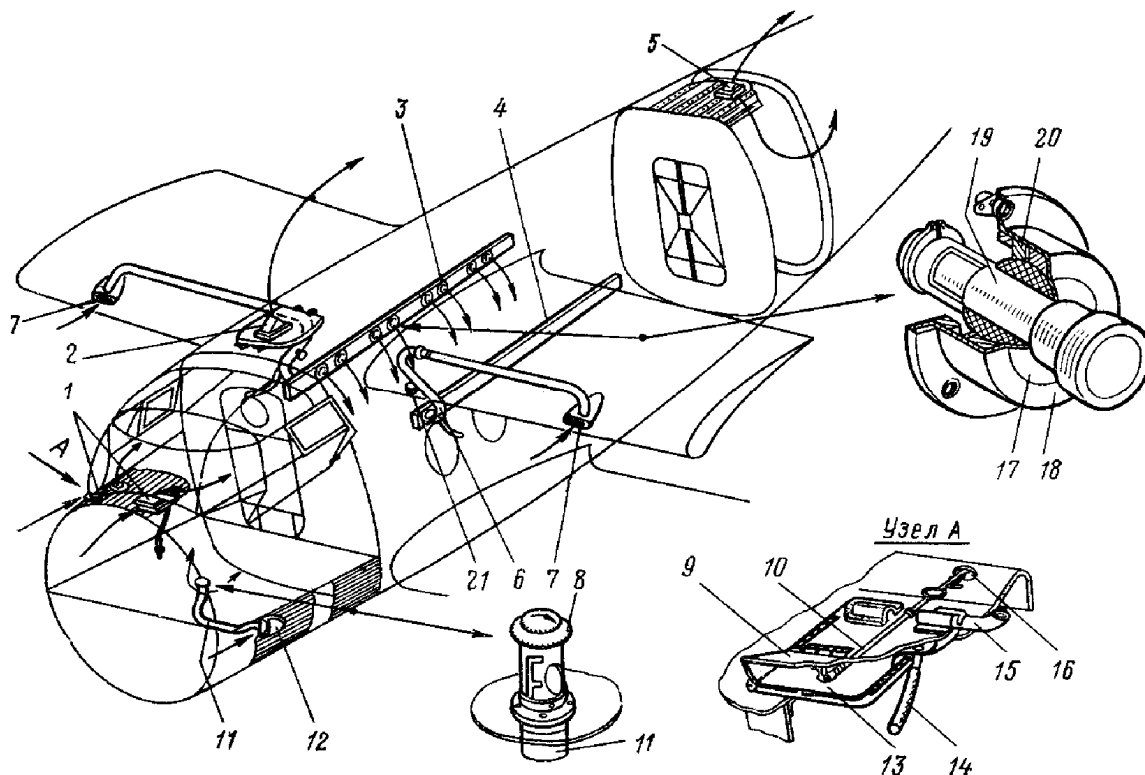


Рис. 16 Вентиляция кабин:

1— вентиляция кабины летчиков; 2— вытяжной вентилятор грузовой кабины; 3, 4— вентиляционная камера; 5— вытяжной вентилятор хвостового отсека; 6— вентиляционная труба; 7, 12— воздухозаборник; 8— грибок; 9— крышка; 10— тяга; 11— труба продува; 13— чашка; 14— сливная трубка; 15— поворотный патрубок; 16— рукоятка; 17— шаровой вкладыш; 18— корпус; 19— наконечник; 20— обойма; 21— маховик отключения вентиляции

Оборудование грузовой кабины. На бортах кабины от пола до стрингера № 10 установлены бортовые панели из дюралюминиевых листов с рифтами. Панели приклепаны к шпангоутам и к листам пола винтами. Вверху панели оканчиваются карнизом. Они служат защитой обшивки фюзеляжа от повреждений при погрузке и перевозке грузов.

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

При использовании самолета в санитарном варианте по бортам фюзеляжа в кабине устанавливаются стальные кронштейны и ленты для крепления шести стандартных носилок.

**Описание системы вентиляции кабин приводится для самолетов, изготовленных в Польше.*

Вентиляция пассажирской кабины — приточно-вытяжная. Пассажирская кабина оборудована индивидуальной приточной вентиляцией (рис. 2.16), в которую входят: два воздухозаборника, трубы с угольниками и две вентиляционные камеры с индивидуальными вентиляционными наконечниками. Заборники воздуха расположены на нижних поверхностях верхних крыльев, откуда воздух под напором поступает трубопроводами к вентиляционным камерам.

Вентиляционные камеры установлены на обоих бортах над сиденьями пассажиров. Индивидуальные вентиляционные наконечники позволяют регулировать направление и интенсивность струи воздуха в зависимости от желания пассажира.

Регулируемая заслонка в потолке кабины обеспечивает отсос воздуха изнутри кабины. Вентиляционная труба и наконечники изготовлены из пластмассы, все остальные детали вентиляции — дюралюминиевые.

Сиденья для пассажиров и вспомогательное оборудование. На самолетах, выполненных в грузовом варианте, предусмотрена также и перевозка пассажиров, для чего в грузовой кабине устанавливается 12 откидных сидений — по шесть вдоль каждого борта фюзеляжа.

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

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

Для предотвращения автоматического срабатывания механизма уборки сидений при болтанке предусмотрена их фиксация. Для этой цели в нижней части дужки установлены фиксаторы, которые входят между скобой и прокладкой, укрепленных на полу грузовой кабины.

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

Между шпангоутами № 6 и 7 на правом борту кабины установлены две стандартные аптечки.

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

На самолетах, выполненных в пассажирском варианте (Ан-2П), в кабине по полету самолета устанавливается 12 пассажирских кресел (см. рис.1.8) и два складывающихся детских сиденья (в проходе).

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

Система обогрева кабин фюзеляжа и стекол фонаря* (рис. 2.17) состоит из заборника холодного воздуха 13 с теплообменником 14 на выпускной трубе, распределителя теплого воздуха 10 с краном включения системы обогрева, крана обогрева грузовой (пассажирской) кабины, крана для обогрева стекол фонаря и трубопроводов. Холодный воздух, входя в заборник и нагреваясь в теплообменнике у выпускной трубы с ребрами, поступает в распределитель, откуда теплый воздух может быть направлен в систему или при необходимости выведен за борт самолета. Трубопроводы и распределитель системы обогрева имеют теплоизоляцию.

Управление дроссельными заслонками распределителя — тросовое, двустороннее и осуществляется двумя рукоятками (поз.3,4), установленными в кабине пилотов на центральном пульте рядом с сектором управления пылефильтром.

Кран управления обогревом стекол фонаря 7 расположен на приборной доске под щитком фар и АНО. Кран включения обогрева пассажирской кабины 2 расположен на шпангоуте № 5 под входной дверью в кабину пилотов.

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.

** Описание системы обогрева кабин приводится для самолетов до 37 серии*

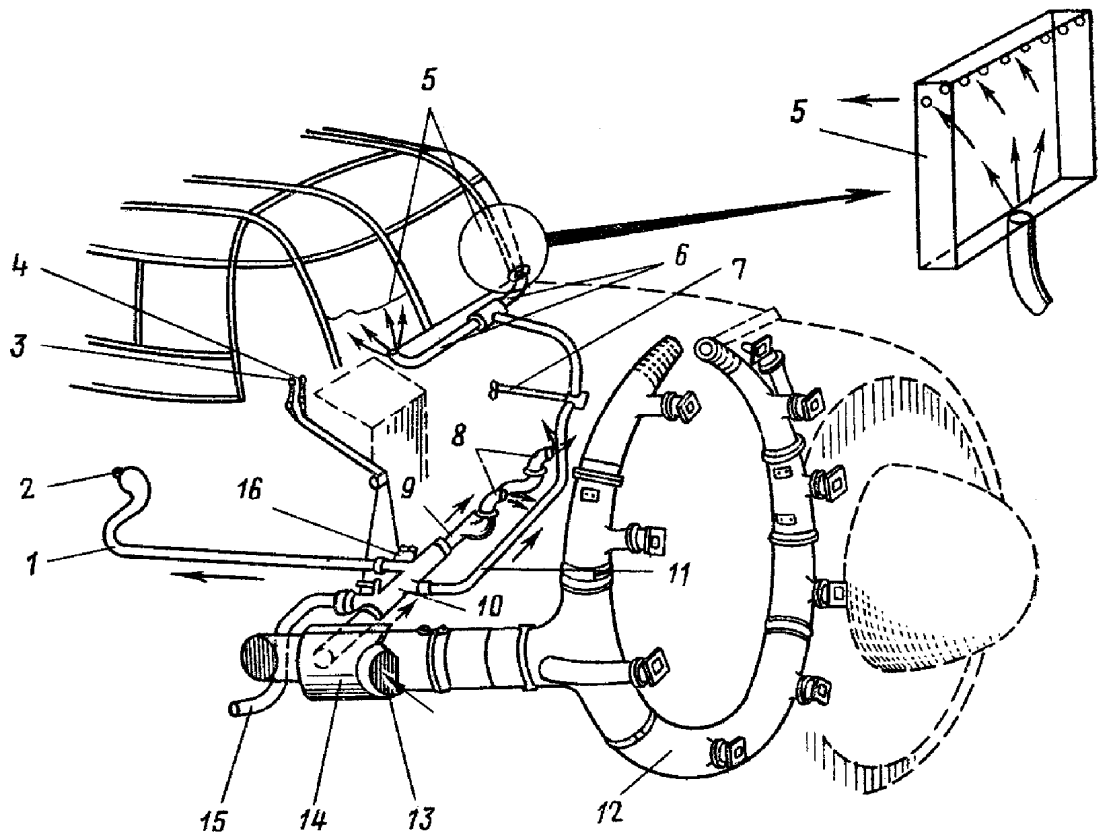


Рис. 2.17. Система обогрева кабин фюзеляжа:

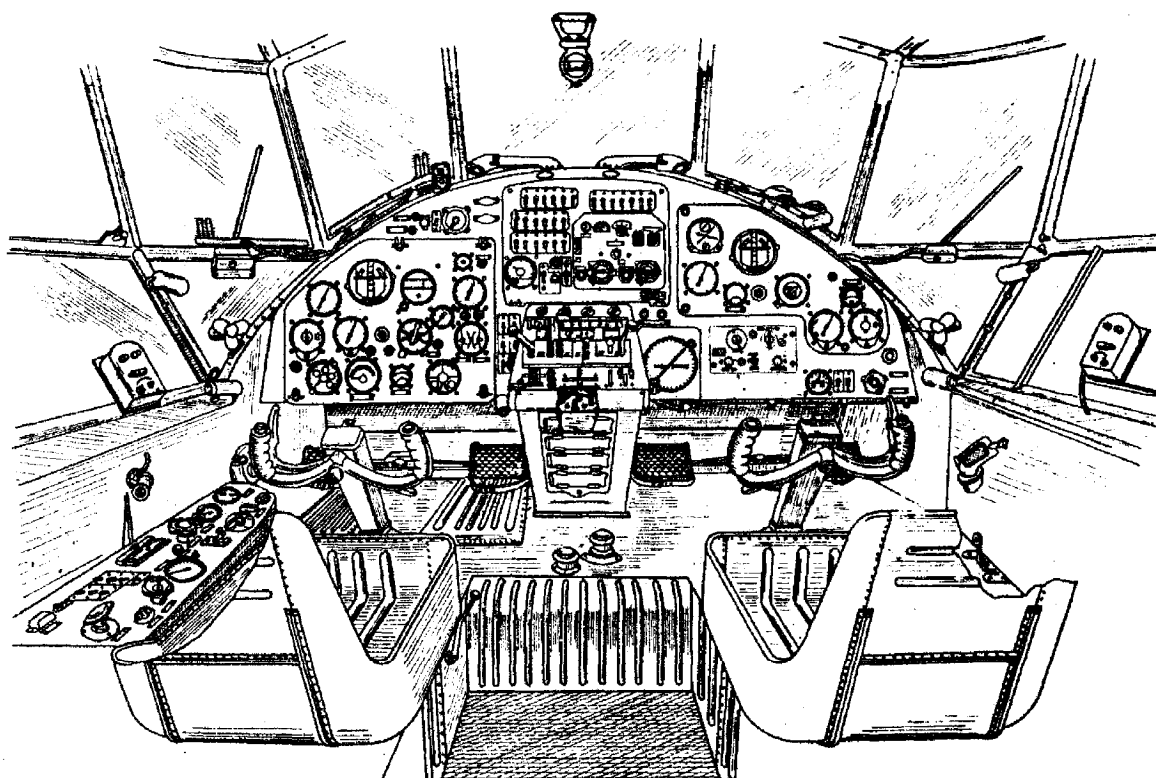
1 — трубопровод подвода теплого воздуха в грузовую кабину; 2 — кран обогрева грузовой кабины; 3 — рукоятка управления общим краном; 4 — рукоятка управления краном обогрева кабины пилотов; 5 — двойные стекла фонаря; 6 — трубки; 7 — кран обогрева стекол фонаря; 8 — патрубки обогрева кабины пилотов; 9 — трубопровод подвода теплого воздуха в кабину пилотов; 10 — распределитель; 11 — трубопровод подвода теплого воздуха на стекла фонаря; 12 — выпускной коллектор; 13 — заборник холодного воздуха; 14 — теплообменник; 15 — патрубок вывода теплого воздуха за борт самолета; 16 — возвратные пружины;

8. Контрольные вопросы

1. Из каких составных частей состоит планер самолета Ан-2?
2. Какие составные части самолета Ан-2 крепятся к фюзеляжу?
3. Конструкция передней части фюзеляжа (с 1 по 5 шпангоуты). Фонарь кабины пилотов.
4. Конструкция средней части фюзеляжа (с 5 по 15 шпангоуты).
5. Конструкция хвостовой части фюзеляжа (с 15 по 26 шпангоуты).
6. Какие шпангоуты фюзеляжа являются силовыми, причина усиления, их устройство.
7. Состав, размещение и назначение элементов продольного набора фюзеляжа.
8. Устройство типовых шпангоутов. Соединение типовых шпангоутов со стрингерами.
9. Назначение и конструкция центроплана фюзеляжа. Ферма центроплана.
10. Как осуществляется вентиляция и обогрев кабины пилотов?
11. Как осуществляется вентиляция и обогрев грузовой (пассажирской) кабины?
12. Как могут быть размещены пассажиры в самолете Ан-2?

Приложение.

Внешний вид кабины пилотов самолета Ан-2.



Глава 3. Коробка крыльев самолета Ан-2.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О КОРОБКЕ КРЫЛЬЕВ

Коробка крыльев предназначена для создания подъемной силы. Кроме того, коробка крыльев обеспечивает поперечную устойчивость и управляемость самолета, а также выполняет дополнительные функции: в верхнем крыле размещены топливные баки, на нижнем крыле расположены рулевая и посадочные фары. Кроме подъемной силы коробка крыльев воспринимает также силу лобового сопротивления, весовые и инерционные нагрузки.

Коробка крыльев — бипланная одностоечного типа (рис. 3.1), 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).

Верхнее крыло крепится к фюзеляжу на шпангоутах № 6 и 8, а нижнее крыло — к лонжеронам центроплана. В узлах крепления крыльев к фюзеляжу установлены шаровые шарниры, обеспечивающие свободную их стыковку без предварительной подгонки.

На верхнем крыле расположены: щелевые закрылки, элероны, автоматические предкрылки. На нижнем крыле — закрылки.

Бипланная стойка крепится к узлам на нервюре № 16 верхнего крыла и на нервюре № 13 нижнего крыла.

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.

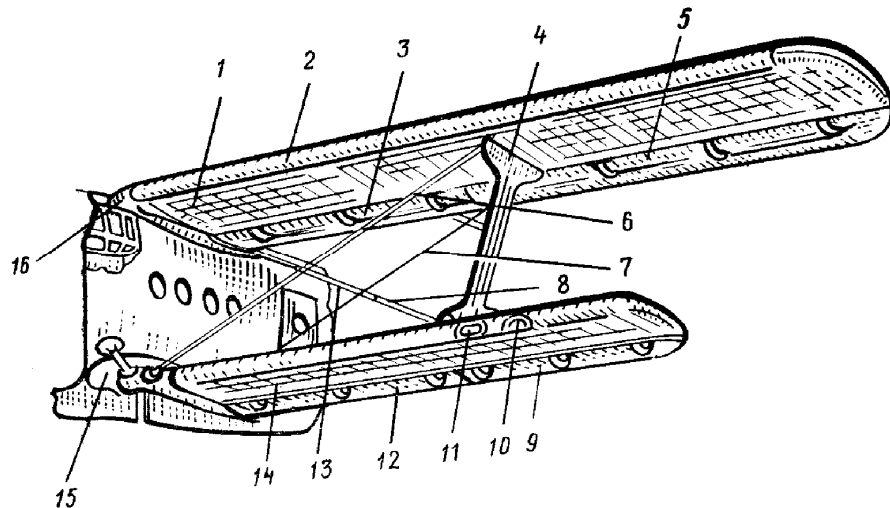


Рис. 3.1. Коробка крыльев:

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

2. ВЕРХНЕЕ КРЫЛО

Верхнее крыло — двухлонжеронное, с металлическим каркасом и с неработающей полотняной обшивкой. Профиль крыла — постоянный по размаху, двояковыпуклый, несимметричный с относительной кривизной 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.

Основной силовой частью верхнего крыла является отъемная часть крыла (ОЧК). ОЧК крепится к фюзеляжу самолета, в свою очередь к ОЧК крепятся предкрылки, закрылки, элероны.

Все стальные детали крыла закалены. Все детали крыла имеют антикоррозионное покрытие: дюралюминиевые анодированы, стальные — оцинкованы.

Отъемная часть верхнего крыла состоит из каркаса, стальных узлов, воспринимающих сосредоточенные нагрузки, внутрикрыльевых лент-расчалок, панелей, закрывающих люки топливных баков, а также полотняной обшивки, которой обтянуто ОЧК.

Каркас отъемной части верхнего крыла (рис. 3.2) состоит из двух лонжеронов, 26 нервюр, из которых девять усиленных и 17 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. Между нервюрами № 1 и 13 расположен отсек для топливных баков. Лонжероны у стыковых узлов соединены между собой стальным трубчатым раскосом.

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

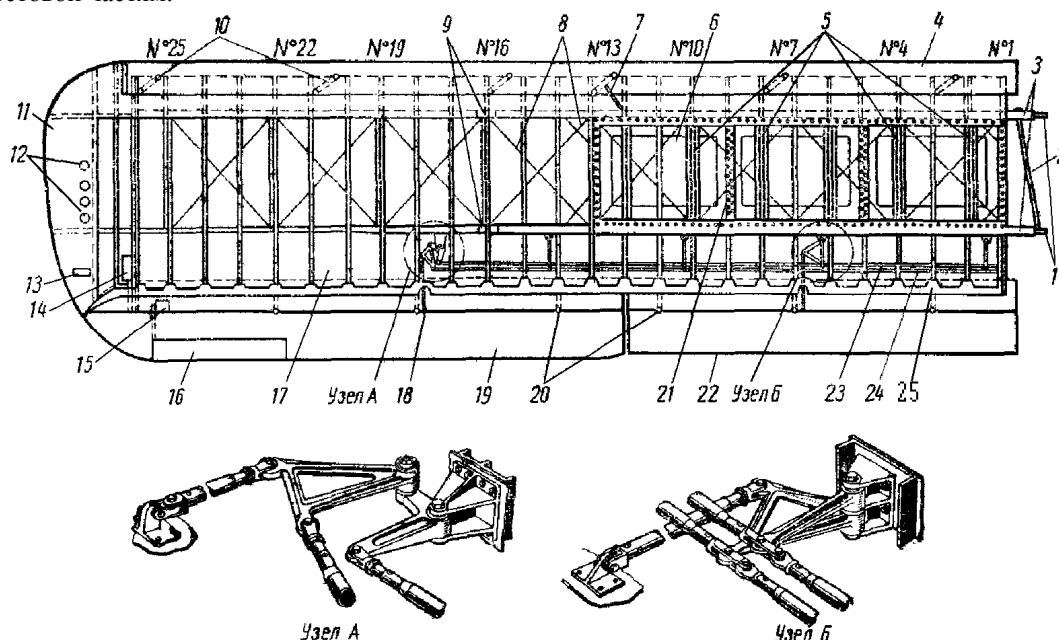


Рис. 3.2. Схема каркаса левой отъемной части верхнего крыла:

1—узлы крепления крыла к фюзеляжу; 2— трубчатый раскос; 3— лонжероны; 4— предкрылок; 5— ложементы топливных баков; 6— топливные баки; 7— инуровой амортизатор предкрылка; 8— внутркрыльевые 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 закрылком и элероном; 14—весовой балансир элерона; 15— электромеханизм УТ-6Д; 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 топливных люков; 22— закрылок; 23— жесткие тяги управления закрылком; 24— жесткие тяги управления элероном; 25— обод

Лонжероны крыла

Лонжероны крыла являются основными силовыми элементами ОЧК. Через лонжероны осуществляется крепление ОЧК к фюзеляжу, к лонжеронам крепятся остальные части крыла. Лонжероны представляют из себя две продольные балки, расположенные вдоль всего крыла, от узлов крепления к фюзеляжу до законцовки.

По своей конструкции лонжероны аналогичны между собой и отличаются только размерами деталей. Передний лонжерон расположен на 15% хорды, задний — на 60%. Лонжероны (рис. 3.3) — швеллерного сечения, состоят из верхней 4 и нижней 5 полок, изготовленных из профилей уголкового сечения, и стенки 2 толщиной 0,8—1,2 мм. Высота переднего лонжерона — 301 мм, заднего — 216 мм.

Полки лонжеронов имеют переменное по размерам сечение соответственно изменению величин изгибающих моментов в различных сечениях крыла. В наиболее нагруженной части ОЧК размер полок составляет 45x45 мм, в менее нагруженной концевой части крыла — 20x20 мм.

Полки лонжеронов по размаху имеют стык между нервюрами № 8 и 9, что упрощает технологию их изготовления. Стыковка полок осуществляется болтами при помощи стыковых накладок 9. Наиболее нагруженные участки полок лонжеронов подкреплены накладками 8 из дюралюминия листа толщиной 3,5—4 мм. Накладки приклепаны к горизонтальным поясам полок.

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 10 шириной 20 мм для установки анкерных гаек*** крепления крышек топливных люков, полка нервюр от № 14 до 26 и лобовой обшивки крыла. Стенка приклепывается к полке заклепками диаметром 4 мм. Для крепления носков и хвостиков нервюр и увеличения жесткости стенок к лонжеронам приклепаны стойки 11 уголкового профиля. В местах прохождения усиленных нервюр к полкам и стенкам лонжеронов на болтах и стальных заклепках крепятся стальные стойки нервюр.

*Отбортовка — отгиб края стенки вокруг отверстия.

**Малковка — отгиб борта (стенки, полки и др.) для удобства крепления к нему рядом расположенных деталей.

***Анкерная гайка (нем. Anker-якорь) — гайка, закрепленная на одной из соединяемых деталей.

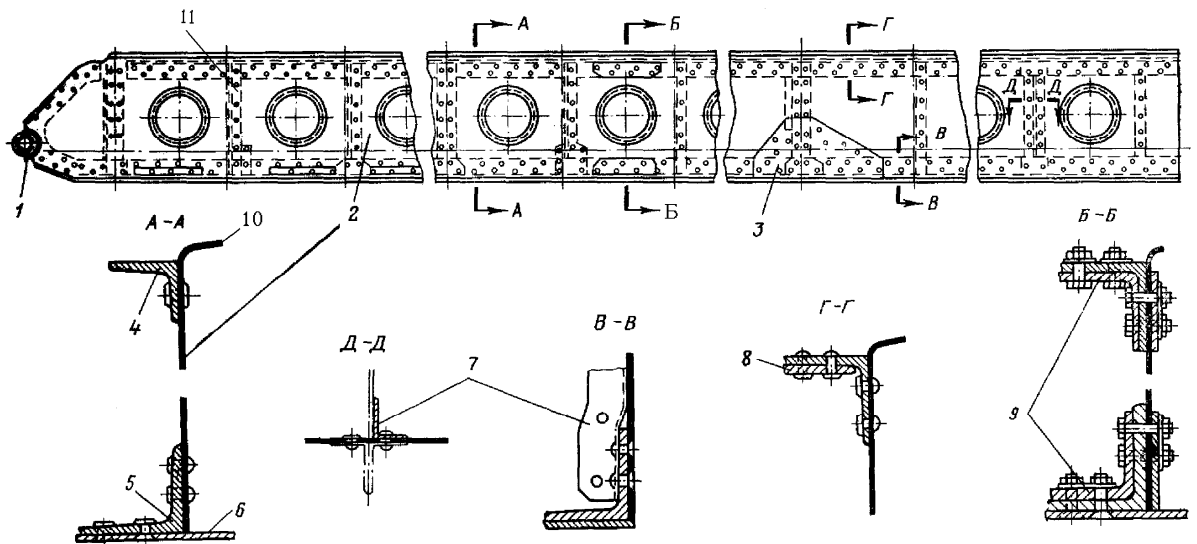


Рис. 3.3. Передний лонжерон верхнего крыла:

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; 10— малкованный борт стенки лонжерона; 11— стойка

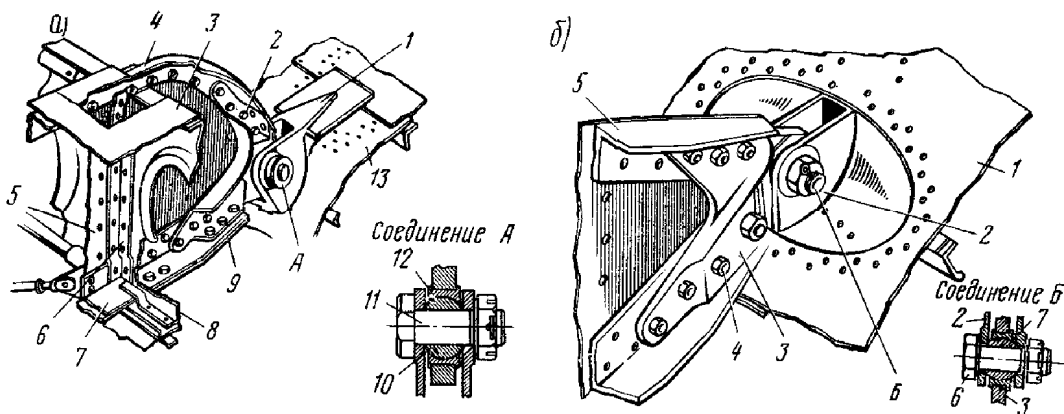


Рис.3.4 Стыковые узлы соединения верхнего крыла с фюзеляжем:

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— накладка; 10— шаровой вкладыш; 11— стыковой болт; 12— обойма;

б — задний узел:

1— обшивка фюзеляжа; 2— узел фюзеляжа; 3— узел крыла; 4— болт; 5— задний лонжерон; 6— стыковой болт; — шаровой вкладыш

На торцах лонжеронов в корневых частях стальными болтами крепятся узлы стыковки крыла с фюзеляжем (рис. 3.4). Передача нагрузки с крыла на фюзеляж осуществляется через шаровые вкладыши 10,7.

Места крепления бипланной стойки и лент-расчалок у нервюры № 16 усилены штампованными кронштейнами из сплава АК6.

На стенке заднего лонжерона монтируется пять кронштейнов с качалками управления закрылком и элероном (рис.3.2. узлы А, Б). Места крепления качалок усилены коробочками из дюралюминия.

Нервюры крыла

Нервюры крыла воспринимают нагрузки, действующие на крыло, а также служат для поддержания контура крыла.

В крыле самолета Ан-2 имеется 26 нервюры из которых 9 усиленных и 17 нормальных нервюры. 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 аэродинамических сил, действующих на обшивку. В местах установки топливных баков нервюры называются нервюрами топливного отсека. Нервюры состоят из трех частей: средней части, носка и хвостика.

Усиленные нервюры* (рис. 3.5) (№№ 1, 13, 16, 19, 22, 25), состоят из двух сварных стоек (поз.2,5), двух дюралюминиевых труб (поз.4,7), штампованного носка 1 и хвостика 6. Носок, и хвостик изготовлены из листового дюралюминия толщиной 0,8 мм и имеют отбортованные отверстия для облегчения.

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

Стойки крепятся к полкам лонжеронов болтами, а к стенкам — заклепками. Дюралюминиевые трубы вставлены в патрубки стоек и приклепаны стальными заклепками. К дюралюминиевым трубам усиленных нервюр № 1, 16 и 25 приклепаны штампованные стенки 3 из дюралюминия толщиной 1 мм с отверстиями для облегчения. Вертикальными бортами стенки соединяются с лонжеронами; на верхних и нижних бортах приклепаны профили 2НФ для заделки полотна.

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

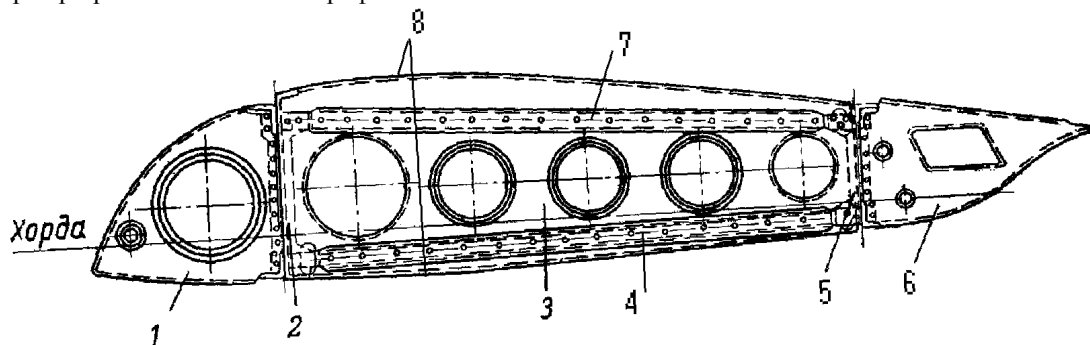


Рис. 3.5. Усиленная нервюра (№ 1,16,25):

1— носок; 2— передняя стойка; 3— стенка; 4— нижняя труба; 5— задняя стойка; 6— хвостик, 7— верхняя труба; 8— профиль 2НФ

Нормальные нервюры* (рис. 3.6) (№№ 5, 9, 14, 15, 17, 18, 20, 21, 23, 24, 26) по своей конструкции подобны одна другой. Средние их части состоят из верхней 1 и нижней 4 полок С-образного сечения, изготовленных из листового дюралюминия Д16Т толщиной 1 мм и соединенных между собой посередине швеллерной стойкой 2 из материала Д16Т, приклепанной к полкам заклепками.

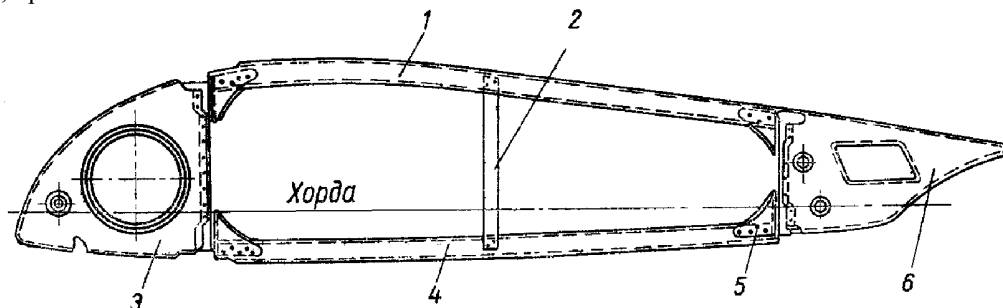


Рис. 2.6. Нормальная нервюра (кроме №18,26):

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

Полки крепятся к лонжерону штампованными кницами 5 из материала Д16АТ-Л1. Кницы имеют форму треугольника, одна вершина которого закруглена, а две стороны отбортованы. К полкам нормальных нервюр приклепаны профили 2НФ, к которым крепится полотно. Средние части нормальных нервюр № 18 и 26 имеют стенки из дюралюминия толщиной 1 мм с отверстиями для облегчения. На верхних бортах стенок приклепаны профили 2НФ для заделки полотна.

Нервюры топливного отсека (рис. 3.7) (№№ 2, 3, 4, 6, 7, 8, 10, 11, 12) по своей конструктивной форме приспособлены для установки топливных баков и выполнены в виде седел. В своей средней части они имеют только нижний пояс. При этом нервюры № 4, 7 и 10 являются усиленными, остальные — нормальными.

Пояса нервюр № 2, 6, 8 и 12 представляют собой дюралюминиевую балку П-образного сечения 2 толщиной 1,5 мм и служат опорой (ложементами) топливных баков. Крепятся пояса к лонжерону штампованными кницами 3 треугольной формы из дюралюминия Д16АТ толщиной 1 мм. Усиленные нервюры имеют также нижний пояс, сделанный из дюралюминиевой трубы 6, к которой приклепана полка 7 из листового дюралюминия.

*За исключением нервюр топливного отсека.

Обводы верхних поясов полок нервюр выполнены по контуру днищ топливных баков, к которым пришта фетровая накладка толщиной 3,5 мм. Нервюры № 2, 4, 6, 8, 10 и 12 имеют стойки с ушками для монтажа дюралюминиевых поясов крепления баков. Нервюры № 1, 5, 9 и 13, расположенные между топливными баками, имеют верхние полки, к которым прикрепаны анкерные гайки для крепления крышек топливных баков.

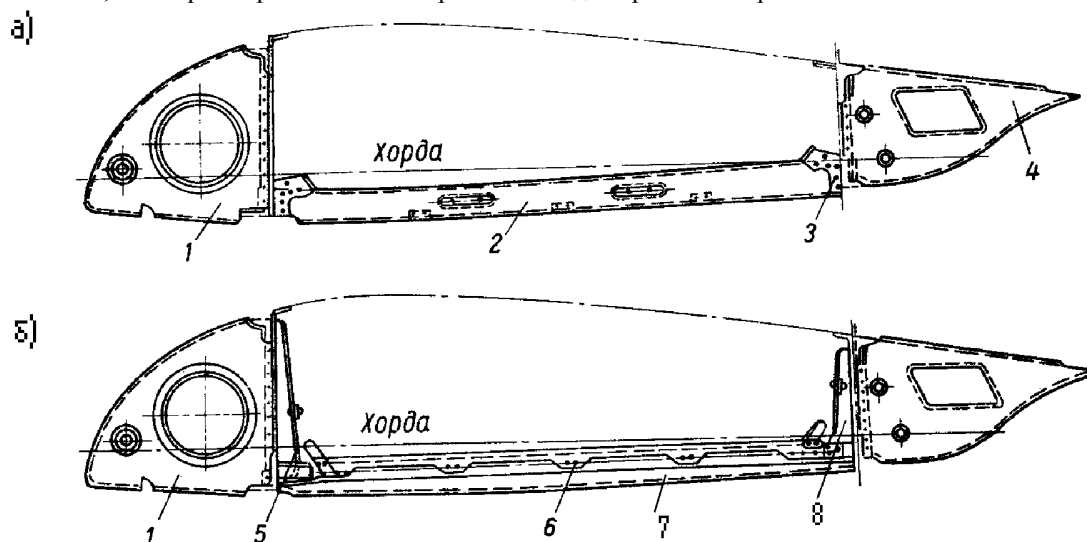


Рис. 3.7. Нервюры топливного отсека:

а) — нервюры № 2, 6, 8, 12; б) — нервюры № 4, 7, 10

1 — носок; 2 — седло под топливный бак (ложемент); 3 — кница; 4 — хвостик; 5 — передняя стойка; 6 — дюралюминиевая труба; 7 — полка; 8 — задняя стойка

Носки и хвостики нервюр

К нижнему борту носка и к верхнему борту хвостика нервюр 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, 14, 18, 22 и 26 до установки их на крыло приклепываются штампованные кронштейны подвески элеронов и закрылков из листового дюралюминия Д16АТ толщиной 1,2 мм.

Внутрикрыльевые ленты-расчалки

Ленты-расчалки (рис.3.2 поз.8) 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. Они 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 топливные баки, для прохода лент-расчалок сделаны овальные отверстия с отбортовкой. В местах взаимного пересечения лент-расчалок они соединены кожаными накладками, склепанными между собой заклепками.

Законцовка крыла

Законцовка крыла (рис.3.2 поз.11) собрана из легкого дюралюминиевого 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 дюралюминия Д16АТ толщиной 1,2 мм с отверстиями для облегчения, отбортованными для жесткости. Лонжероны законцовки прикрепаны к лонжеронам крыла внахлестку.

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

Обшивка законцовки металлическая толщиной 0,8—1 мм прикрепана 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.

Узлы крепления крыла к фюзеляжу

Стыковые узлы верхнего крыла с фюзеляжем (см. рис. 3.4) изготовлены из стали 30ХГСА. Крепятся узлы к полкам лонжеронов стальными болтами диаметром 6—8 мм.

Каждый из узлов выполнен 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 шаровые обоймы. Вкладыши и шаровые обоймы выполнены из стали 45. Такая конструкция стыковых узлов обеспечивает несложную стыковку 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 (см.рис.3.2 поз.2) 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. Узлы крепятся к полкам лонжеронов крыла стальными болтами. В ушках узлов монтируются серьги для крепления несущих лент-расчалок. К узлам приварены ушки с шаровыми шарнирами для крепления бипланной стойки. Места установки узлов подкреплены усиливающими накладками.

Узлы крепления предкрылка к крылу

Предкрылок крепится к отъемной части верхнего крыла на шести узлах (рис. 3.8). На усиленных носках нервюр № 3, 8, 13, 16, 21 и 26 и вклепанных в лобовом отсеке диафрагмах установлены штампованные из материала АК6 кронштейны 4 с двумя ребрами, образующие ушки для крепления качалки 3. Кронштейны крепятся к носку и диафрагме болтами.

Между ребрами на шарнирном болте вращается штампованная качалка подвески предкрылка, выполненная из материала АК6. Второй конец качалки входит в ушки стального кронштейна 2, укрепленного на предкрылке.

В отверстие обоих концов качалки запрессовано по два радиальных двухрядных сферических шарикоподшипника, обеспечивающих свободное без заедания автоматическое открытие предкрылка на углах атаки близких к критическим.

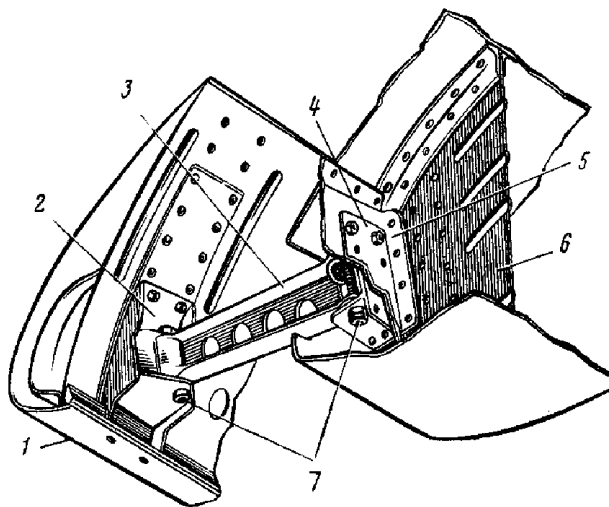


Рис.3. 8. Узел крепления предкрылка к крылу:

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

На качалке, установленной на носке нервюры № 13, крепится резиновый шнуровой амортизатор (рис.3.2. поз.7) 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.

Узлы подвески элеронов и закрылков

Узлы подвески элеронов и закрылков (рис. 3.9) представляют собой кронштейны 8 криволинейной формы, изготовленные из двух штампованных щек 5 из листового дюралюминия 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 7, которые к полкам лонжеронов крепятся болтами.

Для крепления элеронов и закрылков на концах кронштейнов между щеками крепится на болтах вилка 3 из материала АК6, в которую вставляется кронштейн элерона или закрылка. Кронштейн крепится шарнирным болтом 4, являющимся осью вращения.

Узлы крепления ходовых (передаточных) качалок управления закрылком и элероном монтируются на кронштейнах заднего лонжерона между нервюрами № 1 и 2, 6 и 7, 10 и 11, 14 и 15, 17 и 18 (рис.3.2. узлы А, Б).

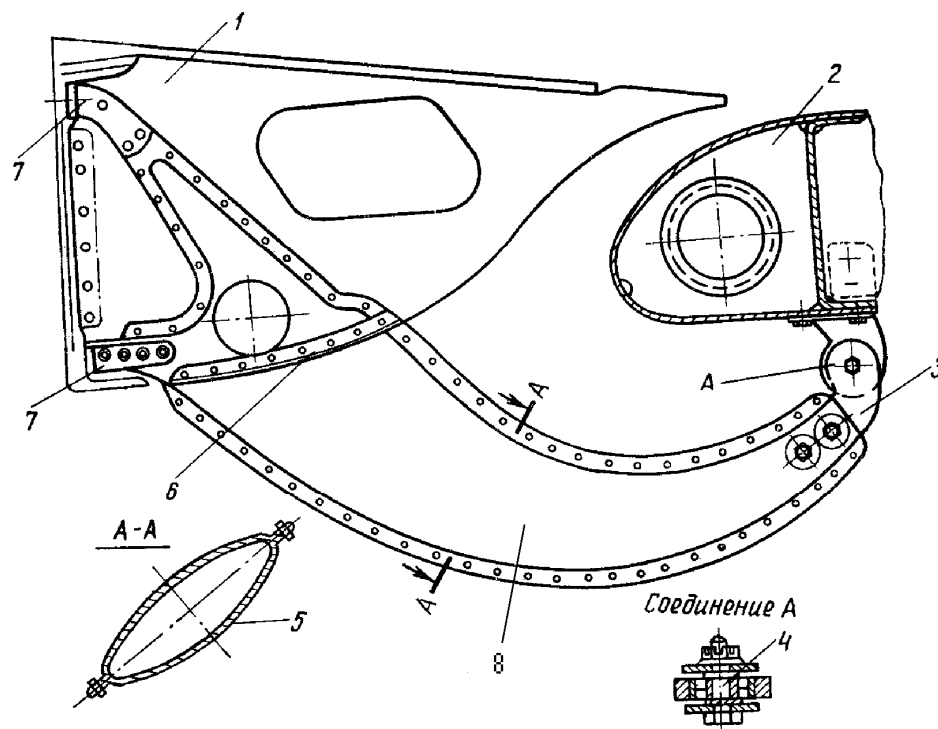


Рис. 3.9. Узел подвески элеронов и закрылков:
1— хвостик нервюры; 2— элерон (закрылок); 3— вилка; 4— шарнирный болт; 5— щека; 6— уголок; 7— уголки крепления к лонжерону; 8— кронштейн

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 впотаи заклепками диаметром 2,6 мм.

Хвостовая металлическая обшивка (рис.3.2. поз.17) расположена на нижней поверхности хвостовой части крыла, придавая определенную форму щели между крылом и органами управления (закрылком и элероном). Обшивка приклепывается к нижней полке заднего лонжерона, к бортам хвостиков нервюр. Задний край обшивки заходит под обод крыла.

В местах крепления бипланной стойки снизу к каркасу крыла для усиления приклепан лист металлической обшивки, который называется «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 закрылком и элероном у нервюр № 7 и 18 в хвостовой обшивке окантованы дюралюминиевыми накладками.

Обод крыла. Задняя кромка крыла имеет обод (рис.3.2. поз.25), который представляет собой дюралюминиевый лист толщиной 0,8 мм загнутый по форме хвостиков нервюр.

Обод приклепан к хвосту каждой нервюры 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 дюралюминиевой окантовки толщиной 0,6 мм, крышки с петель, языка и пружины рессорного типа толщиной 0,6 мм. К окантовке лючка приклепаны стальная защелка с пружиной 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 пальцем 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 при нажатии на его крышку.

Крышки топливных люков

На отъемной части верхнего крыла установлены три крышки топливных люков, имеющих кривизну по контуру крыла.

Крышки люков 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 дюралюминия толщиной 0,8 мм, приклепанными впопых к листам. В местах прохода дренажных трубок топливной системы продольные профили жесткости вырезаны и компенсированы поперечным профилем в форме желоба, изготовленного из дюралюминия толщиной 1 мм.

В местах установки датчиков топливомеров, а также у заливных горловин поставлены лючки на пружинных замках. Крышки топливных люков крепятся к каркасу крыла болтами и анкерными гайками.

Болты, крепящие крышки люков к крылу, обеспечивают их полное прилегание. При этом создается необходимый аэродинамический профиль крыла. Кроме того, крышки топливных баков включаются в силовую схему крыла, воспринимая действующие на него нагрузки.

При техническом обслуживании планера и при каждом предполетном осмотре самолета экипажем необходимо обращать особое внимание на крепление крышек люков к каркасу крыла. При хождении по переднему лонжерону крыла во время заправки самолета топливом от топливозаправщика или при проверке наличия топлива в баках через заливные горловины становиться ногами на крышки топливных люков запрещается.

Полотняная обшивка крыла

Полотняная обшивка верхнего крыла выполнена из материала АМ-93. Обшивка сшита из полотнищ шириной 1350 мм и натянута на каркас крыла «чулком» так, чтобы основа ткани и швы были параллельны нервюрам. По законцовке и задней кромке обшивка сшивается вручную нитками. Перед обтяжкой все острые кромки каркаса крыла оклеиваются полотняными лентами во избежание протирания обшивки, а затем покрывается грунтом.

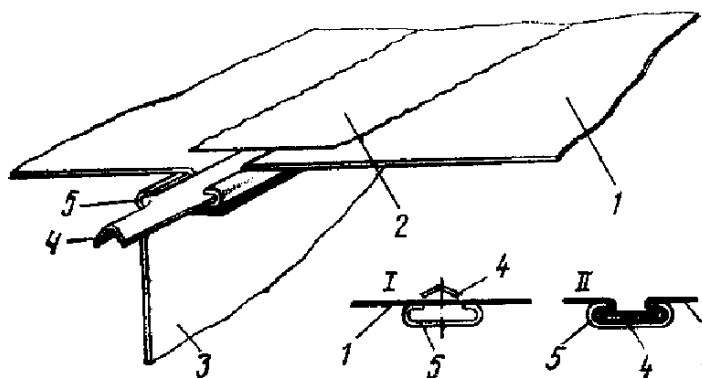


Рис. 3.10. Заделка полотна на нервюрах:

I — до заделки полотна; II — после заделки полотна

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

К лобовой и хвостовой металлической обшивке полотно приклеивается нитроклеем АК-20. К нервюрам полотно крепится при помощи специальных профилей 2НФ и лент ЗНФ (рис. 3.10). Такое крепление полотна имеет следующие преимущества по сравнению с простой пришивкой его 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 ЗНФ 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. Вырезы под лючки и отверстия оклеены также зубчатыми лентами и полотняными шайбами.

У каждой нервюры в месте выхода ее к заднему лонжерону справа сделаны дренажные отверстия, оклеенные целлулоидными шайбами. Снаружи обшивка покрыта эмалью с применением в качестве промежуточного слоя лака.

Натяжение полотна проверяется тензометром ТП. В случае отсутствия тензометра натяжение полотна в условиях эксплуатации можно проверить и при помощи груза весом 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 в зоне воздействия на крыло потока от воздушного винта на верхнем крыле снизу по нервюрам № 1, 2, 3, 4, 5 в местах крепления наклеивается полотно АМ-93 вместо перкали. Кроме того, по заднему лонжерону верхнего крыла снизу между нервюрами № 1—5 приклеена лента из полотна АМ-93

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 при больших углах атаки крыла, т. е. на малых скоростях полета.

На рис. 3.11 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.

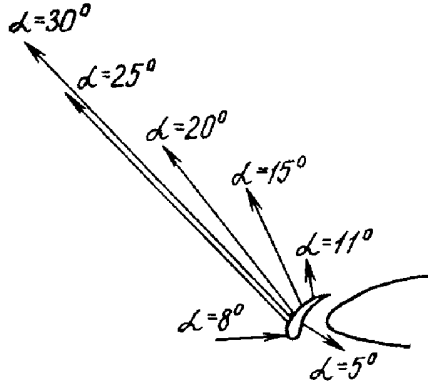


Рис. 3.11 Действие сил на предкрылок при различных углах атаки

Предкрылок представляет собой небольшое крылышко, расположенное перед носком крыла (рис. 3.12).

На каждой консоли верхнего крыла установлено по два предкрылка, соединенных между собой и тандером с муфтой. Каждый из предкрылков крепится к крылу в трех точках. Размах предкрылка 3850 мм. Хорда предкрылка составляет 15% хорды крыла. Предкрылок состоит из восьми нервюр, камеры, верхней и нижней обшивки и трех узлов подвески.

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 дюралюминия толщиной 0,6—0,8 мм, своими бортами приклепываются к верхней и нижней обшивкам. В контуре нервюр сделана глубокая подсечка с бортом по форме камеры предкрылка.

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

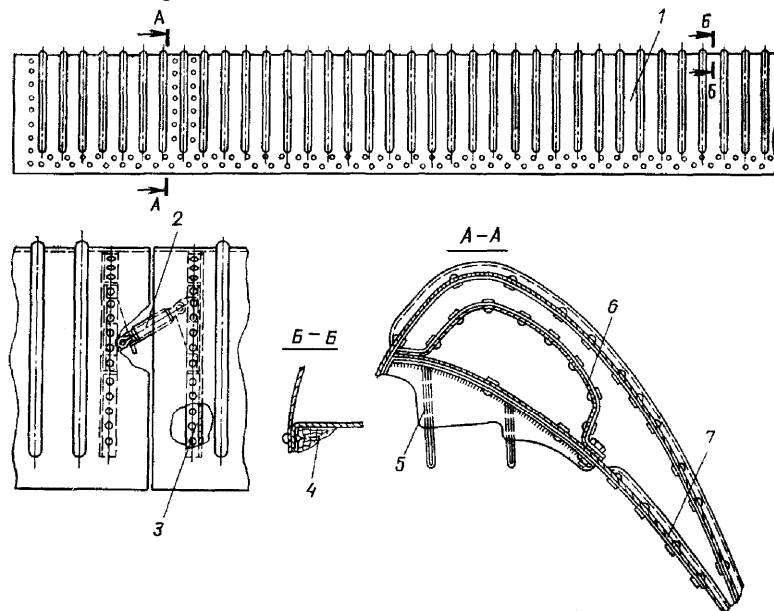


Рис. 3.12. Предкрылок:

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

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

Обшивка предкрылка. Верхняя обшивка предкрылка изготовлена из листового дюралюминия 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 нервюры.

Нижняя обшивка, изготовленная из дюралюминия 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.

Узлы предкрылка (рис. 3.8). Кронштейны подвески предкрылка сварные из листовой стали 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. Кронштейны крепятся к предкрылку на нервюрах заклепками и болтами.

Щелевой закрылок. На верхнем крыле щелевой закрылок устанавливается на участке от нервюры № 1 до нервюры № 12. Щелевой закрылок служит для увеличения кривизны профиля. При отклонении его вниз открывается щель для прохода потока воздуха. При отклонении закрылка происходит увеличение коэффициента подъемной силы C_y , что позволяет снизить посадочную скорость и скорость отрыва самолета.

Длина закрылка верхнего крыла 3215 мм. Длина хорды 600 мм (25% хорды верхнего крыла). Закрылок состоит из каркаса, узлов крепления и полотняной обшивки. Каркас закрылка (рис. 3.13) состоит из лонжерона 6, 13 нервюры, металлической обшивки и обода 3.

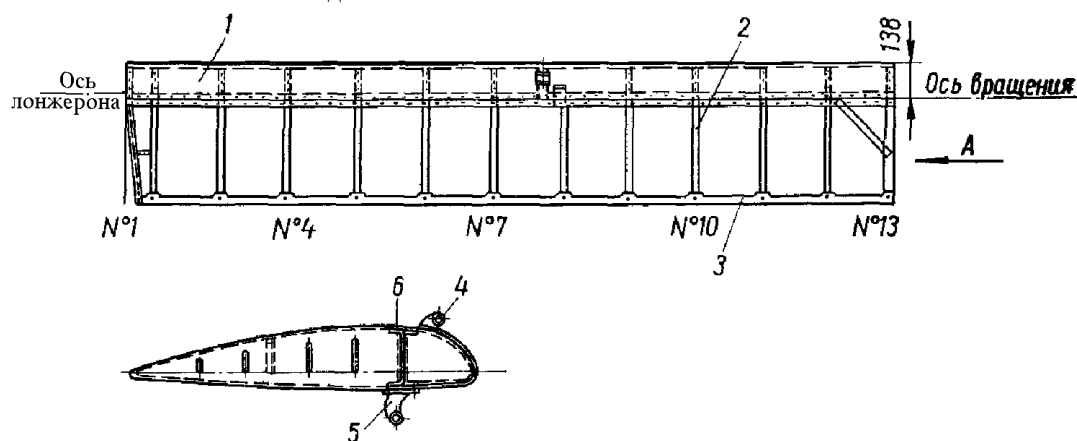


Рис. 3.13. Каркас закрылка верхнего крыла:

1— металлическая обшивка; 2— нервюры; 3— обод; 4— кронштейн крепления тяги управления; 5— кронштейн подвески; 6— лонжерон

Лонжерон закрылка, штампованный из листового дюралюминия 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 нервюры, штампованные из листового дюралюминия толщиной 0,6 мм, с отверстиями для облегчения, своими бортами приклепаны к лонжерону и обшивке. У кронштейнов узлов крепления поставлены усиленные носки, изготовленные из дюралюминия толщиной 1,5 мм.

Хвостовые части нервюры подобны между собой. Они отштампованы из листового дюралюминия толщиной 0,6 мм с бортами, к которым приклепаны профили 2НФ для крепления полотна. В хвостовой части профили подсечены, входят в обод закрылка и склепываются с ним. Между концами профилей прокладываются текстолитовые бобышки.

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

Хвостовые части нервюры 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 дюралюминия толщиной 0,6 мм, приклепывается к носкам нервюры и к полкам лонжерона, имеет у нервюры № 8 стык внахлестку. В месте стыка сделано углубление под тягу управления закрылком.

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

Узлы крепления закрылка к крылу крепятся на нижней полке лонжерона у нервюры № 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 дюралюминия Д16Т с треугольным основанием на нервюрах № 4 и 12 и прямоугольным — на нервюре № 8.

В ушках кронштейнов сделаны отверстия с запрессованными двухрядными шариковыми подшипниками, обеспечивающими свободное отклонение закрылков.

На верхней поверхности металлической обшивки на двух усиленных носках расположен кронштейн крепления тяги управления закрылком. 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.

Полотняная обшивка закрылка выполнена аналогично крылу. В обшивке сделаны дренажные отверстия с вклеенными целлулоидными шайбами.

Щелевой элерон – закрылок устанавливается на консольной части верхнего крыла на участке от закрылка (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 крепления, балансировочного груза, полотняной обшивки и триммера на левом элероне.

Каркас элерона. Каркас элерона (рис. 3.14) состоит из лонжерона, 16 нервюр, металлической обшивки и обода.

Конструкция элерона аналогична конструкции закрылка. Лонжерон — швеллерного сечения, изготовлен из листового дюралюминия Д16АТ толщиной 1,5 мм и состоит из четырех частей, состыкованных накладками.

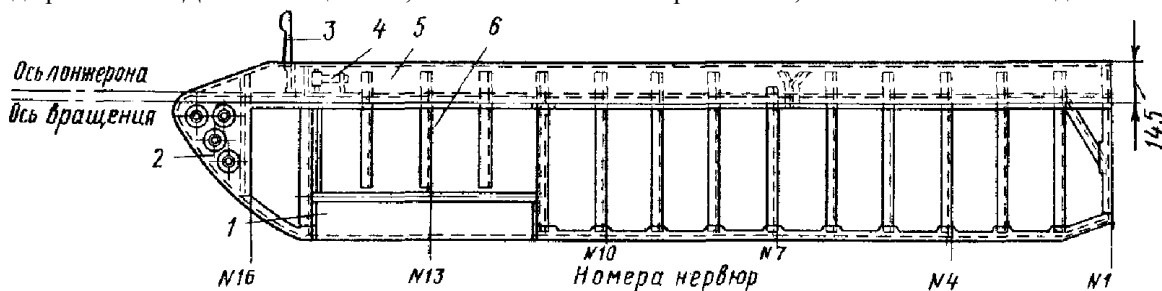


Рис.3.14. Каркас элерона (левого):

1— триммер; 2— законцовка; 3— балансировочный груз; 4— электромеханизм УТ-6Д; 5— металлическая обшивка; 6— нервюра

Узлы крепления 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.

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 дюралюминия Д16АТ толщиной 1 мм.

Во втулку кронштейна вставляется и контрится болтом рычаг для крепления груза. Этот груз при нейтральном положении элерона вписывается в контур профиля крыла. Груз отлит 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 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, малкованными по контуру профиля. К лонжерону приклепаны петли для крепления триммера к элерону при помощи шомпола, который является и осью вращения триммера.

Обшивка триммера, изготовленная из дюралюминия толщиной 0,5 мм, приклепана к нервюрам и лонжерону.

*Весовая балансировка элеронов на самолете Ан-2 составляет 100%. Это значит, что центр тяжести элеронов совмещен с осью их вращения. В результате, при изгибных колебаниях крыла исключается отклонение элеронов под действием инерционных сил.

** Осевая аэродинамическая компенсация предназначена для снижения нагрузок, необходимых для отклонения элерона. Как следствие снижается усилие, которое летчик должен приложить к штурвалу. Снижение нагрузок происходит за счет того, что ось поворота элерона смещена к точке приложения суммарной аэродинамической силы, действующей на элерон. Это означает, что часть площади элерона находится впереди оси его вращения, часть — за. Аэродинамическая компенсация 21,7% означает, что 21,7% площади элерона расположено впереди оси его вращения. Передняя и хвостовая части элерона дают противоположные моменты относительно оси его вращения. В результате элерон может быть отклонен меньшим усилием.

Нервюры расположены одна от другой на расстоянии 200 мм и изготовлены из дюралюминия 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. Место установки кронштейна усилено коробочкой.

Механизм управления триммером УТ-6Д укреплен в передней части элерона в двух точках; одна из них — усиленный носок с вклепанным в него вкладышем, через который проходит болт крепления механизма УТ-6Д, 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. Она имеет дренажные отверстия у хвостика каждой нервюры с вклеенными целлулоидными шайбами.

3. 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 установлен щелевой закрылок, состоящий из двух частей: корневого и концевой закрылков.

В отсеке между нервюрами № 14 и 15 правой и левой отъемной части нижнего крыла установлены посадочные фары ФС-155. В левой отъемной части крыла, между нервюрами № 16 и 17, установлена рулежная фара ФР-100. Фары закрыты лючками. Лючки фар выполнены как откидные крышки, имеющие форму носка крыла. Лючки крепятся к крылу двумя пружинными замками типа «Дзус» и состоят из двух дюралюминиевых окантовок, между которыми установлен лист из оргстекла. Между окантовками и стеклом проложена резиновая прокладка.

Каркас нижнего крыла (рис. 3.15) по своей конструкции аналогичен верхнему крылу и состоит из двух лонжеронов, 18 нервюр, из которых шесть усилены, пять 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.

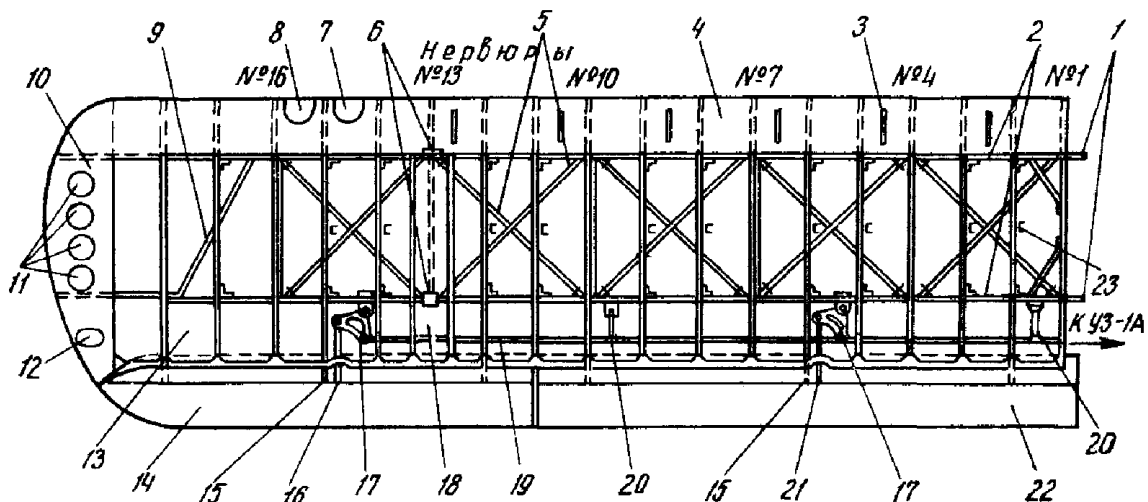


Рис. 3.15. Схема каркаса левой отъемной части нижнего крыла:

1— узлы крепления 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— рулежная фара; 9— дюралюминиевая лента-расчалка; 10— законцовка крыла; 11— отверстия для облегчения; 12— отверстие для монтажа и демонтажа жестких тяг управления закрылками; 13— дюралюминиевая обшивка хвостовой части крыла; 14— концевой закрылок; 15— кронштейны и подвески закрылков к крылу; 16— тяга управления концевым закрылком; 17— трехплечая качалка; 18— подстоечный дюралюминиевый 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.

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 ЗОХГСА швартовочный

узел. Узлы соединения нижнего крыла с фюзеляжем показаны на рис. 3.16. Крепление обшивки нижнего крыла аналогично креплению обшивки верхнего крыла.

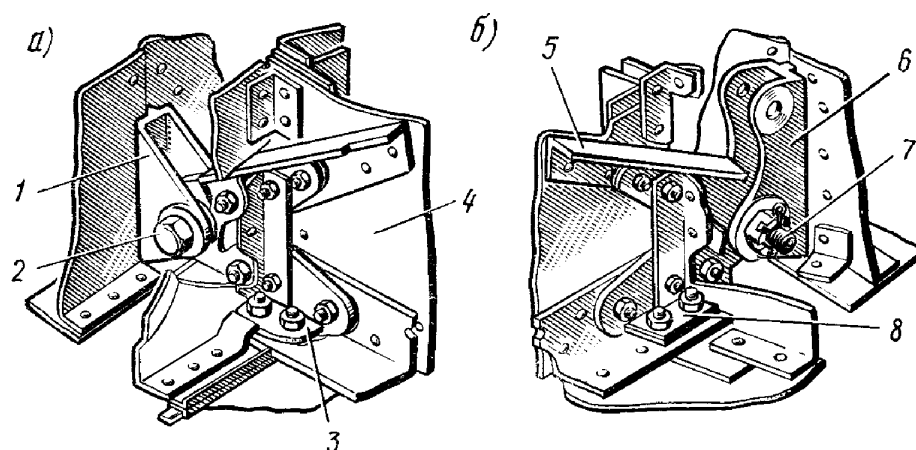


Рис. 3.16. Стыковые узлы соединения нижнего крыла с фюзеляжем:

а — передний узел:

1— узел фюзеляжа; 2— болт стыковки; 3— узел крыла; 4— передний лонжерон крыла;

б — задний узел:

5— задний лонжерон; 6— узел фюзеляжа (крепление крыла и ленты-расчалки); 7— болт стыковки; 8— узел крыла

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

Щелевые закрылки нижнего крыла также аналогичны по своей конструкции закрылкам верхнего крыла. В корневом закрылке 11 нервюр, в концевом — девять. Аэродинамическая компенсация закрылков 23%. Отклонение закрылков крыла синхронное.

4. БИПЛАННАЯ СТОЙКА

Бипланная стойка (рис. 3.17), являясь силовым 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 5, изготовленных из листового дюралюминия Д16АТ толщиной 2,5 мм, и имеет каплевидное сечение. Торцовые обрезы стойки имеют форму контура профиля нижней части верхнего крыла и верхней части нижнего крыла и закрыты штампованными донышками 3 швеллерного сечения, изготовленными из листового дюралюминия толщиной 2 мм с отбортованными отверстиями для облегчения и создания жесткости.

Донышки крепятся к боковинам заклепками и болтами. Болты ставятся для крепления резиновых прокладок 4, заполняющих щель между обрезом стойки и поверхностью крыльев.

Внутренний набор стойки в верхней и нижней ее части служит для придания необходимой ей жесткости. В расширенной части стойки внизу и вверху поставлены дополнительные горизонтальные профили 6. По оси бипланной стойки для придания ей жесткости между боковинами вклепаны профили швеллерного сечения толщиной 2 мм и длиной 300 мм каждый.

Стойка крепится к крыльям двумя передними и двумя задними узлами; передние узлы неподвижны, задние — снабжены регулируемыми вильчатыми болтами 7. Передние узлы изготовлены из листовой стали толщиной 2,5 мм, 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 и выполнены 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 ушковый болт; между ушками вставляется гайка. При вращении гайки болт перемещается вдоль своей оси в пределах длины резьбовой части. Узлы закрываются обтекателями 8 из дюралюминия 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».

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

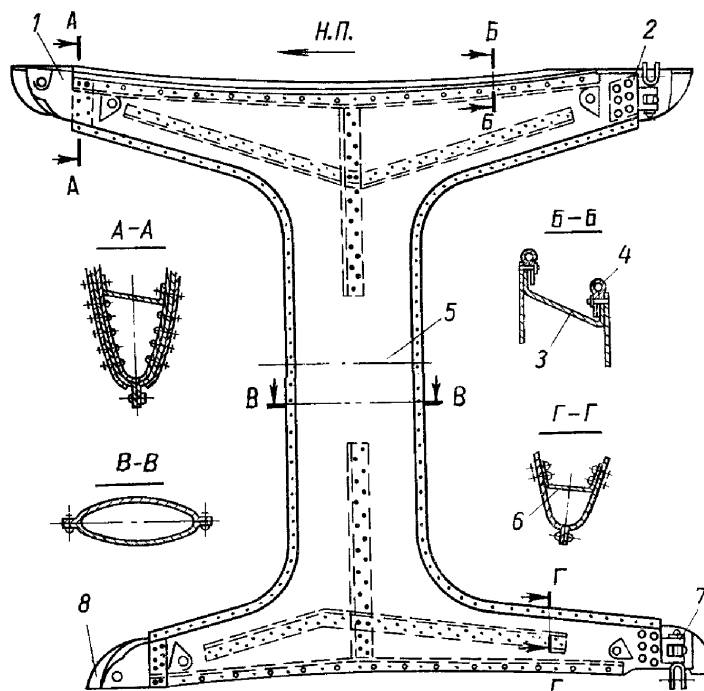


Рис.3.17. Бипланная стойка:

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

5. ЛЕНТЫ-РАСЧАЛКИ КОРОБКИ КРЫЛЬЕВ

Для создания жесткости бипланной коробки в каждой полукоробке крыльев имеется пять лент-расчалок; две поддерживающие и три несущие (рис.3.1. поз.6,7,8).

Передние несущие и поддерживающие ленты сдвоены. Несущие ленты-расчалки работают в полете на растяжение под действием суммарных усилий: нагрузки от подъемной силы верхнего крыла и нагрузки от подъемной силы нижнего крыла, передающихся по бипланной стойке на узлы крепления лент. Несущие ленты-расчалки № 14 имеют длину 4320 мм; поддерживающие ленты-расчалки № 11 — длину 4030 мм.

Поддерживающие ленты-расчалки 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 узлу на нижней полке переднего лонжерона верхнего крыла у нервюры № 16 через карданное сочленение и промежуточную серьгу.

Задняя несущая лента-расчалка крепится в нижней части коробки к серьге кардана, установленного в верхних ушках узла фюзеляжа (см. рис. 3.16, б поз.6) на заднем лонжероне центроплана, и в верхней части — к 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 на нервюре № 1 и в нижней части — к узлу на переднем лонжероне нижнего крыла у нервюры № 13.

Ленты-расчалки соединены между собой лентодержателем (рис.3.1.поз.13), представляющим собой дюралюминиевую трубу с деревянными вкладышами.

6. ЗАЛИЗЫ

Стыки верхнего крыла с фюзеляжем закрыты легкоъемными зализками, штампованными из дюралюминиевого листа и подкрепленными профилями жесткости. 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 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 пружиной.

Для облегчения доступа к штуцеру амортизационной стойки шасси откидная часть зализа крепится замками типа «Дзус».

7. РАБОТА КОРОБКИ КРЫЛЬЕВ

По силовой схеме каждая полукоробка крыльев представляет собой пространственную ферму (рис. 3.18), состоящую из верхнего и нижнего крыльев, бипланной стойки и лент-расчалок, поддерживающих и несущих. Для понятия о характере работы элементов коробки условно разбиваем пространственную ферму на четыре плоские фермы: две вертикальные — переднюю $ABCD$, заднюю $A_1B_1C_1D_1$ и две горизонтальные — верхнюю ABB_1A_1 и нижнюю DCC_1D_1 .

Передняя вертикальная ферма состоит из передних лонжеронов, верхнего и нижнего крыльев, бипланной стойки и лент-расчалок. Задняя ферма состоит из таких же элементов, как и передняя.

Верхняя и нижняя горизонтальные фермы (крылья) состоят из переднего и заднего лонжеронов, усиленных нервюр и внутрикрыльевых лент-расчалок.

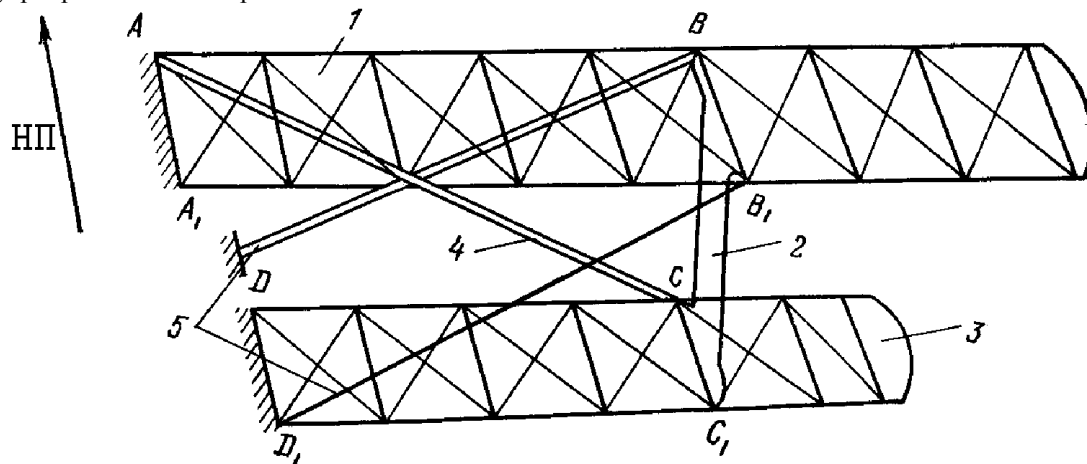


Рис. 3.18. Силевая схема коробки крыльев:

1 — верхнее крыло; 2 — бипланная стойка; 3 — нижнее крыло;
4 — поддерживающие ленты-расчалки; 5 — несущие ленты-расчалки

Работа вертикальных ферм

Рассмотрим работу передней вертикальной фермы при воздействии на крылья аэродинамической подъемной силы (рис. 3.19).

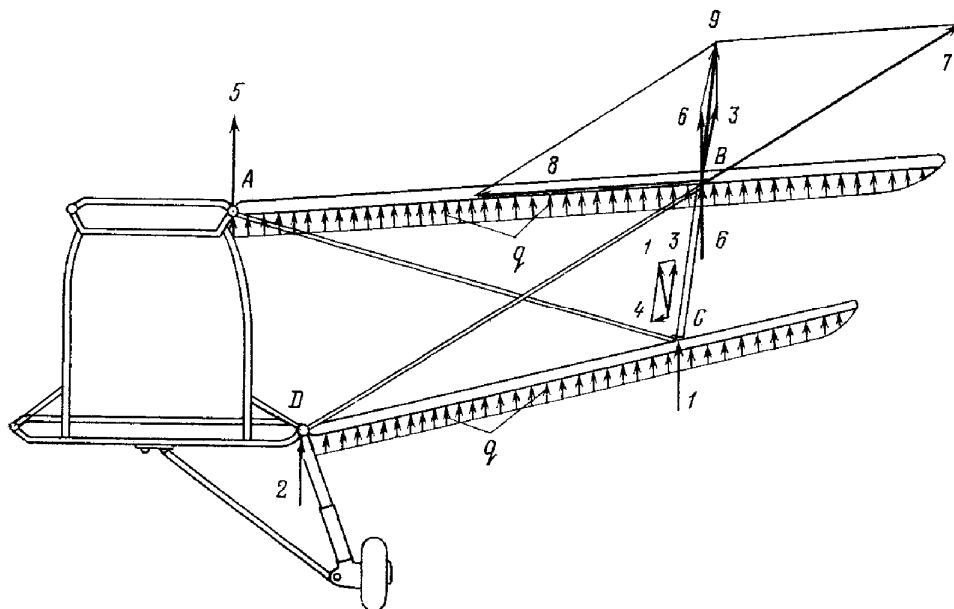


Рис. 3.19. Схема сил, действующих на вертикальную ферму

Согласно расчету самолета Ан-2 точка приложения равнодействующей аэродинамических сил лежит на 25% хорды крыла. Из рассмотрения аэродинамических сил видно, что будут работать не только верхний и нижний лонжероны, но также бипланная стойка (BC) и несущие ленты расчалки. Предположим, что верхний и нижний лонжероны представляют собой балки, лежащие на двух опорах и нагруженные по всей своей длине погонной аэродинамической нагрузкой q . Под действием этой нагрузки балка прогнется и примет форму, указанную на рис. 3.20 (пунктирная линия). Наибольший изгибающий момент будет в середине между опорами в сечении I — I, а для консольной части — в сечении II — II.

Прогибаясь, лонжерон будет одновременно опираться на опоры, причем сумма сил в опорах должна быть равна общей нагрузке на лонжерон.

Обозначим силы, действующие на нижний лонжерон (см. рис. 3.19), цифрами 1 и 2, а на верхней — 5 и 6.

Если бипланная стойка (BC) была бы перпендикулярна к лонжерону, нижнего крыла, то сила 1 полностью бы передавалась в точку В и не оказала на лонжерон никакого влияния. В этом случае лонжерон нижнего крыла работал бы только на изгиб под действием равномерно распределенной нагрузки по размаху.

Так как стойка BC имеет наклон, то нужно силу 1 разложить по правилу параллелограмма на два направления — по лонжерону и стойке (BC). Следовательно, лонжерон нижнего крыла будет работать не только на изгиб, но и на сжатие на участке CD силой 4; стойка же будет сжата силой 3, несколько большей, чем сила 1. Передаваясь по стойке BC, сила 3 в точке В складывается с силой 6. Таким образом, в точке В будет действовать суммарная сила 9. Эта сила будет стремиться изогнуть лонжерон верхнего крыла, но изгибу препятствуют передние несущие ленты-расчалки (парные). Разложив силу 9 по лонжерону и передним несущим лентам-расчалкам, получим силы 7 и 8. Сила 7 растягивает передние ленты-расчалки, а сила 8 сжимает лонжерон верхнего крыла. Таким образом, лонжерон верхнего крыла на участке АВ будет не только изогнут, но и сжат, а консольная часть лонжерона будет изгибаться (рис. 3.20).

Характер работы задней фермы коробки крыльев аналогичен передней.



Рис. 3.20. Деформация лонжерона верхнего крыла при наличии подъемной силы:

A — опора в месте стыковки крыла с фюзеляжем; B — опора в месте крепления бипланной стойки; I—I — сечение лонжерона АВ с наибольшим изгибающим моментом; II—II — сечение в опоре В

Работа горизонтальной фермы

Если вертикальная ферма коробки работает от усилий, вызываемых подъемными силами (перпендикулярно плоскости крыла), то горизонтальная ферма крыла (рис. 3.21) работает от сил лобового сопротивления, расположенных в плоскости крыла. Эти силы достигают наибольшей величины при пикировании самолета.

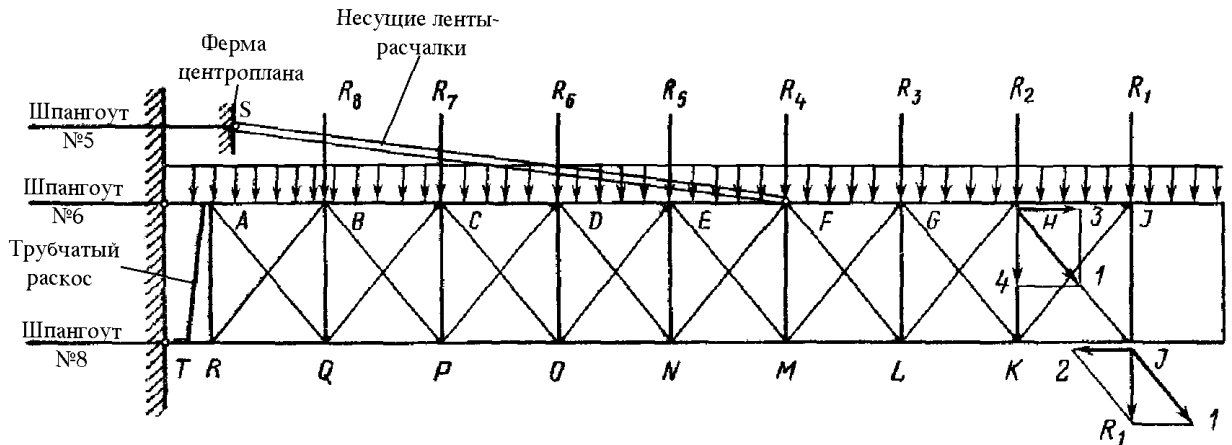


Рис. 3.21. Схема сил, действующих на горизонтальную ферму

Если разложить силы таким же образом, как при работе вертикальной фермы, то получим результаты, сведенные в табл. 1.

Если бы отсутствовали несущие ленты-расчалки SF то элементы первого отсека верхнего крыла были бы нагружены значительно больше, чем пятого, и т. д. Часть усилия сжатия, которое действует на корневую нервюру AR, воспринимает на себя стальная трубчатая распорка AT, установленная между узлами переднего и заднего лонжеронов у нервюры № 1 (AR).

Для разгрузки элементов горизонтальной фермы, прилегающих к фюзеляжу, установлены несущие ленты-расчалки (передние, парные) SF и передний лонжерон на участке AP будет меньше нагружен на растяжение. Участок MR заднего лонжерона также будет значительно разгружен от работы на сжатие. Ленты-расчалки SF будут работать на растяжение.

Таблица 1

Наименование элемента	Обозначения на рис. 3.21	Характер нагружения
Задний лонжерон	RI	Сжат
Передний лонжерон	AF	Растянут
Усиленные нервюры	AR, BQ, CP, DO, EN, EM, GL, HK, IF	Сжаты
Ленты-расчалки (лобовые)	AQ, BP, CO, DN, EM, FL, GK, HF	Растянуты
Ленты-расчалки (обратные) инерционные	BR, CQ, DP, EO, FN, GM, HL, IK	Не работают
Несущие ленты-расчалки	SF	Растянуты

Работа коробки крыльев от совместного действия подъемных сил и сил лобового сопротивления

Выше рассматривалась работа вертикальной и горизонтальной ферм отдельно. Фактически же на коробку в полете действуют одновременно подъемные (нормальные) и лобовые (тангенциальные) силы, а следовательно, нагрузки на ее элементы действуют одновременно.

Для вертикальной и горизонтальной ферм общими элементами являются лонжероны крыльев, которые и подвергаются совместным нагрузкам от нормальных и тангенциальных сил. Задняя вертикальная ферма работает от подъемных (нормальных) сил так же, как и передняя, вследствие чего характер работы лонжеронов будет аналогичен работе лонжеронов передней фермы. Учитывая совместное действие лобовых и подъемных сил, можно определить характер работы элементов коробки крыльев. Эти результаты сведены в табл. 2

Таблица 2

Наименование элемента	Нагружение от подъемных сил (нормальных)	Нагружение от сил лобового сопротивления
Передний лонжерон верхнего крыла	Изогнут и сжат	Растянут
Задний лонжерон верхнего крыла	Изогнут и сжат	Сжат
Передний лонжерон нижнего крыла	Изогнут и сжат	Растянут
Задний лонжерон нижнего крыла	Изогнут и сжат	Сжат

Из таблицы видно, что задние лонжероны крыльев находятся в наиболее трудных условиях потому, что они изогнуты и сжаты, причем сжатие задних лонжеронов происходит как от действия подъемных сил, так и от сил лобового сопротивления.

8. КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Перечислите основные составные части коробки крыльев.
2. Составные части каркаса отъемной части крыла (ОЧК) и их назначение.
3. Конструкция поперечного набора верхней ОЧК. Соединение полотняной обшивки с каркасом ОЧК.
4. Конструкция лонжеронов верхней ОЧК. Как обеспечивается соединение лонжеронов с нервюрами?
5. Конструкция нервюр верхней ОЧК. Чем объяснить отличия в конструктивном исполнении различных нервюр?
6. Конструкция элерона, закрылка, предкрылка. Чем объяснить отличия в конструктивном исполнении закрылка и элерона?
7. Что называется аэродинамической, весовой компенсацией органов управления? Назначение и принцип работы триммера.
8. Как осуществляется крепление элерона, закрылка, предкрылка, триммера? В чем сходство и различие в конструкции узлов крепления, чем это объясняется?
9. Каково назначение бипланной стойки, лент-расчалок? Как осуществляется их крепление к верхнему и нижнему крыльям?
10. Какие конструктивные отличия имеются между верхним и нижним крыльями?
11. Как осуществляется крепление верхнего и нижнего крыльев к фюзеляжу самолета?

Глава 4. Оперение самолета Ан-2.

1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

Хвостовое оперение предназначено для обеспечения продольной и путевой устойчивости и управляемости самолета. На самолете Ан-2 применено однокилевое хвостовое оперение с высокорасположенным подкосным стабилизатором и килем, расположенным симметрично продольной оси самолета. Хвостовое оперение состоит из горизонтального и вертикального. К горизонтальному оперению относятся: стабилизатор с двумя штампованными подкосами и руль высоты с триммером. Вертикальное оперение состоит из киля и руля поворота с триммером.

2. ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Стабилизатор

Стабилизатор предназначен для обеспечения продольной устойчивости самолета. Он имеет прямоугольную форму в плане с закругленными краями и постоянный по размаху симметричный профиль, несколько сужающийся на участке законцовки. Крепление стабилизатора к фюзеляжу подкосное. Нагрузка со стабилизатора на фюзеляж передается на верхние узлы шпангоутов №23 и 25 и через подкосы на нижние узлы шпангоута №25. Передача нагрузки на верхние узлы шпангоутов №23 и 25 осуществляется через стыковые узлы и раскос стабилизатора. Стыковые узлы обеспечивают также крепление киля к стабилизатору.

Стабилизатор состоит из двух половин: левой и правой. Конструкция обеих половин стабилизатора аналогична. Каждая из половин стабилизатора состоит из каркаса и полотняной обшивки.

Каркас стабилизатора Каркас каждой половины стабилизатора (рис.4.1) включает в себя два лонжерона швеллерного сечения (поз.1,6), 13 нервюр*(поз.2), два креста лент-расчалок 3, металлическую обшивку, закрывающую носок стабилизатора 5, и законцовку 4.

Лонжероны стабилизатора швеллерного сечения состоят из верхней и нижней полок уголкового профиля и стенки с отбортованными отверстиями для облегчения и придания жесткости.

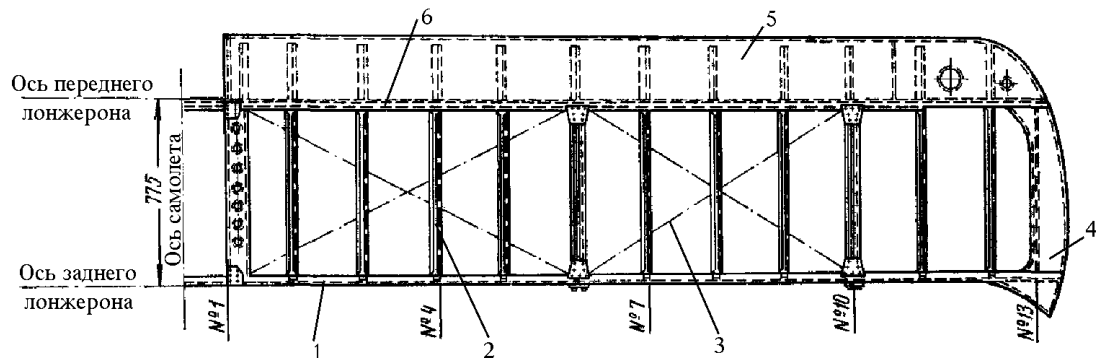


Рис. 4.1 Каркас половины стабилизатора:

1— задний лонжерон; 2— нервюра; 3— ленты-расчалки; 4— законцовка; 5— металлическая обшивка; 6— передний лонжерон

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

В концевой части каждого лонжерона к стенке и полкам приклепаны лонжероны законцовки швеллерного сечения из дюралюминия толщиной 0,8 мм, имеющий переменную высоту, соответственно профилю законцовки стабилизатора.

По заднему лонжерону стабилизатора у нервюр № 6 и 10 расположены кронштейны подвески руля высоты. Кронштейны изготовлены из стали 30ХГСА, установлены на верхней и нижней полках заднего лонжерона стабилизатора и крепятся к ним болтами. У нервюр № 1, 6 и 10 на переднем и заднем лонжеронах установлены штампованный из сплава АК6 стойки с ушками для крепления муфт лент-расчалок.

На нижних полках лонжеронов у нервюры №6 расположены узлы крепления подкосов стабилизатора. На переднем лонжероне узел выполнен в виде вилки и крепятся к лонжерону двумя болтами. Узлы на заднем лонжероне выполнены заодно с узлами, на которых крепятся качалки подвески руля высоты.

Стыковка половин стабилизатора осуществляется по лонжеронам через накладки.

* На самолетах до 60-й серии 11 нервюр

Нервюры делятся на усиленные и нормальные. Усиленными нервюрами являются № 1, 6 и 10, остальные — нормальными. Они состоят из носка и средней части. Средние части нормальных нервюр — штампованные из дюралюминия Д16АТ толщиной 0,6 мм с отбортованными отверстиями для облегчения и рифтами между ними для повышения жесткости. К верхним бортам нервюр прикреплены профили 2НФ для крепления полотна. Вертикальными бортами нервюры прикреплены к лонжеронам.

Средние части усиленных нервюр, в отличие от нормальных, изготовлены из листового дюралюминия толщиной 1 мм, к бортам которых прикреплены усиливающие профили из того же материала толщиной 1 мм. Усиленные нервюры к лонжеронам прикреплены накладками-кницами.

Носки нервюр — штампованные из дюралюминия толщиной 0,6 мм и прикреплены к переднему лонжерону. К бортам носков нервюр приклепана металлическая обшивка.

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

Законцовка стабилизатора выполнена из дюралюминиевых листов и состоит из двух частей: лобовой и междулонжеронной. Лобовая часть законцовки сварена из материала АМцП толщиной 0,8 мм с отверстием для облегчения. Междулонжеронная часть законцовки изготовлена из дюралюминия Д16АТ толщиной 0,8 мм и усилена двумя профилями-гнутиками.

Полотняная обшивка стабилизатора аналогична полотняной обшивке крыла. Стабилизатор обтянут полотном марки АМ-93. У нервюр по нижней поверхности имеются дренажные отверстия. Все машинные швы и места крепления полотна к нервюрам оклеены зубчатыми лентами.

Стыковые узлы стабилизатора обеспечивают соединение стабилизатора с фюзеляжем и кия со стабилизатором (рис. 4.2) 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.

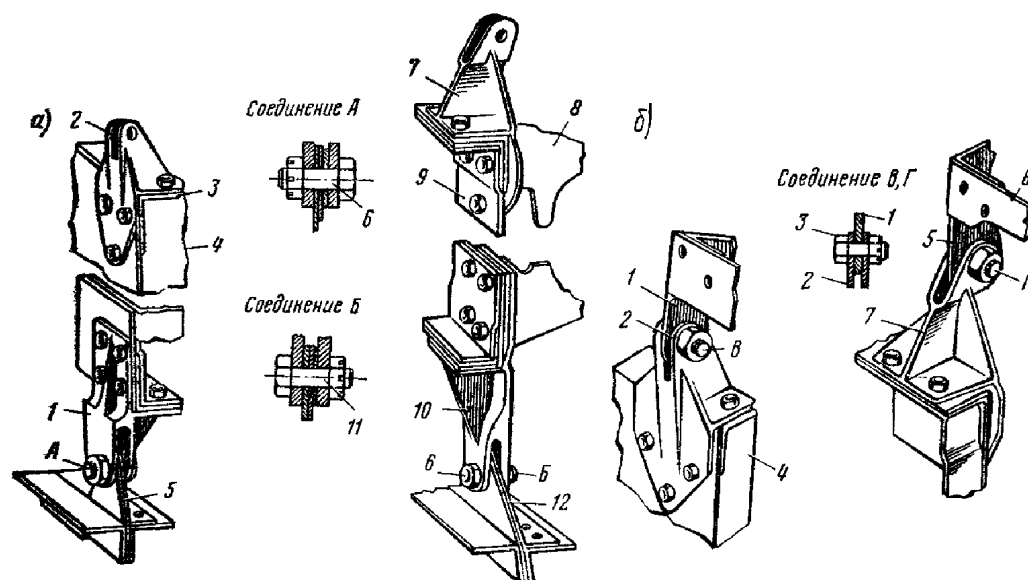


Рис. 4.2. Стыковые узлы стабилизатора с фюзеляжем и кия со стабилизатором:

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 — центральная опора руля высоты; 9 — усиливающая стойка; 10 — задний узел крепления стабилизатора к фюзеляжу; 11 — стыковой болт; 12 — узел на шпангоуте № 25 фюзеляжа;

б — узел 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

Узлы изготовлены из стали 30ХГСА и крепятся к полкам лонжеронов стабилизатора болтами диаметром 5 мм. В местах крепления узлов полки усилены стойками, выполненными из сплава АК6, которые также служат и для крепления лент-расчалок.

Геометрические размеры передних и задних стыковых узлов обеспечивают установку стабилизатора под отрицательным углом, равным 1°, к строительной горизонтали самолета.

Подкос стабилизатора

Подкос стабилизатора (рис.4.3) связывает консоль стабилизатора с фюзеляжем и работает на растяжение и сжатие, передавая нагрузку от аэродинамических сил горизонтального оперения на нижние узлы силового

шпангоута №25 фюзеляжа. Подкос Т-образной формы состоит из двух штампованных склепанных между собой боковин из материала Д16АТ. В местах крепления подкоса к стабилизатору между боковин вклепаны штампованные из сплава АК6 узлы (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 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 с контргайкой (узел А).

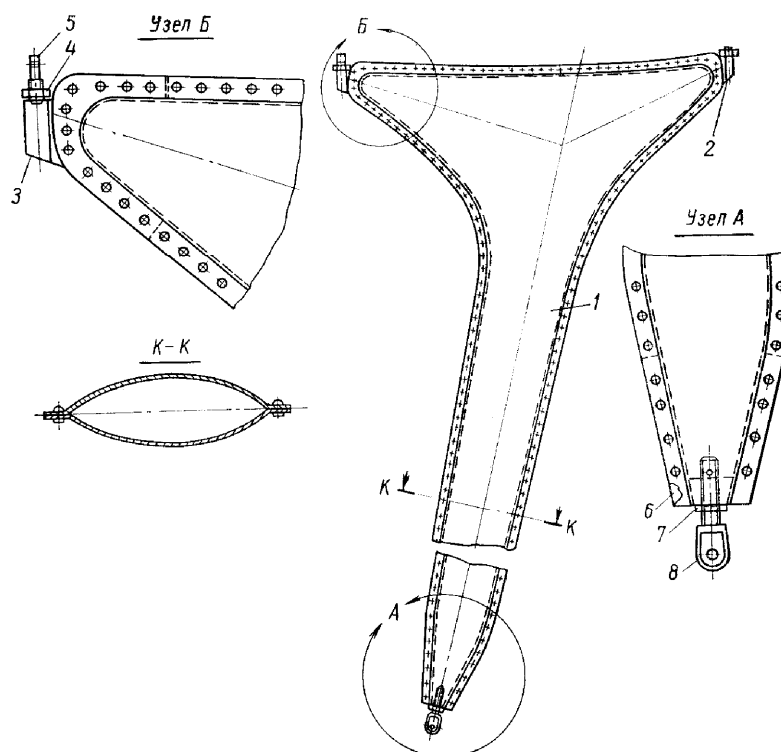


Рис. 4.3. Подкос стабилизатора:

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

Раскос стабилизатора

Раскос стабилизатора (рис. 4.4) связывает задний лонжерон стабилизатора с узлом, установленным на верхней части шпангоута № 23 и служит для подкрепления заднего лонжерона в месте установки центральной опоры руля высоты.



Рис. 4.4. Раскос стабилизатора:

1— проушина для крепления раскоса к шпангоуту №23; 2— проушины для крепления раскоса к заднему лонжерону стабилизатора

Раскос сварной конструкции представляет собой две сваренные под углом трубы из стали 30ХГСА. По вершинам раскоса пропилены пазы, в которые вварены штампованные проушины, изготовленные из стали 30ХГСА, служащие для крепления раскоса к шпангоуту № 23 фюзеляжа и к заднему лонжерону стабилизатора.

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 заднему лонжерону стабилизатора и на концах закругляется. На левой половине руля, по задней кромке, установлен триммер.

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

Каждая половина руля состоит из каркаса, полотняной обшивки, узлов подвески и грузов весовой балансировки

Каркас руля высоты (рис. 4.5) состоит из лонжерона, нервюр, обода и металлической обшивки.

Лонжерон — швеллерного сечения, постоянной высоты, изготовлены из дюралюминия Д16АТ толщиной 1,2 мм. В стенке лонжерона сделаны отверстия для облегчения с отбортовками и 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 дюралюминия Д16, между ребрами которых вставляются качалки подвески руля высоты.

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

У стыка обеих половин руля к лонжерону приклепана труба дюралюминия Д16АТ, усиленная профилем. На трубе приклепан фланец. Через фланцы осуществляется соединение обеих половин руля (рис.4.6,б). Между фланцами установлена качалка управления рулём. Во фланцах лонжеронов и в качалке имеются отверстия, через которые проходят четыре болта для соединения обеих половин руля между собой.

Нервюры. К лонжерону руля приклепаны 12 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 обод, соединяясь с ним при помощи текстолитовой бобышки.

Носки нервюр в месте установки кронштейнов управления сдвоены и создают 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.

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

Металлическая обшивка приклепана к носкам нервюр и лонжерону. На участке от нервюры № 1 до нервюры № 6 она выполнена из дюралюминия толщиной 0,8 мм и от нервюры № 6 до нервюры № 10 — из дюралюминия толщиной 0,6 мм. У кронштейнов подвески с двух сторон обшивка усилена кницами, соединяющими ее с бортом нервюры и с лонжероном.

Полотняная обшивка АМ-93 крепится к каркасу руля аналогично закрылку и элерону.

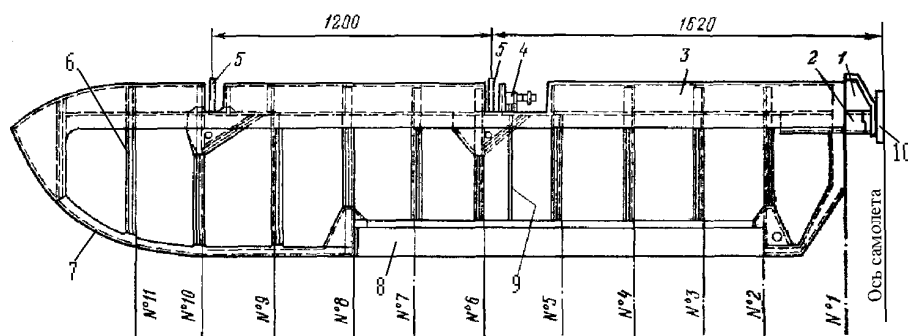


Рис. 4.5. Каркас руля высоты (левая половина):

1— центральный кронштейн стабилизатора; 2— дюралюминиевая труба; 3— металлическая обшивка; 4— электромеханизм управления триммером УТ-6Д; 5— кронштейн подвески руля высоты к стабилизатору; 6— нервюра; 7— обод; 8— триммер; 9— тяга управления триммером; 10— фланец

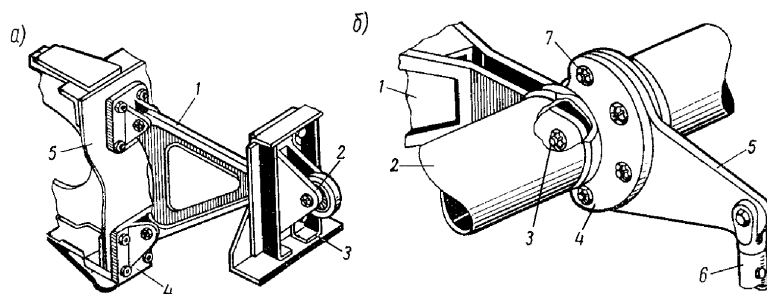


Рис. 4.6. Узлы подвески руля высоты:

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— одноплечая качалка руля 6— тяга управления руля высоты; 7— четыре болта соединения обеих половин руля

Узлы подвески руля высоты обеспечивают его шарнирное крепление к стабилизатору. Руль высоты подвешен на пяти узлах. По оси самолета установлена центральная опора руля (рис. 4.6, б); остальные четыре узла (рис. 4.6, а) установлены на нервюрах № 6 и 10 правой и левой половин стабилизатора.

Центральная опора (рис. 4.6, б) руля состоит из двух дюралюминиевых кронштейнов 1. Между кронштейнов расположена одноплечая качалка 5 управления рулем высоты. В качалке имеются два отверстия под шарикоподшипники и четыре отверстия для прохода болтов 7 крепления обеих половин руля между собой. Одно отверстие с двухрядным шарикоподшипником служит для установки болта 3 (ось вращения руля), во втором отверстии с шарикоподшипником устанавливается болт тяги управления рулем высоты 6.

Кронштейны на нервюрах № 6 и 10 (рис. 4.6, а) стабилизатора треугольной формы штампованы из сплава АК6. Два конца кронштейна прикреплены к лонжерону стабилизатора, в третий конец запрессован шарикоподшипник. Кронштейн своим удлиненным концом входит между ребрами кронштейнов, установленных на лонжероне руля, и соединяется с ним болтами. Для подхода к узлам снизу руля 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 приклепаны 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 сварном кронштейне, состоящем из двух пластин, между которыми вварена гайка с трубками. Кронштейны крепятся к носкам руля болтами. Балансировка осуществляется уменьшением длины регулировочного болта.

Триммер руля высоты

Триммер руля высоты установлен на левой половине руля между нервюрами № 2 и 8. Триммер состоит из лонжерона швеллерного сечения, нервюр и металлической обшивки. Крепится триммер на руле аналогично креплению триммера на элероне.

Управление триммером электродистанционное и осуществляется от электромеханизма УТ-БД. Электромеханизм установлен на лонжероне руля высоты, 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.

3. ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Киль

Киль предназначен для обеспечения путевой устойчивости самолета. Он имеет треугольную форму с закругленным верхним концом и состоит из дюралюминиевого каркаса, полотняной обшивки и узлов крепления.

Каркас кия (рис. 4.7) состоит из двух лонжеронов, семи нервюр, двух раскосов и металлической обшивки.

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

Лонжероны — швеллерного сечения, с загнутыми бортами, переменного сечения, сужающиеся кверху. В стенке лонжеронов сделаны отбортованные отверстия. В нижней торцевой части лонжеронов к стенке и к бортам крепятся заклепками узлы стыковки лонжеронов со стабилизатором.

К переднему лонжерону у нервюр № 1 и 2 крепятся антенны: связной радиостанции РСБ-5 и радиоконуса АРК-5. Для этого к лонжерону приклепан кронштейн из дюралюминия толщиной 1 мм.

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

Носки нервюр изготовлены из листового дюралюминия толщиной 0,8 мм, конструктивных отличий не имеют и отличаются друг от друга только размерами. Носки имеют отверстия с отбортовкой.

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

Носки, средние части и хвостики нервюр в местах крепления к лонжеронам имеют загнутые борта. Крепление их к лонжеронам по бортам осуществляется клепкой.

Нервюра № 7 кия является торцевой усиленной нервюрой. Носок изготовлен из дюралюминия толщиной 0,8 мм, имеет изогнутую форму и отбортованные отверстия, между которыми расположены поперечные рифты для жесткости.

Средняя часть нервюры № 7 изготовлена из материала Д16АТ толщиной 1,2 мм с отверстиями для облегчения и поперечными рифтами для жесткости. К бортам носка и средней части нервюры приклепаны анкерные гайки для крепления зализов оперения.

К хвостикам нервюр № 2 и 6 приклепаны узлы подвески руля направления. Хвостик нервюры № 6 в месте крепления узла усилен двумя дюралюминиевыми профилями толщиной 1 мм.

Раскосы. Отсек киля между лонжеронами усилен двумя раскосами, штампованными из листового дюралюминия толщиной 0,8 мм с отверстиями и поперечными рифтами. Раскосы пересекают средние части нервюр № 3, 5 и 6 через специальные отверстия и крепятся к среднему 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 дюралюминия толщиной 0,8 мм, которые приклепаны к каркасу и нервюре.

Металлическая обшивка. Передняя кромка киля закрыта дюралюминиевой обшивкой толщиной 0,8 мм. От передней кромки до переднего лонжерона к носкам нервюр и к лонжерону приклепана обшивка толщиной 0,6 мм с рифтами жесткости. Дюралюминиевой 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.

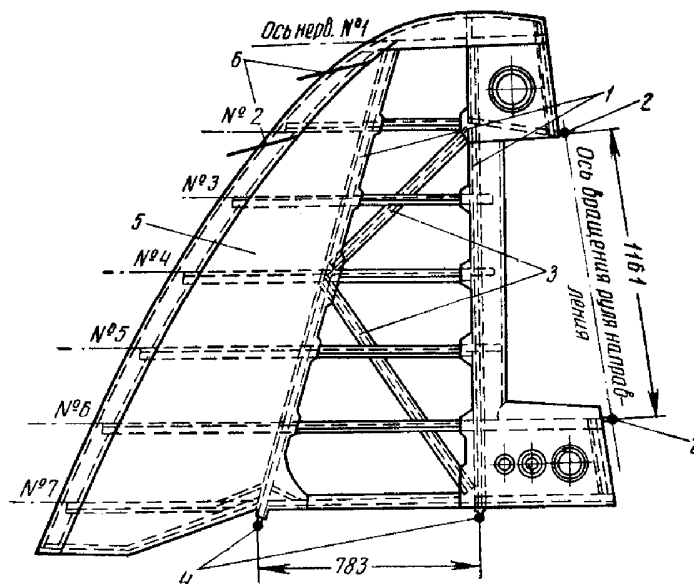


Рис. 4.7. Каркас киля:

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

Для уменьшения щели между задним лонжероном киля и рулем направления на участке между нервюрами № 2 и 6 приклепан лист обшивки толщиной 0,6 мм.

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.

Полотняная обшивка киля крепится к его каркасу аналогично ранее описанным агрегатам.

Узлы крепления киля к стабилизатору (см. рис. 4.2, б) изготовлены из стали 30ХГСА толщиной 5 мм. Узлы крепятся к переднему и заднему лонжерону киля заклепками диаметром 4—5 мм.

Руль направления

Руль направления крепится к килю и фюзеляжу на трех узлах. Двумя узлами — к килю и третьим — к шпангоуту № 26 фюзеляжа.

Руль состоит из каркаса, полотняной обшивки, узлов подвески, весового балансира и триммера.

Каркас руля направления (рис. 4.8) имеет лонжерон, 12 нервюр, металлическую обшивку, обод и профиль триммера.

Лонжерон — швеллерного сечения, с отбортованными отверстиями. Лонжерон имеет переменное по высоте сечение, плавно сужающееся кверху. Лонжерон изготовлен из листового дюралюминия Д16Т толщиной 1,5 мм.

От нервюры № 11 и до нижней кромки руля лонжерон переходит в стенку, изготовленную из дюралюминия толщиной 0,8 мм. В местах установки кронштейнов подвески руля (в плоскости нервюр № 2, 6, 10) поставлены коробочки швеллерного сечения из дюралюминия толщиной 1,5 мм. Лонжерон имеет наклон по отношению к вертикальной оси самолета.

Нервюры, за исключением № 1 и 12, — разрезные, имеют переменные размеры по хорде и высоте дужки и состоят из носка и хвостика, изготовленных из дюралюминия 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 сдвоенны, образуют щель для прохода качалок и связаны с лонжероном кницами из дюралюминия толщиной 0,8 мм, приклепанными с двух сторон.

К носку нервюры № 10 болтами с двух сторон крепятся рычаги, к которым закреплены тросы проводки пугевого управления (рис.4.9, б).

Нервюры № 6 и 9 в месте установки триммера связаны с ободом кницами, причем нижние кницы имеют выколотку, в которую вставлена труба под аэронавигационный огонь. В кницах поставлены сквозные пистоны под штормовые стопоры руля поворота и руля высоты.

Обод изготовлен из листового дюралюминия толщиной 0,6 мм., имеет борта, загнутые по форме хвостиков нервюр. Крепится к хвостикам нервюр клепкой.

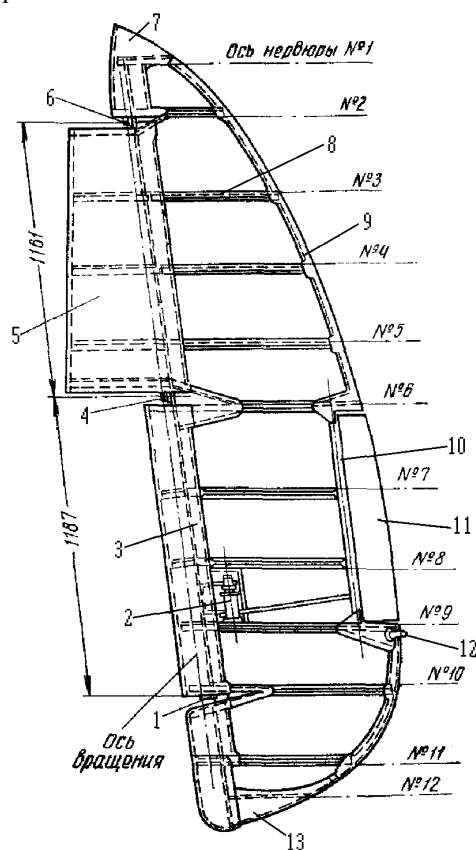


Рис. 4.8. Каркас руля направления:

1— узел подвески руля к фюзеляжу; 2— электромеханизм УТ-6Д; 3— лонжерон; 4,6— узлы подвески руля к килю; 5— аэродинамический компенсатор; 7— законцовка; 8— нервюра; 9— обод; 10— профиль триммера; 11— триммер; 12— хвостовой АНО; 13— «доньшко»

Профиль триммера швеллерного сечения с узлами для подвески триммера приклепан к нервюрам №№6—9 с помощью уголков-гнутиков.

Металлическая обшивка толщиной 0,6 мм предназначена для повышения жесткости и прочности передней части руля направления и состоит из трех участков: участок между нервюрами №2 и №6,...№6 и №10,...№10 и №12

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%). На участке от нервюры №6 до нервюры № 10 в обшивке сделаны два отверстия под электропроводку, которые усилены приклепанными окантовками.

В нижней части руля к ободу приклепан расширенный участок обшивки в виде доньшка, соединенного с нервюрой № 12 и с участком стенки, замыкающей лонжерон. В нижней части доньшка просверлены три дренажных отверстия, оклеенные целлулоидными шайбами.

Верхняя часть руля закрыта законцовкой, сваренной из сплава АМцАП толщиной 0,6 мм, приклепанной к лонжерону, ободу, нервюре № 1 и носку нервюры № 2.

Полотняная обшивка руля направления выполнена из полотна марки АМ-93, приклеена к металлической обшивке и крепится лентами к профилям нервюр аналогично ранее описанным агрегатам.

Узлы подвески руля направления (рис. 4.9) установлены на лонжероне киля у нервюр № 2 и 6 и на шпангоуте №26.

Узлы подвески руля направления к килю (рис. 4.9, а) состоят из кронштейна 2 с двумя ушками и серьги 3. Кронштейн крепится к лонжерону четырьмя болтами.

Серьга входит в ушко кронштейна концом, в которое запрессован шарикоподшипник. Второй конец серьги представляет собой вилку, в которую входит кронштейн, приклепанный к хвостовой части нервюры руля.

Узел подвески руля направления к шпангоуту № 26 фюзеляжа (рис. 4.9, б) состоит из кронштейна 6 со стыковым болтом 4.

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 отверстием, в которое вставляется стыковой болт, служащий осью вращения руля.

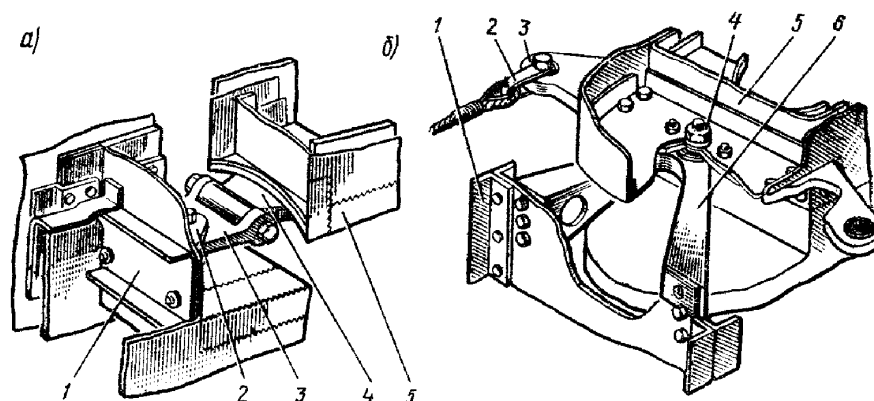


Рис. 4.9 Узлы подвески руля направления:

а — узлы подвески руля направления к килю:

1— накладка; 2—кронштейн киля; 3— серьги; 4— кронштейн руля; 5— руль направления;

б — нижний узел крепления руля направления к шпангоуту № 26:

1— шпангоут; 2— серьга; 3— рычаг; 4— стыковой болт; 5— руль направления; 6— кронштейн

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%.

Триммер руля направления

Триммер руля направления состоит из лонжерона, пяти нервюр и обшивки. По своей конструкции триммер руля направления аналогичен триммерам элерона и руля высоты.

Управление триммером — электродистанционное и осуществляется электромеханизмом УТ6Д, который устанавливается между нервюрами № 6 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».

4. КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Перечислите состав каркаса стабилизатора, руля высоты, киля, руля направления. Как осуществляется соединение отдельных деталей каркаса этих агрегатов?
2. Как осуществляется подвеска руля высоты, руля направления, триммеров? Какие конструктивные мероприятия обеспечивают подвижность соединения и передачу всех видов нагрузок?
3. Какие конструктивные мероприятия обеспечивают жесткость стабилизатора, руля высоты, киля, руля направления?
4. Какие конструктивные мероприятия обеспечивают снижение нагрузок на командных рычагах самолета, демпфирование вибраций?
5. Через какие узлы осуществляется передача нагрузок с киля самолета на фюзеляж?
6. Как обеспечивается жесткость и прочность стыковки половин стабилизатора, руля высоты?
7. Какова причина усиления нервюр стабилизатора, киля?
8. Как осуществляется регулировка положения подкоса стабилизатора, с какой целью эта регулировка предусмотрена?

Глава 5. Шасси самолета Ан-2.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ШАССИ

Шасси служит для передвижения самолета по земле при разбеге перед взлетом, пробеге после посадки и при передвижении по аэродрому. Шасси воспринимает нагрузки, действующие на самолет во время посадки и при движении его по земле и передает усилия на силовые элементы планера. Шасси самолета обычно состоят из трех опор, две из которых, воспринимающие 90% веса самолета, называются основными.

Если две основные опоры шасси расположены впереди центра тяжести самолета и третья опора под его хвостовой частью, то такая схема расположения опор носит название «трехопорное шасси с хвостовой опорой».

Преимущества трехопорного шасси с хвостовой опорой:

- хорошая маневренность самолета на земле при разбеге, пробеге и рулении;
- значительно сокращается длина пробега при посадке самолета;
- конструктивная простота хвостовой опоры, т.к. она воспринимает небольшую нагрузку.

Недостатки трехопорного шасси с хвостовой опорой:

- более сложная посадка самолета в условиях плохой видимости или ночью, при взлете увеличивается длина разбега;
 - при разбеге и пробеге самолета, если по какой-либо причине самолет развернуло, инерционная сила вместе с результирующей силой трения основных колес создадут пару, которая будет стремиться увеличить разворот;
 - самолету при посадке присуще явление вторичного взлета (взмывания) после приземления;
 - при движении самолета по земле ухудшается обзор для пилота и создаются неудобства для пассажиров;
 - при резком торможении возможно переворачивание самолета через нос (капотирование).
- На самолете Ан-2 применено трехопорное шасси с хвостовой опорой.

Основные данные шасси самолета Ан-2

Ширина колеи шасси при свободных амортизаторах, м.....	3,36*
Расстояние между колесами основных опор шасси и хвостовым колесом, м.....	8,23
Размер колес основных опор шасси, мм.....	800x260
Размер хвостового колеса, мм.....	470x210
Длина лыжи шасси, м.....	2,662
Ширина полоза лыжи основных опор шасси, м.....	0,825
Длина хвостовой лыжи, м.....	1,211
Ширина полоза хвостовой лыжи, м.....	0,5
Удельное давление на основную лыжу в зависимости от полного веса самолета, кгс/см ²	от 0,09 до 0,11
Удельное давление на хвостовую лыжу, кгс/см ²	от 0,115 до 0,16
Рабочая жидкость для амортизационных стоек шасси.....	масло АМГ-10
Количество жидкости, см ³ :	
в амортизационных стойках основных опор шасси.....	2 x 1680
в амортизационной стойке хвостового колеса.....	440
Рабочий газ для амортизационных стоек шасси.....	азот (воздух)
Давление газа в амортизационных стойках при свободных амортизаторах в летних и зимних условиях, кгс/см ² :	
в амортизационных стойках основных опор шасси.....	30..1
в амортизационной стойке хвостовой установки.....	27
Осадка амортизационных стоек основных опор шасси, мм:	
для полетного веса G=4800 кгс.....	135
» » » G= 5009 ».....	144
» » » G= 5250 ».....	148
для полетного веса G = 5500 кгс.....	170
Осадка амортизационной стойки хвостового колеса, мм.....	55—75
Давление воздуха в пневматиках колес основных опор, кгс/см ²	3
Обжатие пневматиков колес при стоянке самолета, мм:	
основных опор шасси.....	60
хвостовой установки.....	30—35
Полный ход штока амортизатора, мм.....	245
Стояночный угол самолета.....	11°50'
Противокапотажный угол.....	28° ± 1°

Примечание: Геометрические данные шасси самолета показаны в пособии «Основные сведения о самолете Ан-2» на рисунке 1.5.

2. ОСНОВНЫЕ ОПОРЫ ШАССИ САМОЛЕТА Ан-2

2.1. Общие сведения

Правая и левая основные опоры шасси аналогичны по конструкции (рис. 5.1). Каждая из них пирамидального типа. Пирамида образована тремя стержнями с вершиной у колеса.

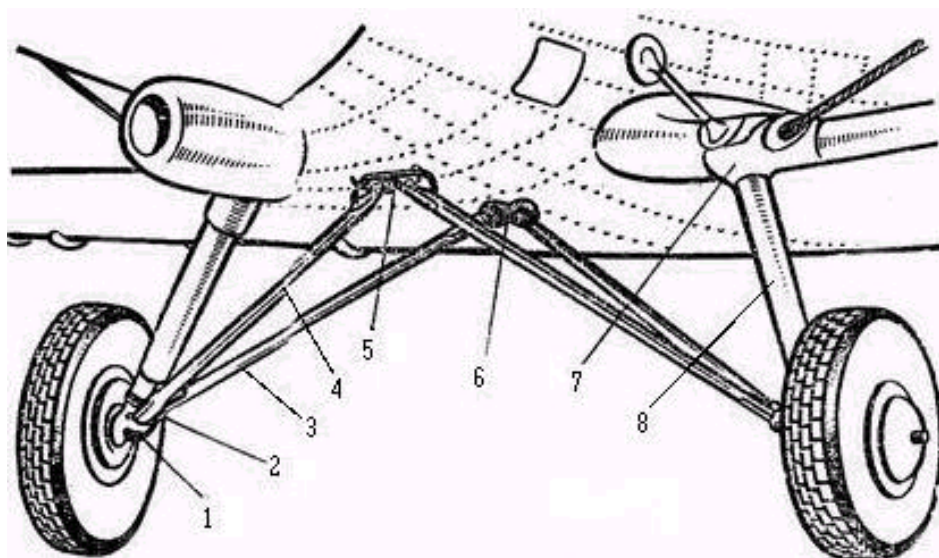


Рис. 5.1. Основные опоры шасси самолета:

1— узел крепления полуоси к переднему подкосу; 2— узел крепления заднего подкоса к переднему подкосу; 3— задний подкос; 4— передний подкос; 5— узел крепления передних подкосов к шпангоуту фюзеляжа № 4; 6— узел крепления задних подкосов к шпангоуту фюзеляжа № 6; 7— обтекатель узла крепления амортизатора; 8— амортизационная стойка (на рисунке закрыта обтекателем)

Достоинствами пирамидальной опоры шасси являются:

- возможность расширения колеи шасси и улучшения устойчивости самолета при движении по земле;
- возможность размещения грузов или аппаратуры в подфюзеляжной части.

Недостатком опоры шасси пирамидального типа является большое лобовое сопротивление.

Каждая из основных опор шасси состоит из переднего и заднего подкосов, амортизационной стойки с напрессованной на нее полуосью, на которую посажено колесо с двусторонним пневматическим камерным тормозом, зимой — лыжа. Амортизационные стойки закрыты двустворчатым обтекателем, состоящим из двух половин, соединенных петлей шомпольного типа и четырьмя пружинными замками. Для определения степени осадки самолета обтекатели амортизационных стоек имеют откидные крышки.

Особенность конструкции основных опор 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. Поэтому крепление всех стержней основных опор к фюзеляжу самолета и между собой должно быть шарнирным.

2.2. Шарнирные узлы

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. 5.2.

Узел Д выполнен 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 и соединения.

2.3. Подкосы

Передние подкосы изготовлены из стали толщиной 2,5 мм. Состоят из двух штампованных половин, сваренных между собой по передней и задней кромке. Подкосы имеют переменный профиль, с увеличением сечения по направлению к гребенке. В конце подкоса врезаны и сварены штампованные узлы.

Верхний узел крепления передних подкосов заканчивается ушком, в которое запрессована стандартная шаровая опора. Она состоит из обоймы с шаровым гнездом, в которую вложен 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, что и передний, имеет постоянное сечение каплевидной формы по длине и сварен по задней кромке.

Подкос заканчивается вверху ушком, входящим в вильчатый конец кардана, а внизу — вилкой, охватывающей нижний шаровой шарнир ушка переднего подкоса.

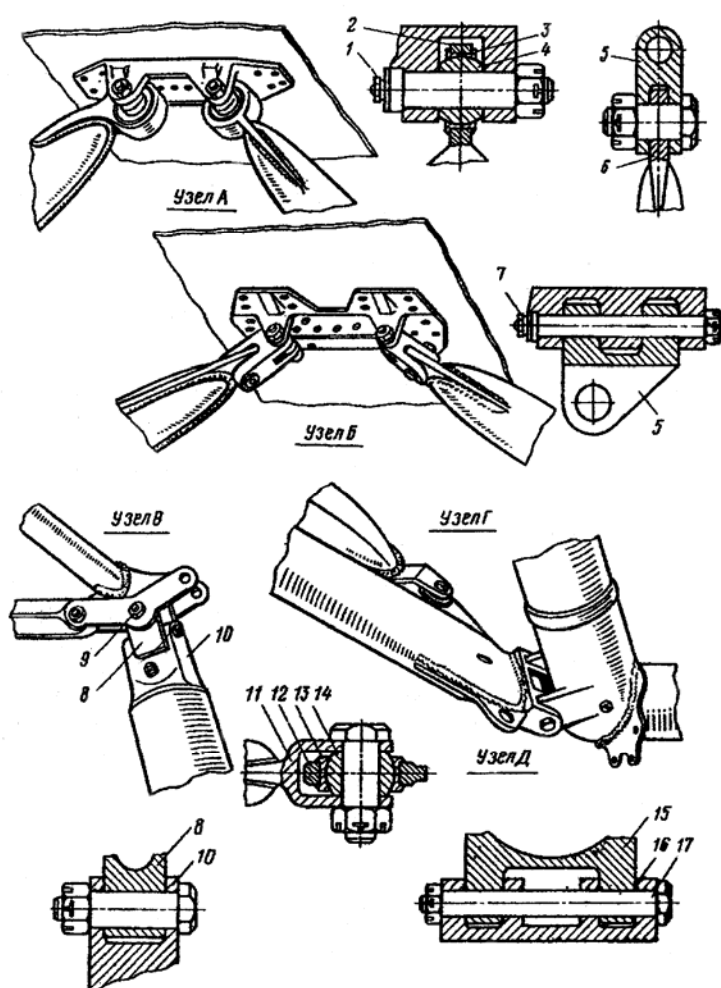


Рис. 5.2. Шарнирные узлы основных опор шасси:

А— узел крепления передних подкосов; Б— узел крепления задних подкосов; В— узел крепления амортизатора; Г— узел крепления заднего подкоса к переднему подкосу; Д— узел крепления полуоси к переднему подкосу;

1— клапанный штауфер; 2— верхнее ушко подкоса 3— обойма; 4— шаровой вкладыш; 5— кардан; 6— ушко подкоса; 7— клапанный штауфер; 8— кардан; 9— клапанный штауфер; 10— вилка амортизатора; 11— вилка заднего подкоса; 12— ушко переднего подкоса; 13— обойма; 14— шаровой вкладыш; 15— ушки полуоси; 16— гребенка подкоса; 17— пустотельный болт

2.4. Полуось

Полуось — пустотелая, изготовлена из стали 30ХГСА, и имеет форму колена, изогнутого под тупым углом. Полуось коротким концом, на котором имеется усиливающий буртик, напрессована на цилиндр амортизатора основной опоры до упора в наружный его буртик. От проворачивания полуось фиксируется конусным болтом, проходящим через отверстие 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 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.

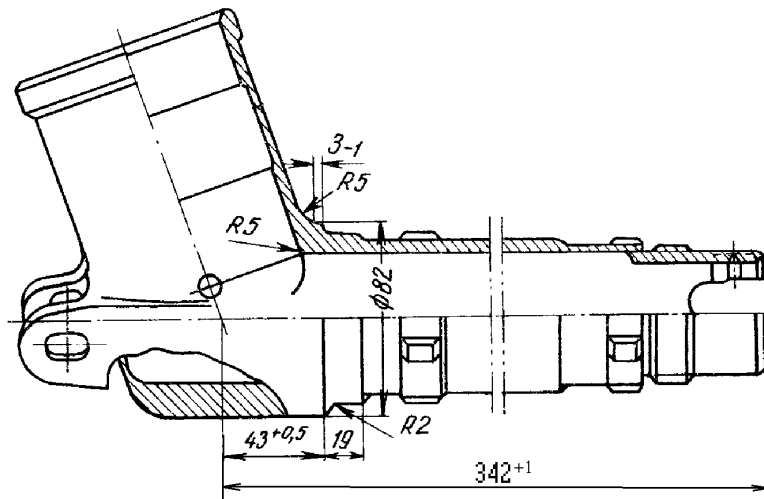


Рис. 5.3. Полуось

2.5. Конструкция и работа амортизатора

На основных опорах шасси самолета Ан-2 применен жидкостно-газовый амортизатор с торможением на обратном ходе.

Состав амортизатора (рис.5.4):

- цилиндр 1;
- шток 3, перемещающейся внутри цилиндра;
- доньшко штока 4;
- клапан торможения на обратном ходе (поз.21-24);
- две бронзовые буксы верхняя 25 и нижняя 18, которые являются направляющими для штока;
- зарядный клапан 5 с заливной трубкой 6;
- детали уплотнений винты, гайки и др.

Цилиндр 1 изготовлен из стали 30ХГСА.

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) 25 и два отверстия под контрящие винты 8 буксы.

Внутренняя рабочая поверхность цилиндра обрабатывается хонингованием, наружная — шлифуется и покрывается слоем кадмия, кроме нижнего участка, на который напрессовывается полуось. Цилиндр после изготовления испытывается на прочность под давлением 250 кгс/см^2 . В нижней части на цилиндре припаяна этикетка с техническими данными амортизатора.

Шток амортизатора 3 может перемещаться внутри цилиндра. Перемещение штока при ударе колес на посадке самолета (вниз по рисунку) называется прямым ходом штока, движение в противоположном направлении (вверх по рисунку) — обратный ход.

Шток амортизатора пустотелый, изготовлен из стали 30ХГСА. В верхней части шток имеет внутреннюю резьбу для соединения с доньшком штока 4. В нижней части шток заканчивается переходным сечением под нижнюю буксу и уплотнительный пакет (поз.17-20) с внутренней резьбой под гайку клапана 23 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 25 (верхнюю буксу) и тем самым предохраняет разъединение штока с цилиндром во время полета при освобождении амортизатора от нагрузки.

Внутри штока, в средней его части, расположена перегородка 26 с отверстием, через которое проходит зарядная трубка 6. Перегородка делит внутреннюю полость штока на две камеры: верхнюю — нерабочую и нижнюю — рабочую, где находится сжатый газ.

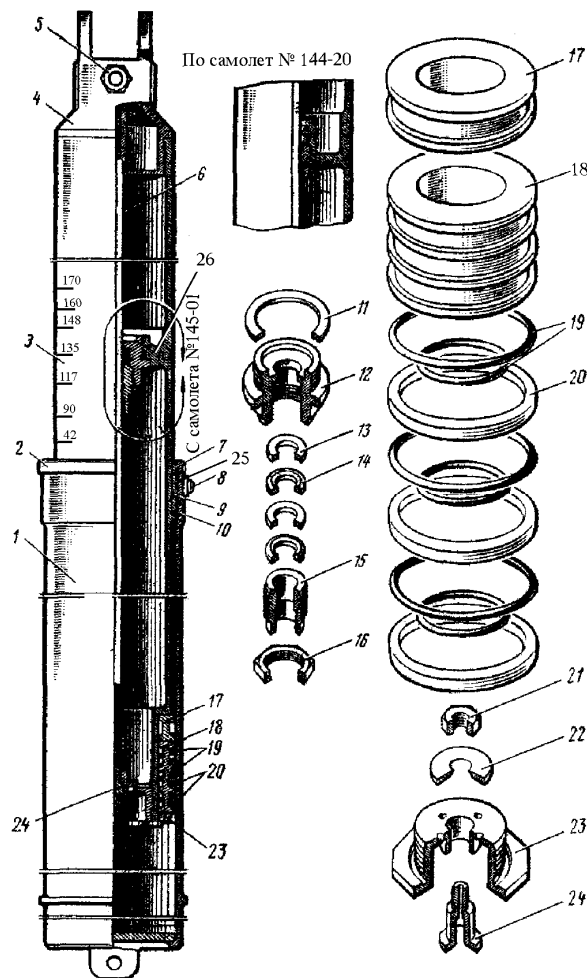


Рис. 5.4. Амортизатор основной опоры шасси:

1—цилиндр 2—верхняя букса; 3—шток; 4—доньшко 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— контр гайка; 17 — распорное дюралюминиевое кольцо; 18— нижняя бронзовая букса; 19— кольца резиновые; 20 — кольцо кожаное; 21 — гайка крепления шайбы клапана; 22— дюралюминиевая шайба клапана; 23— гайка-клапан; 24 — полый болт клапана (диффузор); 25— верхняя букса; 26— перегородка

Наружная поверхность части штока (выше ограничительного буртика), которая скользит по верхней буксе, хромируется и полируется.

На зеркале штока электрическим карандашом нанесены риски с цифрами 42, 90, 117, 135, 148, 160 и 170, показывающими осадку амортизатора в миллиметрах при стоянке самолета, и верхней цифрой 245, показывающей полный ход штока в цилиндре в миллиметрах. Риска с цифрой 42 является контрольной, предназначенной для проверки количества жидкости АМГ-10 необходимой для зарядки амортизатора.

На нижнем конце штока набран уплотнительный пакет, состоящий из дюралюминиевого распорного кольца 17, нижней бронзовой буксы 18. Весь уплотнительный пакет затянут гайкой клапана 23, ввернутой на резьбе в торец штока.

Гайка клапана 23 контрится двумя винтами, ввернутыми в тело головки гайки. Цилиндрические гладкие концы винтов входят в шлицы, прорезанные в торце штока амортизатора. Винты контрятся проволокой.

Внутри штока проходит заливная трубка 6. Для герметизации места прохода заливной трубки в перегородку штока вмонтирован пакет из резиновых прокладок и дюралюминиевых фасонных колец (поз.11-16).

Донышко штока 4 изготовлено из стали 30ХГСА, имеет два ушка для крепления амортизатора к узлу фермы центроплана, наружную резьбу для соединения головки с верхней частью штока, отверстие с резьбой под зарядный клапан 5, трубку, к которой приваривается заливная трубка 6, и контрольное отверстие для проверки герметичности резинового уплотнения между заливной трубкой и перегородкой штока.

При сборке резьбы донышка и штока покрывают тонким слоем олова и свинчивают (соединяют) в нагретом состоянии для получения плотного соединения (спая) по резьбе.

Клапан торможения на обратном ходе (поз.21—24) предназначен для снижения скорости перемещения штока на обратном ходе. Состоит из гайки-клапана 23, полого болта 24, шайбы 22, гайки 21.

Клапан установлен в нижней части штока и находится на пути движения жидкости из нижней части цилиндра в во внутреннюю полость штока при прямом ходе и наоборот — при обратном ходе штока.

Гайка-клапан имеет одно центральное отверстие большого диаметра и четыре боковых отверстий малого диаметра (5,5 мм). В центральное отверстие установлен полый болт с осевым отверстием диаметром 2,8 мм. В верхней части болта установлена шайба, зафиксированная гайкой. Болт вместе с шайбой может перемещаться по оси центрального отверстия (вверх-вниз). При верхнем положении болта 24 шайба 22 открывает боковые отверстия в гайке-клапане 23 и жидкость движется через все пять отверстий, при нижнем — боковые отверстия перекрыты, движение жидкости возможно только через отверстие в болте.

Верхняя и нижняя буксы (поз. 25,18) служат направляющими при движении штока внутри цилиндра, изготовлены из бронзы.

Верхняя букса 25 выполнена как гайка, которая ввернута в верхнюю часть цилиндра В теле верхней буксы проточены две кольцевые канавки, из которых нижняя служит для набивки графитовой смазки СТ, а верхняя — для фетрового кольца 7, снимающего со штока пыль и грязь при обжатии амортизатора. Под верхнюю буксу положена кольцевая фибровая прокладка 10, в которую при обратном ходе амортизатора шток упирается своим буртиком. Верхняя букса контрится двумя винтами.

Нижняя букса выполнена в виде втулки 18, которая установлена в нижней части штока. Нижняя букса имеет три внешних и три внутренних канавки под уплотнительные кольца. Во внутренние канавки установлены резиновые кольца, во внешние — резиновые и кожаные (поз.19,20). Кожаные кольца 20, предохраняют резиновые и от их «заволакивания» между цилиндром и бронзовой буксой при работе амортизатора.

Зарядный клапан (рис. 5.5) служит для зарядки амортизатора газом и жидкостью. Клапан ввернут в отверстие на донышке штока. К этому же отверстию с внутренней стороны приварена заливная трубка. При установленном клапане амортизатор заряжается газом под давлением, при снятом клапане через отверстие и заливную трубку в амортизатор заправляется рабочая жидкость. Клапан состоит из корпуса, штока с резиновым уплотнительным конусом, пружины, двух гаек и крышки клапана с конусом.

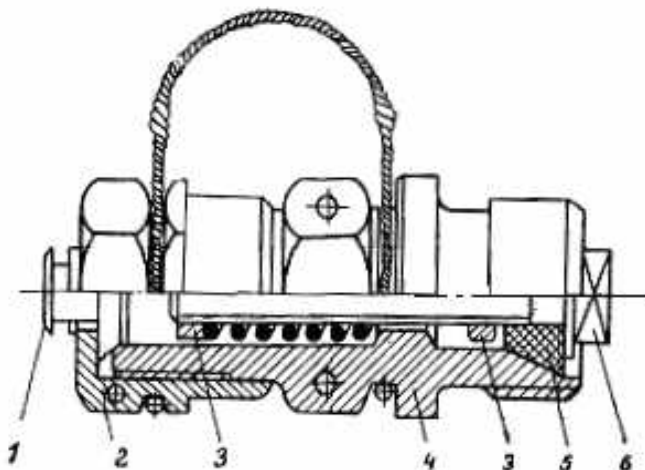


Рис. 5.5. Зарядный клапан:

1 — конус крышки; 2 — крышка клапана; 3 — гайка; 4 — корпус клапана; 5 — уплотнительный конус (клапан); 6 — шток

Уплотнение газовой камеры штока перед сборкой амортизатора испытывается на прочность под давлением 250 кгс/см² и на герметичность — давлением воздуха, равным 150 кгс/см². Выдержка под давлением — 2 мин.

Обтекатели. Амортизаторы шасси закрыты обтекателями, изготовленными из дюралюминия. 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 прикреплены четыре направляющих профиля, по которым скользит своими текстолитовыми накладками хомут, неподвижно надетый на верхнюю часть цилиндра.

Работа амортизатора. При ударе самолета колесами о землю цилиндр амортизатора перемещается вверх по штоку (рис. 5.6) (прямой ход). Жидкость, приподняв шайбу клапана, перетекает из цилиндра в газовую камеру штока через четыре отверстия в гайке диаметром 5,5 мм, отверстие в полой болте диаметром 2,8 мм и сжимает газ в рабочей камере штока.

При снятии нагрузки с амортизатора жидкость под действием давления газа вытесняется из рабочей камеры штока. При этом шток выдвигается из цилиндра (обратный ход). Движущаяся жидкость нажимает на шайбу клапана, шайба прижимается к гайке-клапану, перекрывает четыре отверстия в гайке диаметром 5,5 мм и жидкость перетекает обратно в цилиндр только через одно отверстие в полой болте диаметром 2,8 мм.

Такая работа амортизатора имеет следующие преимущества:

— снижается усилие обжатия амортизатора на прямом ходе, следовательно, снижаются инерционные нагрузки, возникающие при ударе колес основных опор шасси при посадке самолета. Это позволяет снизить нагрузки, действующие на элементы конструкции самолета при посадке, создать комфортные условия для пассажиров;

— снижается скорость перемещения штока на обратном ходе. Это исключает «подпрыгивание» самолета, а значит, устраняет продолжительные по времени знакопеременные нагрузки.*

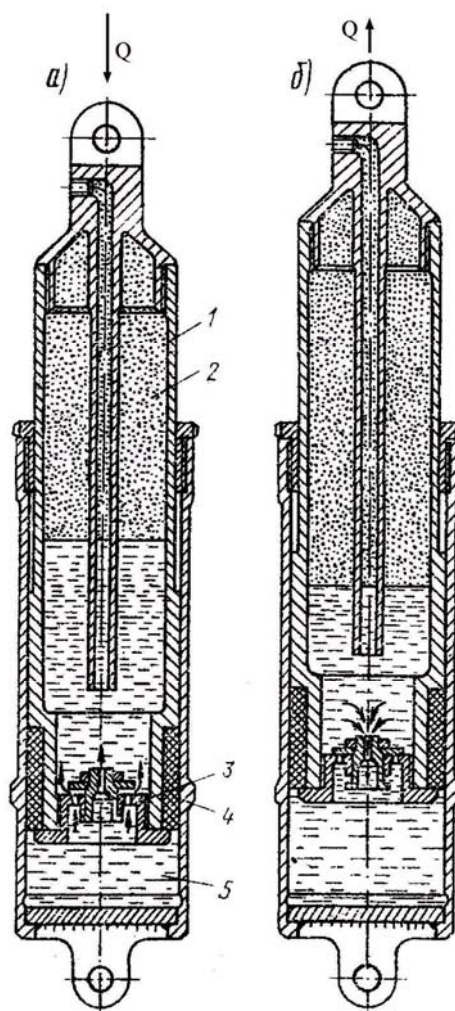


Рис. 5.6. Схема работы амортизатора шасси:

а — прямой ход; б — обратный ход;

1 — шток; 2 — сжатый газ; 3 — клапан; 4 — цилиндр; 5 — жидкость
Q — сила, действующая на шток амортизатора

* Графически и количественно работа амортизатора оценивается с помощью диаграммы его работы, которая приведена в приложении А. Диаграмма работы амортизатора при неправильной зарядке приведена в приложении Б.

2.6. Техническое обслуживание амортизатора основной опоры шасси

При техническом обслуживании амортизатора контролируется отсутствие надиров, коррозии и рисок на зеркале штока. Неглубокие риски и коррозию зачистить наждачным полотном, смазанным моторным маслом, протереть хлопчатобумажной тканью. Амортизаторы с надиром на зеркале штока заменить.

Контролируется также отсутствие коррозии, трещин на остальных поверхностях амортизатора. Коррозия удаляется ранее описанным методом, амортизаторы с трещинами заменить.

Особо ответственной операцией является проверка зарядки и зарядка амортизатора жидкостью и газом.

Зарядка амортизаторов жидкостью 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 примерно на 1 кгс/см^2 . В течение $1 \div 1,5$ ч давление восстанавливается.

При стравливании давления в амортизаторе до 0 происходит выделение из масла пены. Процесс образования пены длится до 1,5 ч. Она 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 количество масла в амортизаторах в условиях эксплуатации необходимо проводить в следующем порядке:

Проверка давления газа в амортизаторе

1. Поднять самолет со стороны проверяемого амортизатора винтовым домкратом так, чтобы колесо не касалось земли. Выдержать в таком положении 1 ч.

2. Сняв крышку с заправочного клапана (Рис.5.5 поз.2), закрепить на заправочном клапане приспособление $\frac{63740}{028}$ (рис.5.7) накидной гайкой 5. Убедившись предварительно, что маховичок 1 полностью вывернут, краник 7 закрыт, пробка 6 установлена.

3. Сняв пробку 8 установить на приспособление манометр на 60 кгс/см^2 .

4. Завернуть маховичок 1 приспособления при этом стержень 4, перемещаясь, открывает зарядный клапан, сообщая газовую полость амортизатора с внутренним объемом барабана 3 приспособления.

5. Проконтролировать по манометру величину давления. Если давление превышает допустимое необходимо излишек стравить, открыв краник 7 приспособления. Если давление недостаточное необходимо произвести дозарядку амортизатора газом.

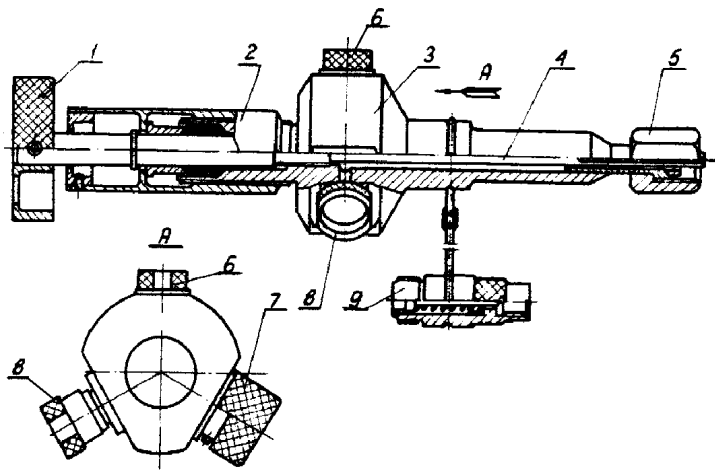


Рис. 5.7. Приспособление $\frac{63740}{028}$ для проверки давления газа в амортизаторах и пневматиках:

1— маховичок; 2— корпус; 3— барабан; 4— стержень; 5— накидная гайка; 6— пробка; 7— краник;
8— пробка; 9— переходник

Дозарядка амортизатора газом.

1. Не снимая с амортизатора приспособление, закрыть зарядный клапан амортизатора, повернув маховичок против часовой стрелки.

2. Подсоединить накидную гайку шланга А5802-1 (рис.5.8) к аэродромному баллону или бортовому штуцеру, продуть шланг, открыв вентиль баллона.

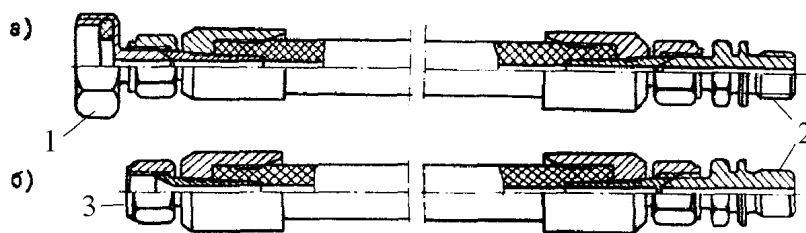


Рис. 5.8. Шланг для зарядки газом амортизаторов и пневматиков:

а) — вариант шланга для зарядки от аэродромного баллона;

б) — вариант шланга для зарядки от бортового баллона

1— накидная гайка для подсоединения аэродромного баллона, 2— штуцер для подсоединения к приспособлению $\frac{63740}{028}$; 3— накидная гайка для подсоединения к бортовому штуцеру подзарядки;

3. Снять пробку 6 (рис.5.7) с приспособления и вместо нее завернуть штуцер 2 шланга А5802-1(рис.5.8).
4. Поворотом маховичка 1 по часовой стрелке открыть зарядный клапан амортизатора.
5. Осторожно приоткрывая и закрывая вентиль аэродромного баллона, довести давление газа в амортизаторе до нормы.

При зарядке от бортового баллона подачу газа в амортизатор осуществлять открытием крана наполнения в кабине самолета.

6. Проконтролировать давление газа в амортизаторе. При избыточном давлении стравить излишек, открыв краник 7 приспособления.

7. Закрывать зарядный клапан, повернув маховичек против часовой стрелки, снять приспособление, отсоединить шланг, манометр, установить пробки.

Проверка количества жидкости в амортизаторах.

1. Вывернуть зарядный клапан и выдержать амортизатор в течение 1 ч в свободном состоянии, что необходимо для исчезновения пены.

2. Постепенно опускать домкрат до соприкосновения колеса с землей и далее, пока амортизатор не будет обжат до контрольной риски 42. При нормальной зарядке масло должно подняться до уровня гнезда зарядного клапана.

3. Если уровень жидкости ниже гнезда зарядного клапана, необходимо доливать жидкость до тех пор, пока видимый ее уровень в заливной трубке перестанет понижаться. Если количество жидкости больше нормы, излишек сольется. Заливку следует вести с перерывами, тонкой струей, для предотвращения образования воздушных пробок в зарядной трубке.

4. 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.

О правильности зарядки амортизаторов можно судить по величине их осадки при стоянке самолета на земле. Зависимость осадки амортизатора от изменения веса самолета следующая:

Таблица 1.

Вес самолета, кгс	3600	4200	4800	5250	5500
Осадка, мм	90±9	117±12	135±14	148±15	160±15

Если величина осадки больше или меньше положенной, то следует снять с амортизатора нагрузку (поднять самолет на подъемниках) и проверить давление воздуха. В случае необходимости довести его до требуемой величины.

При нормальном давлении газа и малой осадке амортизатора часть жидкости необходимо из амортизатора удалить. При удалении жидкости полагается поднять самолет на подъемниках и стравить давление газа до нуля. При нормальном давлении газа и большой осадке амортизаторов необходимо в амортизатор добавить жидкость до необходимого объема.

Для контроля за осадкой амортизатора по меткам на штоке на внешней стороне обтекателя имеется откидная крышка, закрываемая двумя пружинными замками. Для удобства подхода к зарядному клапану амортизационной стойки в обтекателе узла пирамиды центроплана имеется легкосъемная крышка, смонтированная на пружинных замках.

3. КОЛЕСА ОСНОВНЫХ ОПОР ШАССИ

3.1. Конструкция колеса

Колесо шасси К-150 (рис. 5.9.) — размером 800 × 260 мм, с двумя камерными пневматическими тормозами и пневматиками полубаллонного типа*. Основные части колеса:

- барабан 8;
- съемная реборда 7;
- два камерных пневматических тормоза 2,9,10,16;
- два конических подшипника 15;
- обтекатель 12 с гайкой 13;
- пневматик, состоящий из покрышки 20 и камеры 21.

Барабан колеса 8 и съемная реборда 7 отлиты из электрона. Барабан имеет одну несъемную реборду и втулку, в выточке которой запрессованы внешние обоймы роликовых подшипников 15.

Съемная реборда крепится на барабане колеса двумя полукольцами 6 для предотвращения от осевого смещения реборды и шестью штифтами — от радиального перемещения.

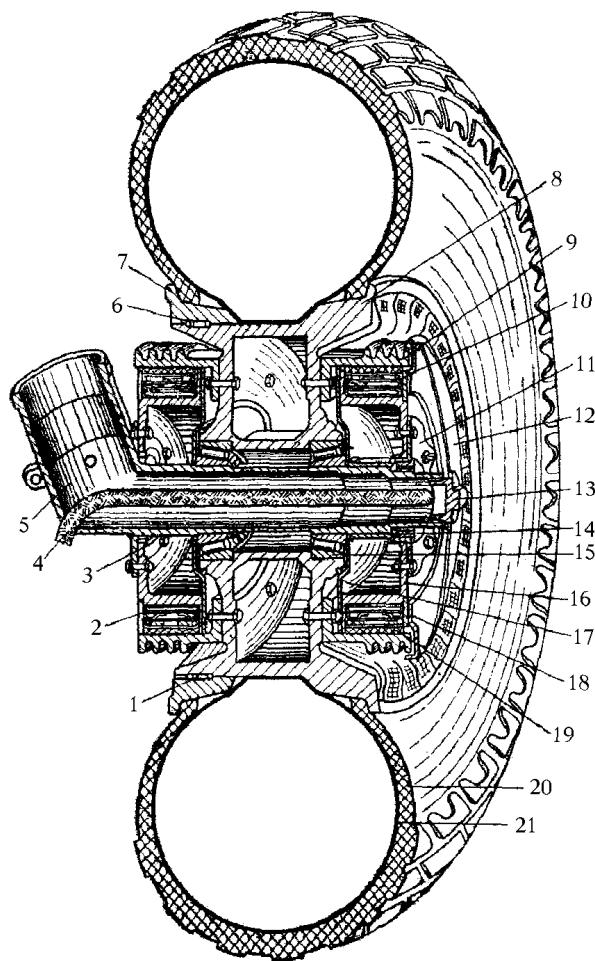


Рис. 5.9. Колесо шасси:

- 1 — стопорный штифт; 2 — тормозная камера; 3 — съемный внутренний тормозной фланец полуоси; 4 — тормозной шланг; 5 — полуось; 6 — стягивающее 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 — роликовый подшипник; 16 — корпус тормоза; 17 — обтюратор; 18 — съемный борт корпуса тормоза; 19 — фрикционная пластина; 20 — покрышка шины; 21 — камера шины.

С обеих сторон к барабану колеса крепятся стальные тормозные рубашки 9, каждая на девяти болтах. На корпусе рубашки имеются ребра для отвода тепла, возникающего при торможении колес, в окружающий воздух. Внутри тормозных рубашек входят пневматические камерные многоколодочные тормоза.

* Классификация пневматиков авиационных колес приведена в приложении В

Корпус тормоза *16* 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 камера *2*. Поверх камеры по окружности расположено 15 фрикционных тормозных пластин *19*, прижатых к корпусу двумя спиральными пружинами *10*.

Каждая колодка представляет собой каркас, к которому приклепана четырьмя заклепками фрикционная пластина из пластмассы 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 по тормозному шлангу *4*, 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 корпусам обоих тормозов на восьми болтах крепятся стальные фланцы *3,11*, которые при помощи шлицевого соединения насажены на полуось. Колесо смонтировано на полуоси на двух радиально-упорных конических роликовых подшипниках, которые запрессованы во втулки колеса. Осевой и радиальный люфты колеса устраняются затяжкой гайки *14*.

Внутренний тормоз имеет приклепанный к борту корпуса предохранительный щиток. Внешний тормоз закрыт обтекателем *12*, который крепится на конце полуоси гайкой *13*.

3.2. Техническое обслуживание колес основной опоры шасси

В процессе эксплуатации необходимо заменить колесо, если обнаружены следующие дефекты:

- трещины любой длины в кольцевой канавке барабана под контртящие полукольца съемной реборды и продольные риски на поверхности канавки глубиной более 0,5 мм;
- разработаны канавки под контртящие полукольца, размер от края канавки до торца корпуса барабана становится меньше 9 мм;
- забоины в корпусе колеса глубиной более 5 мм; ослабление посадки наружных обойм роликовых подшипников; трещины в корпусе колеса и тормозных рубашках; наличие конусного или неравномерного износа рабочих поверхностей;
- надеры глубиной более 0,5 мм и наличие цветов побежалости на рабочих поверхностях тормозных рубашек.

Усталостные трещины на поверхности канавки под контртящие полукольца необходимо проверить методом красок.

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 через каждые 100 ч полета самолета.

Перед монтажом колес необходимо смазать роликовые подшипники смазкой СТ (НК-50) так, чтобы заполнилось пространство между роликами и внутренними обоймами роликовых подшипников. Отрегулировать установочной гайкой затяжку роликовых подшипников колеса. Затяжка роликовых подшипников колеса при постановке на полуось шасси должна обеспечить свободное вращение колеса от руки и отсутствие осевого и радиального люфтов.

Установочную гайку колеса необходимо контрить проволокой ПВК или КОИ.

После монтажа колеса нужно нанести нитролаком красного цвета метки шириной 25—30 мм на реборду и надбортовую часть покрышки колеса. В эксплуатации необходимо контролировать отсутствие смещения метки на покрышке относительно метки на пневматике. Наличие такого смещения не допустимо и свидетельствует о проскальзывании пневматика относительно барабана.

4. УСТАНОВКА ХВОСТОВОГО КОЛЕСА

4.1. Установка хвостового колеса разработки ОКБ им. Антонова

Установка хвостового колеса (рис. 5.10), разработанная в ОКБ им. Антонова состоит из качающейся фермы *6*, цилиндра вилки *13* с центрирующим механизмом, вилки *1*, колеса и амортизатора *8*.

Сварочная качающаяся ферма состоит из цилиндра, вилки с ушками для крепления к узлам фюзеляжа и двух трубок с ушками, в которые запрессована обойма с шаровым вкладышем *11*.

В верхний и нижний концы цилиндра фермы запрессованы бронзовые втулки (поз. *10,15*). Во втулках смонтирован цилиндр вилки колеса *13*. К верхнему концу цилиндра вилки приварена шайба *9* с отверстием для прохода болта центрирующего механизма, а на нижний конец надеты и приварены пятка *2* и кулачок *3*. Кулачок цилиндра вилки прилегает к нижнему торцу цилиндра фермы *6*, обработанному по профилю кулачка. К пятке цилиндра вилки *2* четырьмя болтами крепится вилка колеса *1*, отштампованная из сплава АК6.

Центрирующий механизм или пружинно-кулачковое устройство состоит из кулачков, пружины *12* и стяжного болта с шайбами, смонтированных внутри цилиндра вилки. Пружинно-кулачковое устройство позволяет колесу вместе с вилкой и цилиндром вилки поворачиваться на 360° и при отклонении колеса на угол меньше 90° возвращает его в нейтральное положение.

При нейтральном положении колеса (колесо находится в линии продольной оси самолета), цилиндр вилки подтянут вверх пружиной и его кулачки и кулачки цилиндра фермы по всей поверхности плотно прилегают один к другому. При боковых нагрузках на колесо цилиндр вилки поворачивается, кулачки заставляют его опускаться и сжимают пружину. Для уменьшения трения кулачковая поверхность цилиндра фермы омеднена. для обеспечения смазки цилиндра вилки и бронзовых скользящих подшипников на ферме имеются клапанные штауферы 5; верхний штауфер имеет штуцер.

Для предотвращения попадания пыли и грязи на трущиеся поверхности кулачков на ферме имеется кожух с фетровым кольцом. Ферма и цилиндр вилки изготовлены из хромансильевой стали.

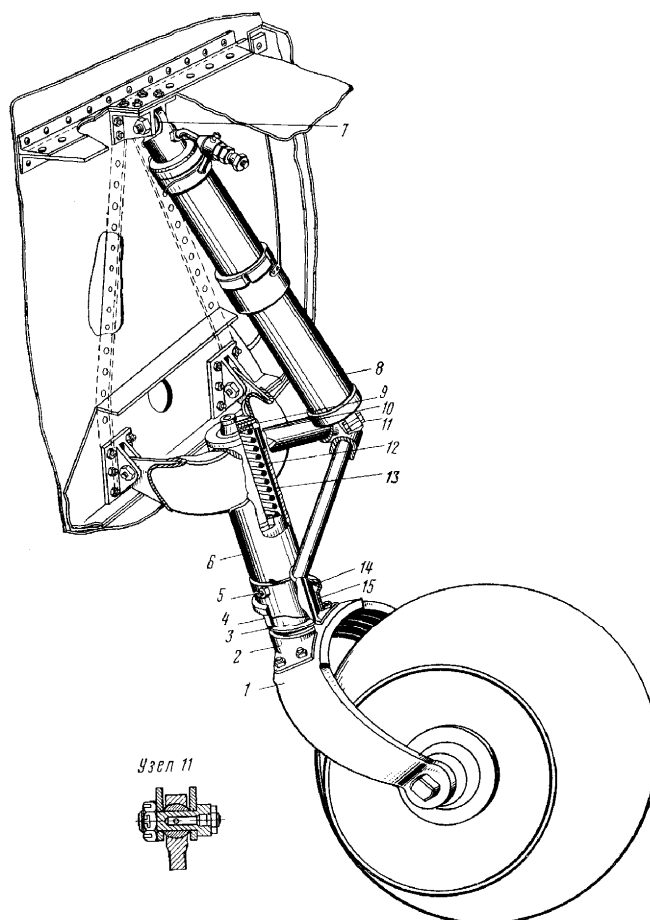


Рис. 5.10. Установка хвостового колеса:

1—вилка колеса; 2—пятка шкворня (цилиндра вилки); 3—кулачок шкворня; 4—кожух; 5—клапанный штауфер; 6—качающаяся ферма; 7—шаровой шарнир амортизатора; 8—амортизатор; 9—шайба шкворня (цилиндра вилки); 10—верхняя бронзовая втулка шкворня; 11—шаровой шарнир фермы; 12—пружина; 13—шкворень (цилиндр вилки); 14—кольцо; 15—нижняя бронзовая втулка шкворня

Хвостовое колесо (рис. 5.11) — баллонного типа, нетормозное. Барабан колеса 1 отлит из электрона, имеет съемную реборду 8, которая на барабане крепится двумя полукольцами 6 и штифтами 11.

Для увеличения сцепления покрышки с ободом борта барабана на ребордах имеются шлицевые пазы, в которые входят шлицевые выступы борта покрышки.

Во втулке барабана колеса с обеих сторон запрессованы конические роликовые подшипники 10. Сальники подшипников состоят и войлочного кольца 3, заключенного между двумя дюралюминиевыми шайбами. Сальник подшипников контрится разрезным стопорным кольцом 4.

Колесо монтируется в вилке на стальной пустотелой оси 7, между двумя распорными втулками 9, и зажимается корончатой гайкой 2, которая заворачивается внутрь оси. Осевой и радиальной люфты колеса устраняются подтяжкой гайки. Контрится гайка шплинтом через распорную втулку.

Амортизатор установки хвостового колеса (рис. 5.12) по своей конструкции аналогичен амортизатору основных опор шасси. Полный ход штока в цилиндре амортизатора 125 мм. Стояночная осадка амортизатора при нормальном полетном весе самолета 65 мм. для зарядки амортизатора требуется 440 см жидкости АМГ-10.

Зарядка амортизатора жидкостью и воздухом аналогична зарядке амортизатора шасси. Давление газа в амортизаторе, свободном от нагрузки 27 кгс/см².

Качающаяся ферма своими ушками крепится к нижним узлам шпангоута №23, амортизатор 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.

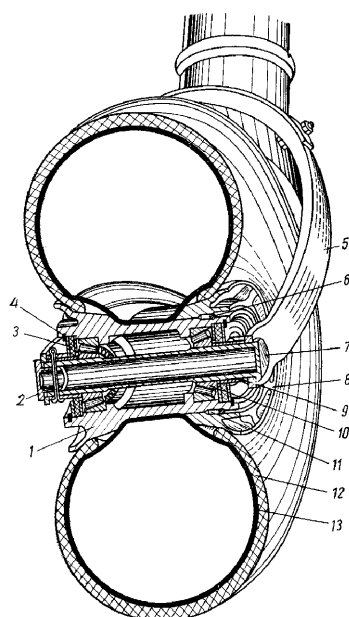


Рис. 5.11. Хвостовое колесо

1— барабан колеса; 2— гайка оси колеса; 3— кольцо; 4— разрезное стопорное полукольцо; 5— вилка колеса; 6— констрящее полукольцо; 7— ось колеса; 8— съемная реборда; 9— распорная втулка; 10— роликовый подшипник; 11— стопорный штифт; 12— покрывка шины; 13— камера шины

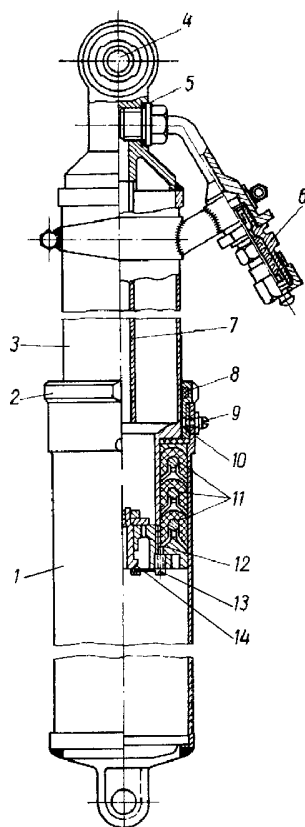


Рис. 5.12. Амортизатор установки хвостового колеса:

1— цилиндр; 2— верхняя бусса; 3— шток; 4— шаровой шарнир; 5— прокладка; 6— зарядный клапан; 7— заливная труба; 8— фетровое кольцо; 9— винт; 10— канавка для графитовой смазки; 11— уплотнение штока; 12— гайка-клапан; 13— контрирпилька; 14— полый болт клапана (диффузор).

4.2. Установка хвостового колеса польского производства

На самолетах Ан-2 польского производства установка хвостового колеса (рис. 5.13) конструктивно отличается от установки хвостового колеса, описанной выше. Она состоит из траверсы 5, амортизатора 2, колеса 9 с вилкой 7, центрирующего устройства и механизма стопорения.

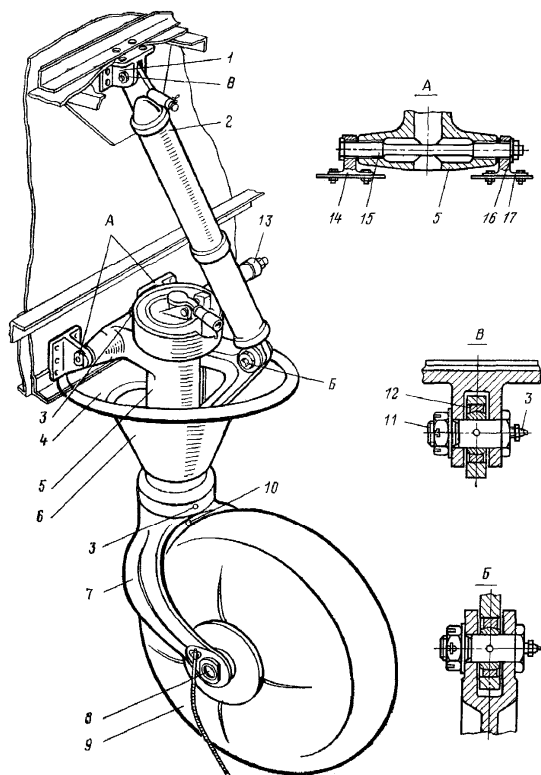


Рис. 5.13. Установка хвостового колеса на самолетах польского производства:

1 — узлы крепления; 2 — амортизатор; 3 — масленка; 4 — обтекатель; 5 — траверса; 6 — резиновый чехол; 7 — вилка; 8 — ось колеса; 9 — колесо; 10. 11 — болт; 12 — шарнир; 13 — пневмоцилиндр стопора; 14 — кронштейн; 15 — ось подвески траверсы; 16 — гайка; 17 — кронштейн

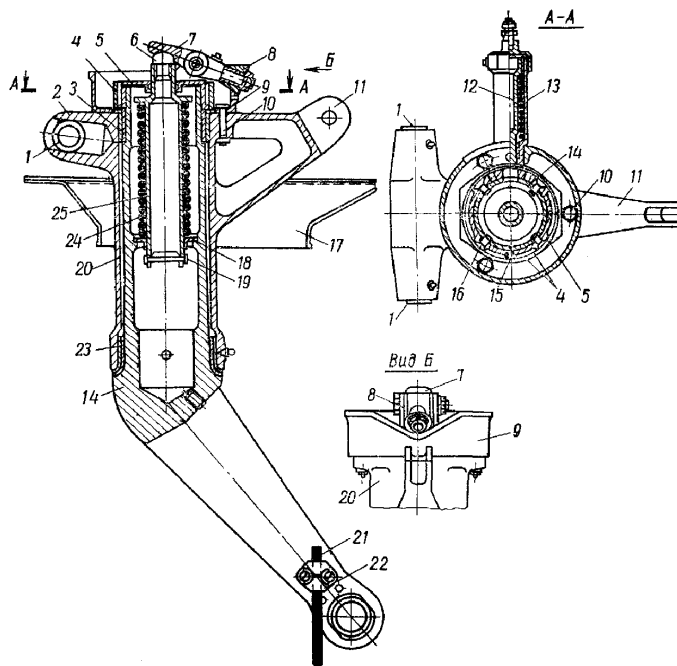


Рис. 5.14. Траверса и вилка установки хвостового колеса польского производства:

1 — втулка; 2 — передняя вилка; 3 — втулка; 4 — обойма; 5 — крышка; 6 — головка штока; 7 — качалка центрирующего устройства; 8 — ролик; 9 — кулачок центрирующего устройства; 10 — болт; 11 — задняя вилка; 12 — шток механизма стопорения; 13 — цилиндр; 14 — вилка; 15 — штифт; 16 — винт; 17 — обтекатель; 18 — опорная шайба; 19 — валик; 20 — траверса; 21 — заземляющий трос; 22 — накладка; 23 — втулка; 24 — пружина; 25 — шток

Траверса (рис. 5.14) выполнена штамповкой из алюминиевого сплава АК6 и представляет собой цилиндр с двумя вилками: перед ней с запрессованными в нее бронзовыми втулками для стыковки с фюзеляжем на узлах шпангоута №23 и задней— для крепления ушка цилиндра амортизатора. Сверху и снизу в траверсу запрессованы бронзовые втулки, в которые входит цилиндрическая часть вилки колеса, выштампованной из АК6. Сверху на траверсе тремя болтами закреплен кулачок центрирующего устройства. От выпадения из траверсы вилка удерживается крышкой, закрепленной четырьмя штифтами. Они фиксируются обоймой, которая крепится к крышке винтами. На крышке имеются ушки для крепления коромысла с роликом.

Внутри цилиндрической части вилки установлен шток с опорной шайбой и пружиной. На головку штока опирается коромысло.

Работа центрирующего устройства. При нейтральном положении вилки, когда колесо находится в линии полета, конец коромысла с роликом под действием пружины и штока устанавливается во впадине кулачка.

При боковых нагрузках на колесо вилка вместе с крышкой и коромыслом поворачивается, заставляя ролик подниматься по профилю кулачка. Второй конец коромысла перемещает шток вниз и сжимает пружину.

При исчезновении боковой нагрузки ролик коромысла под действием пружины скатывается во впадину кулачка, тем самым, возвращая вилку в нейтральное положение. При отклонении колеса на угол $30\text{--}35^\circ$ пружинно-кулачковое устройство возвращает его в нейтральное положение, т. е. центрирует колесо по линии полета. Пружинно-кулачковое устройство дает возможность вилке вместе с колесом поворачиваться на 360° .

Механизм стопорения представляет собой цилиндр со штоком и пружиной возврата, установленной на резьбе справа в гнездо кулачка.

Под действием сжатого воздуха, подаваемого в цилиндр, шток выдвигается, сжимая пружину, входит в отверстие крышки и вилки и стопорит вилку в нейтральном положении.

При падении давления воздуха в цилиндре пружина возвращает шток в исходное положение, расстопоривая вилку колеса.

Амортизатор установки хвостового колеса (рис. 5.15) состоит из цилиндра, штока, диафрагмы, клапана-гайки, верхней буксы, нижней буксы, заливной трубки и зарядного клапана для зарядки амортизатора азотом или воздухом.

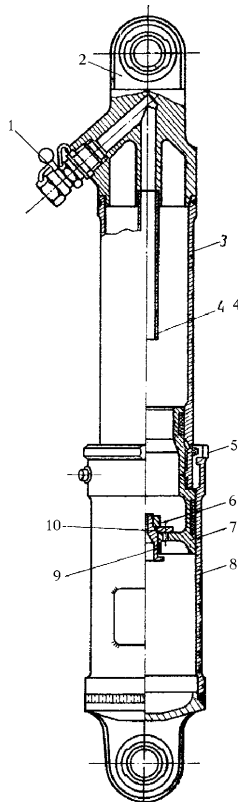


Рис. 5.15. Амортизатор установки хвостового колеса польского производства:

1— зарядный клапан; 2— ушко; 3 — шток; 4— заливная трубка; 5— букса; 6— гайка клапана; 7— нижняя букса; 8— цилиндр амортизатора; 9— полый болт клапана (диффузор); 10— шайба клапана

5. ЛЫЖИ

Лыжи шасси самолета Ан-2 (рис. 5.16, а) — цельнометаллические, клепаной конструкции и изготовлены из дюралюминия марки Д16. Основная лыжа состоит из силового каркаса, верхней обшивки и полоза. Силовой каркас (рис. 5.16, в) состоит из кабана, двух лонжеронов, 10 шпангоутов, передних литых башмаков, задних и боковых ободов.

Лонжероны склепаны из прессованных дюралюминиевых уголков и стенок из листового дюралюминия толщиной 2 мм. Шпангоуты отштампованы из дюралюминиевых 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 дюралюминия толщиной 2 мм. Кабан сварен из хроманселевых труб, сверху закрыт легкоъемным дюралюминиевым обтекателем.

Полоз лыжи изготовлен из дюралюминиевого листа толщиной 3,5 мм, обшитого с наружной стороны листовой нержавеющей сталью толщиной 0,6 мм посредством стальных заклепок с потайной головкой.

Верхняя обшивка изготовлена из дюралюминиевого листа толщиной 1 мм и крепится к каркасу заклепками и винтами.

Для сокращения длины пробега при посадке и улучшения маневренности самолета по снежному покрову лыжи снабжены тормозами.

Тормозной механизм (см. рис. 5.16, б) 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 кгс/см².

Лыжа устанавливается на полую ось шасси.

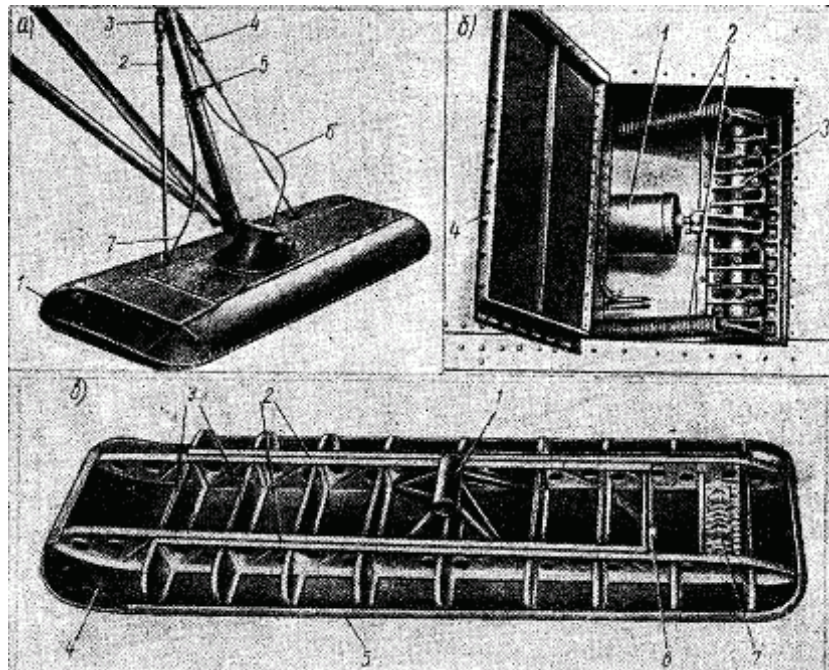


Рис. 5.16. Лыжа шасси:

а) — общий вид лыжного шасси:

1 — усиленный носок основной лыжи; 2 — передняя балансирующая цепь; 3 — хомут крепления амортизатора; 4 — задняя балансирующая цепь; 5 — хомут крепления предохранительных тросов; 6 — задний предохранительный трос; 7 — передний предохранительный трос;

б) — тормозной механизм:

1 — силовой воздушный цилиндр; 2 — возвратные пружины; 3 — гребенка с шипами; 4 — крышка люка;

в) — каркас лыжи шасси:

1 — кабан; 2 — лонжероны; 3 — шпангоуты; 4 — полоз; 5 — боковой обод; 6 — узел крепления силового воздушного цилиндра; 7 — гребенка с шайбами

Хвостовая лыжа (рис. 5.17) — цельнометаллической конструкции. Она состоит из силового каркаса, полоза и съемной верхней обшивки.

Силовой каркас состоит из двух лонжеронов и шести поперечных шпангоутов. Лонжероны изготовлены из дюралюминиевых прессованных уголков и дюралюминиевой стенки толщиной 1,5 мм. Шпангоуты штампуются из листового дюралюминия толщиной 1,5 мм. Верхняя обшивка изготовлена из дюралюминиевого листа толщиной 1 мм и крепится к каркасу болтами.

Полос лыжи изготовлен из дюралюминиевого листа толщиной 3 мм, обшитого с наружной стороны листовой нержавеющей сталью толщиной 0,6 мм. для улучшения продольной устойчивости лыжи полос снабжен в хвостовой части на направляющим гребнем, способствующим развороту лыжи за самолетом при рулении, а для установки лыжи на вилку колеса к лонжеронам прикреплены два фрезерных кабана из дюралюминия.

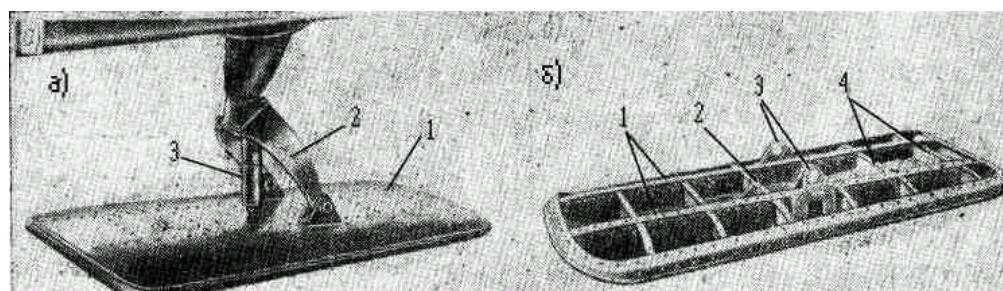


Рис. 5.17. Хвостовая лыжа:

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

Установка лыж на самолет.

При переходе к эксплуатации самолета на лыжном шасси необходимо, чтобы толщина снежного покрова аэродрома была не менее 35 см при свежеснежавшем снеге и 25 см при укатанном или слежавшемся снеге. для перевода 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 балансирующими цепями. Каждая балансирующая 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 балансирующих цепей крепятся к дюралюминиевому хомуту, установленному на штоке амортизационной стойки шасси, нижние концы крепятся к лыже. Свободная длина передней балансирующей 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 $7^\circ 30' \pm 30'$. Подвеска лыж весит 6 кгс. Вес лыжи с подвеской 89 кгс.

При установке хвостовой лыжи на самолет необходимо убедиться, что установлены колодки под лыжи по оси и включен стояночный тормоз, после чего следует поднять хвостовую часть самолета на подъемник и установить 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 $+21$ до -30° .

В полете лыжа удерживается в заданном положении пружинным амортизатором, который крепится к ушковому болту вилки хвостовой установки и к лыже. Лыжа может ориентироваться, как и колесо, на 360° .

Приложение А

Диаграмма работы амортизатора.

Диаграммой работы амортизатора называется зависимость силы Q , действующей на шток амортизатора, от перемещения штока S . Усилие, необходимое для обжатия амортизатора (на прямом ходе), равно сумме усилий, идущих на преодоление сопротивления газа Q_g , жидкости $Q_{ж}$ и сил трения $Q_{тр}$ (рис.5.6,а):

$$Q = Q_g + Q_{ж} + Q_{тр}.$$

При распрямлении амортизатора — обратном ходе (рис.5.6,б) шток движется за счет усилия таза Q_e . Часть этого усилия затрачивается на преодоление гидравлических сопротивлений жидкости и трения. Поэтому усилие на штоке амортизатора

$$Q = Q_e - Q_{ж} - Q_{тр}.$$

Усилие от сопротивления газа: $Q_g = p_g \cdot F$,

где p_g — давление газа в амортизаторе;

F — площадь поперечного сечения штока.

На рис. 5.16,а показана диаграмма $Q_g=f(S)$ на прямом и обратном ходе. Площадь фигуры $O-1-2-3-4-0$ эквивалентна энергии сжатого газа. Эта энергия используется на распрямление амортизатора. И если бы не было жидкости, сжатый газ работал бы как пружина. В этом случае самолет при посадке совершал бы в течение длительного времени вертикальные колебания.

Усилие от сопротивления жидкости $Q_{ж}$ равно силе, потребной на проталкивание жидкости через отверстия в клапане. Сила $Q_{ж}$ тем больше, чем больше скорость движения жидкости, а следовательно, и скорость движения штока $V_{шт}$, и меньше площадь сечения отверстий в клапане $f_{отв}$:

$$Q_{ж} = \frac{a \cdot V_{шт}^2}{f_{отв}^2},$$

где a — коэффициент.

В начале и конце обжатия амортизатора скорость штока, равна нулю. Значит, и усилия $Q_{ж}$ в начале и конце обжатия равны нулю. Поэтому диаграмма (рис. 5.18,б) зависимости $Q_{ж}=f(S)$ имеет вид на прямом ходе $1-5-3$ и на обратном $3-9-1$. На обратном ходе усилия увеличиваются за счет уменьшения $f_{отв}$, из-за закрытия части отверстий клапаном торможения на обратном ходе.

Площадь внутри фигуры ходе $1-5-3-9$ соответствует энергии, затраченной на преодоление гидравлических сопротивлений и превращенной в тепло.

Сила трения $Q_{тр}$ между штоком и цилиндром возникает за счет трения в буксах и манжетах уплотнения. Сила трения в буксах зависит от величины боковых нагрузок и моментов, действующих на амортизатор. Сила трения в манжетах уплотнения пропорциональна давлению внутри амортизатора, прижимающего манжеты к стенкам штока (цилиндра). Поэтому силы $Q_{тр}$ при обжатии амортизатора увеличиваются, а при распрямлении уменьшаются.

На рис. 5.18,в показана диаграмма $Q_{тр}=f(S)$ на прямом ходе $6-7-8$, на обратном $10-11-12$. Площадь внутри фигуры $6-7-8-10-11-12$ соответствует энергии, затраченной на преодоление сил трения и превращенной в тепло.

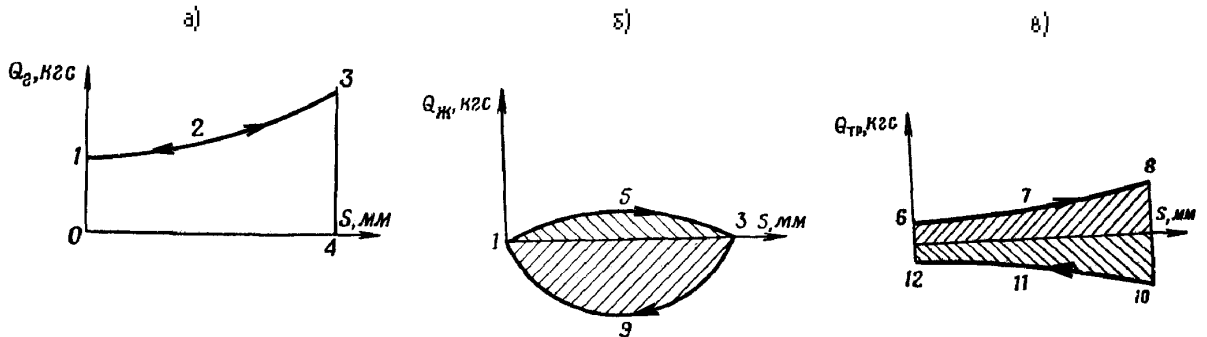


Рис. 5.18. Диаграммы работы амортизатора от газовых (а) сил, сил сопротивления движению жидкости (б) и сил трения (в)

Диаграмма работы жидкостно-газового амортизатора (рис. 5.19) представляет собой сочетание рассмотренных выше диаграмм. Действительно, если к ординатам кривой $1-2-3$ (диаграмме усилия от сопротивления газа Q_g) прибавить отрезки, соответствующие силам сопротивления жидкости $Q_{ж}$ и трения $Q_{тр}$ при прямом ходе штока, то получим кривую $6-7-8$ изменения усилий, действующих на шток при прямом ходе. И если от ординат кривой $1-2-3$ отнять отрезки, соответствующие силам сопротивления жидкости $Q_{ж}$ и трения $Q_{тр}$ при распрямлении амортизатора, то получим кривую $10-11-12$ усилий, действующих на шток при обратном ходе амортизатора.

Площадь фигуры $0-6-7-8-4-0$ соответствует той работе, которую воспринял (аккумулировал) амортизатор на прямом ходе.

Площадь фигуры $0-12-11-10-4-0$ соответствует энергии, возвращенной самолету и расходуемой на его подпрыгивание.

Площадь петли $6-7-8-10-11-12$ соответствует работе, рассеянной силами сопротивления движения жидкости и трения на прямом и обратном ходе, т. е. энергии, превращенной в тепло. Величина ее зависит от площади отверстий, через которые проталкивается жидкость, от величины сил трения штока о буксы, манжеты.

Чем больше площадь петли 12—6—7—8—10—11—12, тем меньше площадь фигуры 0—12—11—10—4—0, тем меньше энергии возвращается самолету, тем быстрее прекратятся вертикальные колебания самолета после удара. Однако величина площади петли лимитируется ограниченным временем цикла срабатывания амортизатора (0,8-1 с), т.е. временем, обеспечивающим подготовку амортизатора к повторному удару.

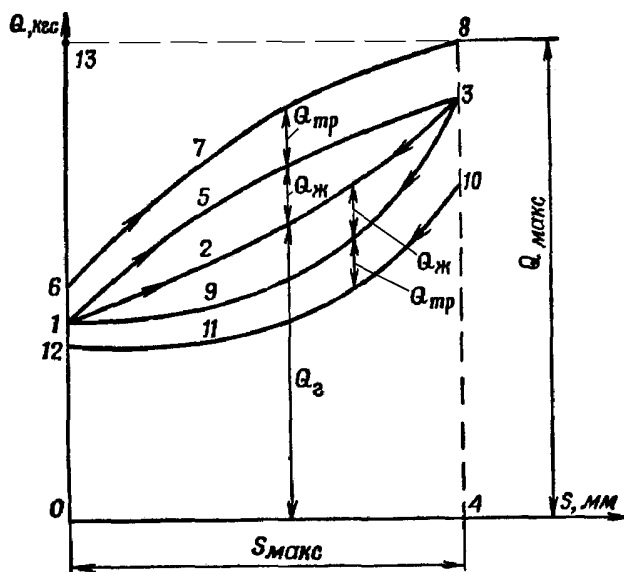


Рис. 5.19. Диаграмма работы жидкостно-газового амортизатора

Количественно конструктивное совершенство амортизатора оценивается двумя коэффициентами: коэффициентом полноты диаграммы ($\eta_{ам}$) и коэффициентом гистерезиса ($\eta_{гис}$).

Коэффициент полноты диаграммы показывает, какую часть от максимально возможной работы воспринял амортизатор на прямом ходе. Максимально возможная работа, которую может воспринять амортизатор, равна $Q_{макс} \cdot S_{макс}$, что эквивалентно площади фигуры 0—13—8—4—0. Работа, воспринятая амортизатором на прямом ходе ($A_{ам}$), как уже было сказано, эквивалентна площади фигуры 0—6—7—8—4—0. Поэтому можно записать:

$$\eta_{ам} = \frac{A_{ам}}{Q_{макс} \cdot S_{макс}} = \frac{F_{0-6-7-8-4-0}}{F_{0-13-8-4-0}},$$

где F— площадь соответствующей фигуры на рис 5.19.

Чем больше $\eta_{ам}$, тем меньший ход амортизатора требуется для восприятия энергии удара самолета при посадке, тем меньше габаритные размеры амортизатора. Однако при увеличении $\eta_{ам}$ амортизация становится более «жесткой», что приводит к увеличению нагрузок на планер самолета, снижению комфорта пассажиров. Для амортизаторов существующих самолетов $\eta_{ам}=0,55 \div 0,70$.

Коэффициент гистерезиса показывает, какая часть энергии воспринятая амортизатором, рассеивается т.е. превращается в тепло. Работа, рассеянная амортизатором ($A_{рас}$), как уже говорилось, эквивалентна площади фигуры 6—7—8—10—11—12. Следовательно:

$$\eta_{гис} = \frac{A_{рас}}{A_{ам}} = \frac{F_{6-7-8-10-11-12-6}}{F_{0-6-7-8-4-0}}.$$

Чем больше коэффициент гистерезиса, тем быстрее рассеивается энергия удара при посадке. Но увеличение рассеянной энергии замедляет процесс распрямления амортизатора, а значит, увеличивает время готовности к восприятию повторного удара. Для амортизаторов существующих самолетов $\eta_{гис}=0,5 \div 0,6$.

Приложение Б.

Диаграмма работы амортизатора при неправильной зарядке

Неправильно заряженным амортизатором считается такой, у которого давление газа или объем жидкости не соответствует требованиям эксплуатационной документации. Рассмотрим, как это влияет на работу амортизатора. При этом для упрощения будем считать, что диаграмма работы амортизатора имеет вид фигуры 1—5—3—9—1 (рис.5.17), т.е. пренебрежем силами трения.

Влияние давления зарядки амортизатора.

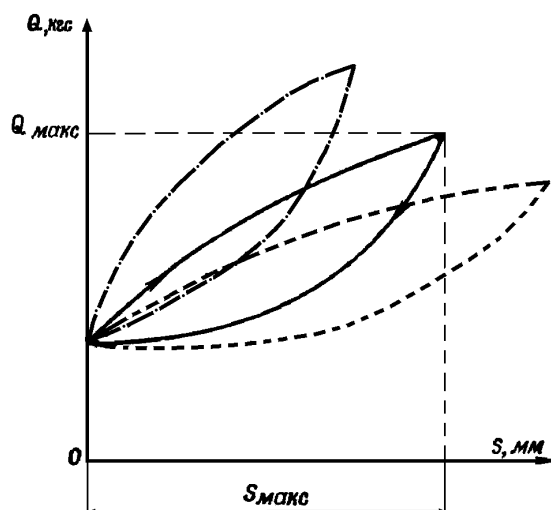


Рис.5.21. Влияние количества заливаемой жидкости на диаграмму работы амортизатора:

- объем жидкости соответствует требуемому;
- объем жидкости меньше требуемого;
- · - · - объем жидкости больше требуемого

Таким образом, в процессе эксплуатации необходимо систематически контролировать эти параметры амортизатора, поддерживая их значения в соответствии с инструкциями по технической эксплуатации. В противном случае возможна поломка амортизатора, узлов крепления шасси и других элементов конструкции. Кроме того, это может привести к интенсивному расходу усталостного ресурса планера при движении летательного аппарата по земле, особенно на тяжелых маневренных самолетах.

Приложение В.

Классификация авиационных колес

Таблица 2.

Тип колеса	Максимальное давление, кгс/см ²	Максимальная скорость отрыва, км/ч	Свойства и условия применения
Баллонное	2—4	150	Оказывают минимальное давление на грунт, имеют хорошую проходимость по грунту, при контакте с грунтом максимальное обжатие и поглощение энергии удара при посадке. Недостатки: большие размеры пневматика. Применяются на легких самолетах,
Полубаллонное	5—7	200	Увеличенное давление зарядки, сохраняется хорошая проходимость по грунту.
Арочное	7	300	Покрышка повышенной жесткости. Возможна эксплуатация самолета на твердых грунтовых ВПП
Среднего давления	6—10	300	Обладают промежуточными характеристиками по проходимости, по поглощению энергии удара при посадке, габаритным размерам...
Высокого давления	12—20	400	Для ВПП с искусственным покрытием
Сверхвысокого давления	22 и выше	450	Для аэродромов с большой толщиной покрытия. Для сильнонагруженных шасси скоростных самолетов. Покрышки с большим числом слоев корда повышенной прочности. Размеры колес минимальные.

Глава 6. Воздушная система самолета Ан-2.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Воздушная система на самолете Ан-2 (рис. 6.1) предназначена для управления тормозами колес, лыж и сельскохозяйственной аппаратурой.

В воздушную систему самолета Ан-2 входят компрессор АК-50М 1, фильтр-отстойник ФТ-1300 4, автомат давления АД-50 5, прямооточный фильтр 7, кран наполнения КН-9750/3 9 с редукционным клапаном, манометр воздуха на 80 кгс/см² 13, бортовой баллон 12, редукционный клапан ПУ-7 14, дифференциал ПУ-8/1 20, двухстрелочный манометр воздуха тормозной магистрали на 12 кгс/см² 17, бортовой зарядный штуцер 22 и штуцеры подзарядки амортизаторов и колес в полевых условиях 10, 21.

Зарядка бортового баллона воздухом на земле производится от аэродромного баллона через бортовой зарядный штуцер, расположенный за нижним люком между шпангоутами 2 и 3. Во время работы двигателя зарядка баллона происходит от компрессора, установленного на двигателе. Воздушная система позволяет производить подзарядку амортизаторов и пневматиков колес в полевых условиях, для чего служат добавочные подзарядные штуцеры, расположенные один снизу фюзеляжа между шпангоутами 3 и 4 и второй — на стенке шпангоута № 23.

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 (см. пособие «Шасси самолета Ан-2»).

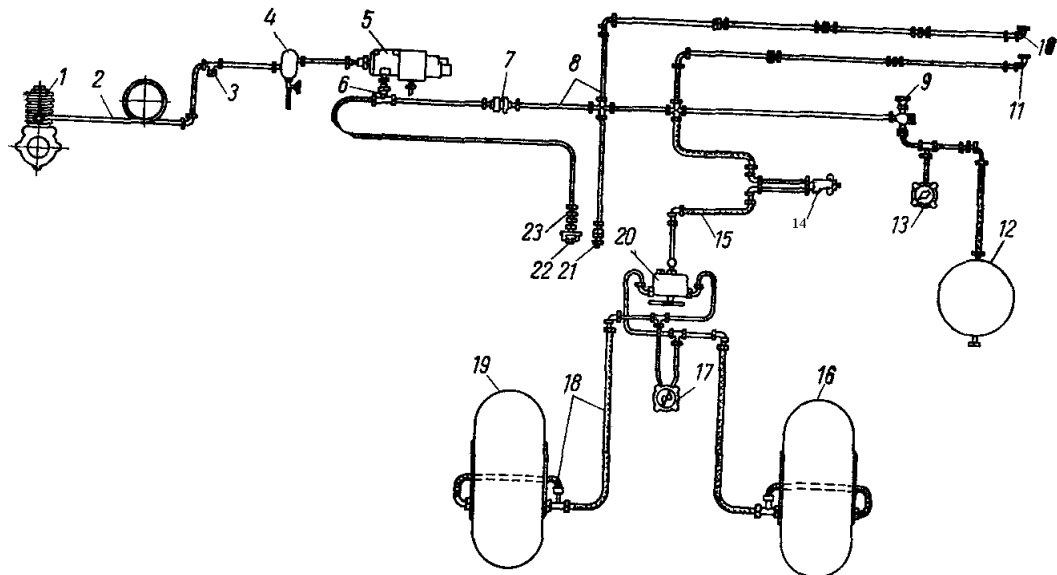


Рис. 6.1. Принципиальная схема воздушной системы:

1 — компрессор АК-50М; 2 — трубопровод к компрессору; 3 — заглушка; 4 — фильтр-отстойник ФТ-1300; 5 — автомат давления АД-50; 6 — обратный клапан; 7 — прямооточный фильтр; 8 — трубопроводы; 9 — кран наполнения КН-9750/Д; 10 — штуцер подзарядки амортизатора хвостовой опоры; 11 — штуцер подвода воздуха к сельскохозяйственной аппаратуре; 12 — бортовой баллон сжатого воздуха; 13 — манометр на 80 кгс/см²; 14 — редукционный клапан ПУ-7; 15 — шланг; 16 — правое колесо шасси; 17 — двухстрелочный манометр на 12 кгс/см²; 18 — шланг; 19 — левое колесо шасси; 20 — дифференциал ПУ-8/1; 21 — штуцер подзарядки амортизаторов основных опор шасси; 22 — бортовой зарядный штуцер; 23 — обратный клапан

Основные данные воздушной системы

Емкость баллона сжатого воздуха, л.....	8
Давление в баллоне воздушной системы, кгс/см ²	40÷50
Максимальное давление воздуха в тормозах, кгс/см ² :	
колес	6÷8
лыж.....	8÷10

2. АГРЕГАТЫ ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ

Компрессор АК-50М — авиационный двухступенчатый, не выключающийся, воздушного охлаждения, рассчитанный на давление 50 кгс/см^2 . Компрессор смонтирован на задней крышке картера двигателя с правой стороны. Производительность компрессора 8 л воздуха под давлением 50 кгс/см^2 в течение 22 мин. Необходимая скорость воздуха для обдува цилиндра компрессора составляет не менее 72 км/ч.

Воздушный компрессор АК-50М (рис. 6.2) состоит из картера 9, эксцентрикового валика 1, поршня 2 с кольцами, цилиндра 7 1-й ступени, цилиндра 8 2-й ступени, всасывающего 6, нагнетающего 3 и перепускного 4 клапанов.

При движении поршня 2 вниз объем камеры А цилиндра над поршнем увеличивается и в ней создается разрежение, вследствие чего открывается всасывающий клапан 6, и в цилиндр из атмосферы через войлочный фильтр 5 засасывается воздух.

В это же время объем камеры Б под поршнем первой ступени уменьшается, и происходит дополнительное сжатие находящегося в камере предварительно сжатого воздуха.

Сжатый в этой камере воздух открывает нагнетающий клапан 3 и по трубопроводу поступает в бортовые баллоны через фильтр-отстойник и АД-50.

При движении поршня 2 вверх объем камеры А над поршнем уменьшается, и поступивший в нее воздух сжимается до $5...6 \text{ кгс/см}^2$, а объем камеры Б под поршнем увеличивается, и в ней давление понижается. Под действием разности давлений в камерах перепускной клапан 4 открывается, и воздух, сжатый в первой камере цилиндра, по каналам в поршне поступает во вторую камеру.

При последующем движении поршня 2 вниз перепускной клапан 4 закрывается и происходят вторичное сжатие воздуха в камере Б и нагнетание его по воздухопроводу в бортовые баллоны.

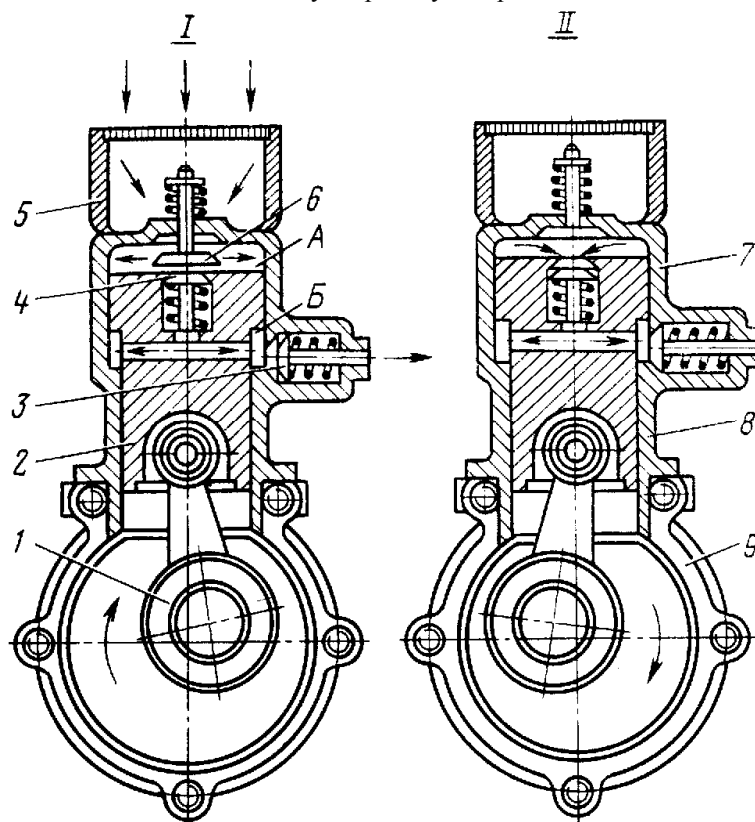


Рис. 6.2. Схема работы компрессора АК-50ТЗ:

I — всасывание и нагнетание; II — предварительное сжатие и перепуск воздуха

1 — эксцентриковый валик; 2 — поршень; 3 — нагнетающий клапан; 4 — перепускной клапан; 6 — всасывающий клапан; 7 — цилиндр первой ступени; 8 — цилиндр второй ступени; 9 — картер

Автомат давления АД-50 (рис. 6.3) служит для поддержания постоянного давления в воздушной системе в пределах $40\div 50 \text{ кгс/см}^2$. Автомат установлен слева под полом кабины пилотов на шпангоуте 3.

Автомат давления состоит из литого алюминиевого корпуса, поршня 4, редуцирующей пружины 6, обратного клапана 3, сетчатого фильтра конической формы 2, иглы 1, двуплечего рычага иглы 5, гайки иглы 9, фиксатора 7, ролика фиксатора 8. На корпусе АД-50 расположены штуцеры присоединения трубопроводов.

На наружной поверхности иглы 1 имеется винтовая резьба, по которой игла вворачивается в гайку 9, закрепленную в корпусе автомата. При повороте иглы в гайке, она совершает осевые перемещения. На средней части иглы установлен двуплечий рычаг 5, кинематически связанный одним плечом с поршнем 4, а другим — с фиксатором 7.

При зарядке воздушной системы (бортового баллона) от компрессора (рис.6.3,б) воздух поступает через штуцер «от компрессора», фильтр 2 и обратный клапан 3 в полость поршня и через боковой штуцер в баллон. По мере повышения давления воздуха в баллоне повышается его давление и на поршень, который нагружается с одной стороны редуционной пружиной 6, с другой — повышающимся давлением воздуха. При повышении давления поршень перемещается в сторону редуционной пружины, сжимая ее. Одновременно выбирается зазор между плечом рычага иглы и левым буртиком поршня. Фиксатор под действием пружины удерживает иглу в закрытом положении через кулачок рычага иглы.

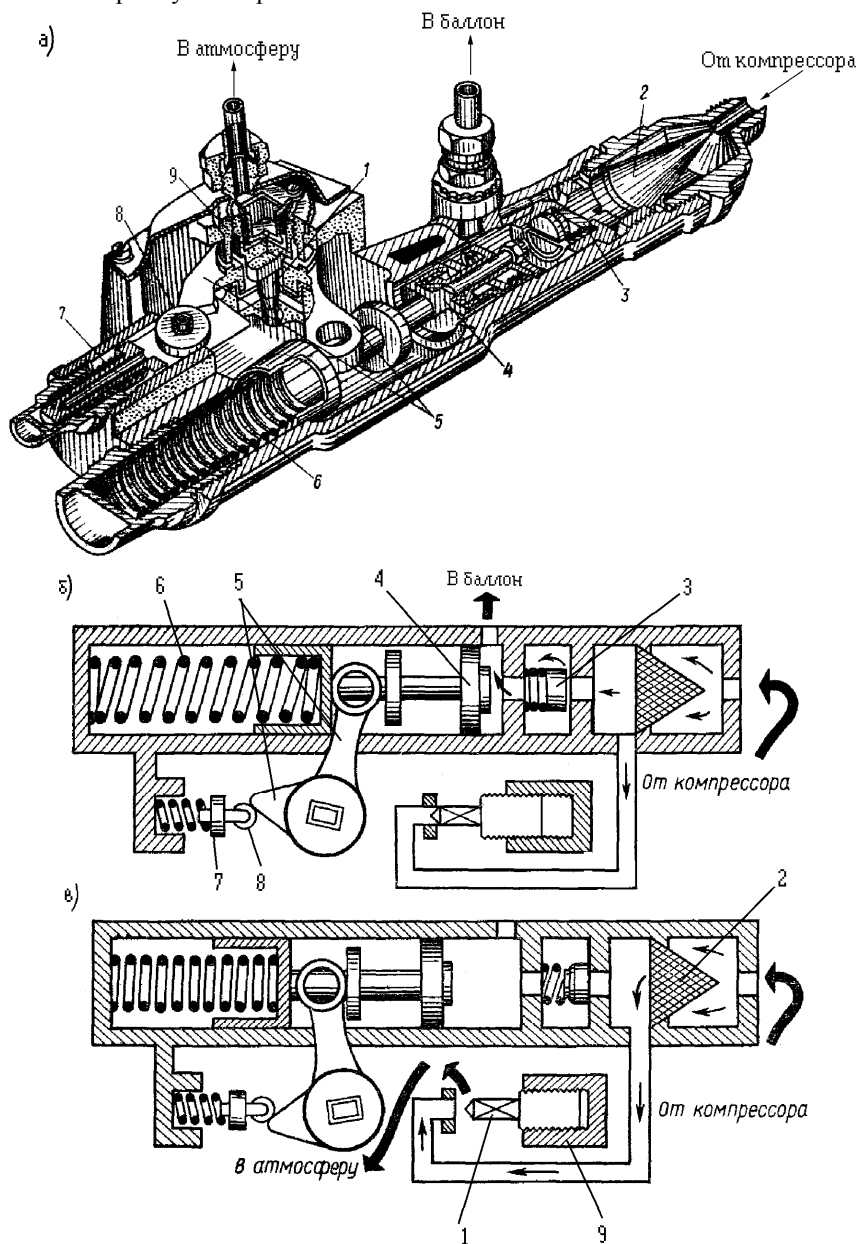


Рис. 6.3. Автомат давления АД-50:

- а — конструкция; б — схема работы при зарядке бортового баллона (рабочий ход компрессора);
 в — схема работы при заряженном бортовом баллоне (холостой ход компрессора);
 1 — игла; 2 — фильтр; 3 — обратный клапан; 4 — поршень; 5 — рычаги иглы; 6 — редуционная пружина; 7 — фиксатор; 8 — ролик фиксатора; 9 — гайка иглы

При достижении давления воздуха в баллоне, а следовательно и в полости перед поршнем 50 кгс/см^2 , поршень перемещается (влево по рисунку рис.6.3,в), рычаг иглы поворачивается и ролик фиксатора переходит на противоположный скос кулачка. При повороте рычага иглы происходит не только угловое, но и осевое перемещение иглы, которая открывает сообщение магистрали компрессора с атмосферой и последний переключается на режим холостого хода. Одновременно с открытием иглы и падением давления обратный клапан 3 под действием разности давлений закрывается и отсекает воздушную систему от магистрали зарядки. По мере падения давления в системе и в полости поршня поршень под действием редуционной пружины перемещается вправо, выбирая зазор между левым буртиком поршня и плечом рычага иглы.

При уменьшении давления воздуха в системе до 40 кгс/см^2 вследствие воздействия редуционной пружины поршень перемещается (вправо по рисунку) и поворачивает рычаг иглы, которая одновременно с поворотом

перемещается и разобщает магистраль зарядки с атмосферой. Компрессор переключается на режим рабочего хода и подзаряжает воздушную систему.

В процессе эксплуатации наблюдается понижение давления воздуха в системе по причине износа резинового уплотненного поршня или заедания редукционной пружины. В этом случае автомат давления необходимо заменить новым.

Редукционный клапан ПУ-7 является управляющим агрегатом и служит для подачи сжатого воздуха с редукционным давлением к тормозам колес основного шасси. Редуцирование давления воздуха производится с $40 \div 50 \text{ кгс/см}^2$ до величины $0 \div 11 \text{ кгс/см}^2$. Значение редукционного давления зависит от усилия нажатия на гашетку управления тормозами колес на левой штурвальной колонке (см. пособие «Система управления самолета Ан-2»). Клапан ПУ-7 расположен в верхней передней части левой штурвальной колонки.

Клапан ПУ-7 (рис.6.4) состоит из корпуса 12, поршня 10, редукционной пружины 3, чулочной резиновой мембраны 11, толкателя 13, зажимного кольца 2, гайки 1, большого 4 и малого 5 клапанов выпуска, большого 6 и малого 7 клапанов впуска, пружин клапанов, двух направляющих втулок клапанов, седла большого клапана впуска, штуцеров 8 и 9 подвода и отвода воздуха.

Внутренний объем корпуса разделен клапанами выпуска, впуска и поршнем с мембраной на две полости: полость высокого давления А (до клапанов впуска) и полость низкого давления Б (после клапанов впуска). Первая полость соединена штуцером 8 с воздушной системой вертолета (баллоном), а вторая — с тормозами колес через штуцер 9 и при открытых клапанах выпуска — с атмосферой через сверления в толкателе 13.

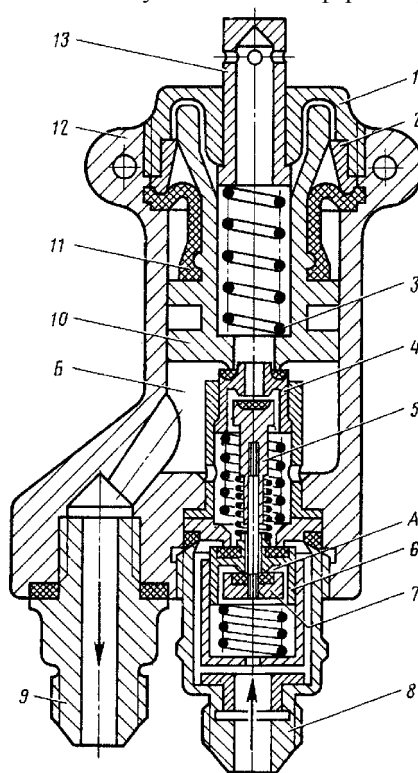


Рис. 6.4. Редукционный клапан ПУ-7

1— гайка; 2— зажимное кольцо; 3— редукционная пружина; 4— большой клапан выпуска; 5— малый клапан выпуска; 6— большой клапан впуска; 7— малый клапан впуска; 8— штуцер подвода воздуха от баллона; 9— штуцер подачи воздуха к тормозам колес; 10— поршень; 11— мембрана; 12— корпус; 13— толкатель

Гашетка управления тормозами колес через тягу и рычаг, расположенные на штурвале, связана с клапаном ПУ-7. При нажатии летчиком на гашетку происходит перемещение толкателя 13 вниз. При необжатой гашетке толкатель находится в верхнем положении, клапаны впуска закрыты, клапаны выпуска открыты, тормоза сообщаются с атмосферой, колеса расторможены.

При нажатии на гашетку управления тормозами рычаг перемещает толкатель 13 клапана ПУ-7 вниз, а последний нагружает редукционную пружину 3. Редукционная пружина перемещает поршень 10 вместе с большим клапаном выпуска 4, который своим седлом садится на малый клапан выпуска 5 и полость низкого давления, а следовательно, и тормоза колес разобщаются с атмосферой.

При дальнейшем движении поршня перемещаются вместе с ним и клапаны выпуска 4 и 5, но так как малый клапан выпуска жестко связан с малым клапаном впуска 7, то последний откроется и сжатый воздух из полости высокого давления А поступит в полость низкого давления Б и далее к тормозам колес.

При истечении воздуха из полости высокого давления А через открытый малый клапан впуска 7 вследствие перепада давлений под большим клапаном впуска 6 и над ним последний открывает доступ для прохода сжатого воздуха в полость низкого давления Б и далее к тормозам колес, что значительно ускоряет процесс торможения колес.

Сжатый воздух, поступая в полость низкого давления Б, одновременно действует и на поршень 10. Вследствие разности усилий на поршень со стороны редукционной пружины и давления воздуха снизу на него действует сила, равная произведению разности давлений на его площадь. Под действием этой силы поршень 10 по мере роста давления в полости Б перемещается вверх, сжимая редукционную пружину 3. Вместе с поршнем под действием своих пружин перемещаются вверх оба клапана выпуска и малый клапан впуска 8. Закрываясь, малый клапан впуска устраняет перепад давления, действующий на большой клапан впуска, который под действием своей пружины также закрывается. Давление в системе тормозов становится эквивалентным усилию нажатия на гашетку торможения и ходу толкателя клапана ПУ-7. Все клапаны агрегата закрываются, вследствие чего тормозная система отключается как от магистрали зарядки, так и от окружающей среды.

При растормаживании колес, отпуская рычаг управления ПУ-7, снижается усилие толкателя 13, и под давлением воздуха поршень перемещается вверх, освобождая на открытие клапаны выпуска. Воздух из тормозов колес через клапаны выпуска и отверстия в толкателе стравливается в атмосферу.

По мере падения давления воздуха в полости под поршнем редукционная пружина, разжимаясь, опускает поршень, который занимает исходное положение.

Фильтр—отстойник ФТ-1300 расположен в самой нижней точке воздушной системы и крепится к шпангоуту № 3 фюзеляжа под полом кабины пилотов возле нижнего люка. При движении воздуха через фильтр-отстойник в его внутреннем объеме образуется вихрь. Вследствие этого, частицы жидкости оседают на стенках фильтра и скапливаются в его нижней части, образуя отстой. Слив отстоя из фильтра-отстойника производится через кран. Для слива отстоя необходимо повернуть маховик крана 3. В закрытом положении маховик контрится проволокой. В процессе эксплуатации отстой из фильтра-отстойника сливают при каждом послеполетном техническом обслуживании и при кратковременной стоянке. Перед вылетом необходимо убедиться, что кран фильтра-отстойника закрыт и законтрен.

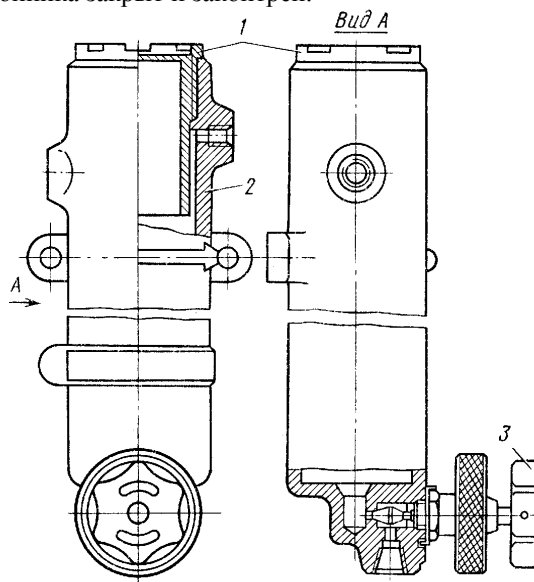


Рис. 6.5. Фильтр-отстойник:

1— отражательный стакан; 2— корпус; 3— кран слива отстоя

Прямоточный фильтр (рис. 6.6) предназначен для очистки воздуха, подаваемого в баллон. В корпусе фильтра имеется ряд металлических сеток и войлочных прокладок, служащих для очистки воздуха. Направление потока воздуха показано на рисунке стрелкой. Прямоточный фильтр смонтирован на шпангоуте 3 рядом с автоматом давления.

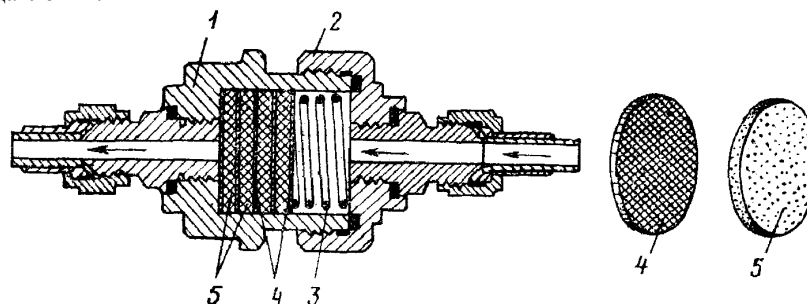


Рис. 6.6. Прямоточный фильтр:

1— корпус; 2— крышка; 3— пружина; 4— сетки; 5— прокладки

Кран наполнения КН-9750/Д (кран сети) установлен на левом пульте кабины пилотов. Кран состоит из корпуса, в который вмонтирована запорная игла с пружиной и маховичком, редукционного клапана, штуцеров и направляющей гайки иглы.

При вращении маховика 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 $50 \pm 5 \text{ кгс/см}^2$

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 кгс/см^2 , включенный между краном наполнения и баллоном, постоянно показывает давление в баллоне, двухстрелочный манометр для тормозов на 12 кгс/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 кгс/см^2 с трехкратным запасом прочности. Он расположен под полом кабины пилотов с правой стороны на кронштейне. Кронштейн приклепан к стрингеру № 4 фюзеляжа, к нижнему лонжерону и обшивке фюзеляжа между шпангоутами № 2 и 3. Крепление баллона к кронштейну осуществляется хомутом, состоящим из чашки и приваренных к ней лент, которые стягиваются болтами. Под чашку, кронштейн и ленты проложены резиновые прокладки.

Баллон воздушной системы окрашен в черный цвет.

Дифференциал ПУ-8/1 (рис. 6.7) предназначен для одновременного или разделенного торможения колес или лыж шасси. Он установлен на кронштейне впереди левого ножного управления и своим рычагом связан пружинной тягой с коромыслом педалей ножного управления.

Дифференциал ПУ-8/1 состоит из корпуса 9, рычага 1, коромысла 3, двух поршней 5, двух чулочных мембран 6, двух предохранительных (впускных) клапанов 8, двух прижимных колец 4, двух регулировочных винтов 2 и трех штуцеров 7. Два боковых штуцера связаны с магистралями, идущими к тормозам колес, и один — с магистралью, идущей от редукционного клапана ПУ-7.

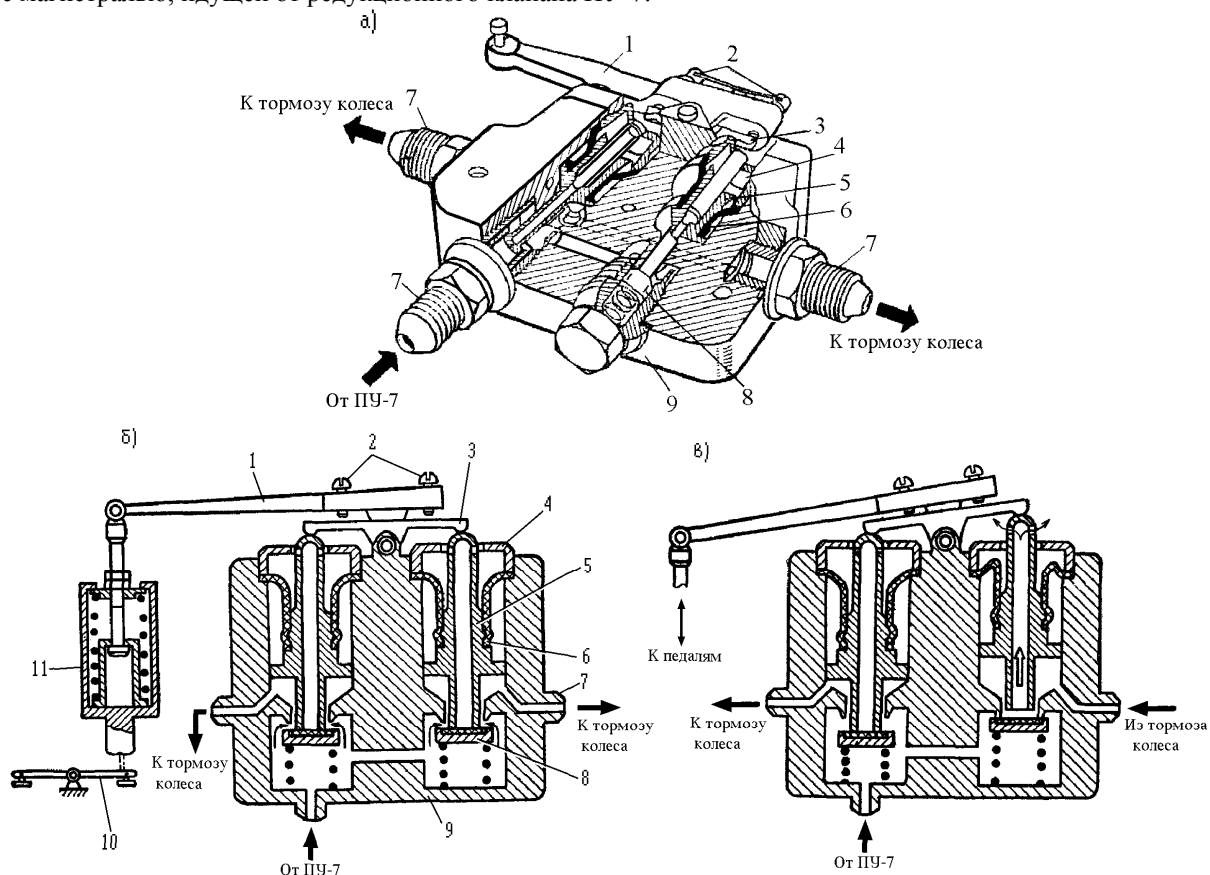


Рис. 6.7. Дифференциал ПУ-8/1:

а — конструкция; б — торможение при нейтральных педалях; в — при торможении и нажатой педали; 1 — рычаг; 2 — регулировочный винт; 3 — коромысло; 4 — прижимное кольцо; 5 — поршень; 6 — чулочная мембрана; 7 — штуцер; 8 — предохранительный клапан; 9 — корпус; 10 — педали; 11 — пружинная тяга

Работа дифференциала ПУ-8/1. При нейтральном положении педалей ножного управления и нажатии на гашетку редукционного клапана ПУ-7 происходит одновременное торможение обоих колес или лыж (рис. 6.7,б). При этом сжатый воздух, поступающий от редукционного клапана ПУ-7, перемещает поршни вверх до упора в коромысло и идет через щели между предохранительными клапанами и корпусом дифференциала к тормозам колес, где происходит одновременное торможение обеих колес шасси или лыж.

Если отпустить тормозную гашетку, то воздух по тем же каналам дифференциала выйдет из тормозов в атмосферу через отверстия в толкателе клапана ПУ-7.

Раздельное торможение колес осуществляется следующим образом. При нажатии на тормозную гашетку и отклонении педалей ножного управления перемещение с педалей передается на рычаг дифференциала. При этом если нажать на правую педаль ножного управления, затормаживается правое колесо и, наоборот, при нажатии на левую педаль затормаживается левое колесо, а правое растормаживается.

Проследим движение воздуха в этом случае.

При нажатии на левую педаль происходит поворот рычага дифференциала так, как это показано на рисунке 6.7, в. Рычаг дифференциала нажимает на левую часть коромысла, которое, в свою очередь, своим упором переместит вперед левый поршень дифференциала (по рисунку вниз).

При этом правый упор коромысла движется назад и вслед за ним, под действием давления воздуха будет перемещаться правый поршень (по рисунку вверх). До тех пор пока предохранительный клапан своей резиновой подушкой не сядет на седло (кольцевой буртик) корпуса, правое колесо будет заторможено. Как только клапан дойдет до седла корпуса и упрется в него, при дальнейшем движении педалей и поршней шток правого поршня отойдет от резиновой подушки клапана и откроет выход воздуха из тормоза правого колеса в атмосферу через отверстие в поршне (см. рис. 6.7,в). Левое колесо при этом будет оставаться заторможенным.

При нажатии на правую педаль ножного управления рулем направления произойдет обратное действие в работе дифференциала.

Максимальный угол отклонения рычага дифференциала 30° . Угол отклонения рычага дифференциала, при котором начинается растормаживание колес, равен 15° . При отсутствии давления в тормозах между коромыслом дифференциала и штоками поршней имеется зазор, необходимый для свободного хода педалей ножного управления при отклонении руля поворота в полете, чтобы коромысло дифференциала не нажимало на поршни и не вызывало их перемещения и износ. Для регулировки синхронности торможения колес и лыж шасси на рычаге дифференциала имеются регулировочные винты 2 (см. рис. 6.7).

Передача перемещения от педалей к дифференциалу ПУ-8/1 осуществляется через пружинную тягу 11. Пружинная тяга крепится к коромыслу педали ножного управления командира самолета и рычагу дифференциала ПУ-8/1.

Пружинная тяга служит для:

— смягчения усилий на рычаг ПУ-8/1, а следовательно, на поршни и предохранительные клапаны (резиновое уплотнение) при энергичном отклонении руля направления во время разворотов самолета при рулении;

— обеспечения нормального отклонения руля направления в случае заклинивания поршней в корпусе дифференциала.

Пружинная тяга состоит из: штока, наружной втулки, крышки с ухом крепления к рычагу дифференциала, внутренней втулки и набора пружин.

Трубопроводы воздушной системы в основном выполнены из трубок диаметром 6 мм, за исключением трубопровода от фильтра-отстойника до автомата давления, который изготовлен из трубок диаметром 8 мм. Трубопроводы изготовлены из материала АМГМ.

Соединение трубопроводов со штуцерами осуществляется по конической развальцовке. Трубопроводы крепятся к каркасу самолета посредством колодочек и хомутиков. Хомутик на шпангоуте № 6 металлизирован. Все трубопроводы перед монтажом испытываются под давлением воздуха 75 кгс/см^2 в течение 5 мин. Трубопроводы воздушной системы окрашены в черный цвет эмалью А12.

Для подвода воздуха к тормозам колес применяются гибкие бронированные трубопроводы, состоящие из резинового шланга в металлической оплетке. Трубопроводы проведены внутри передних подкосов шасси и полуосей. Испытание бронированных трубопроводов производится под давлением воздуха 15 кгс/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 кгс/см^2 в течение 5 мин.

Для зарядки бортового баллона от аэродромного на самолете, на щитке против лючка с правой стороны фюзеляжа между шпангоутами № 2 и 3 смонтирован зарядный штуцер, к нему на резьбе присоединен обратный клапан.

Штуцер для подзарядки амортизационных стоек и пневматиков колес основных опор шасси смонтирован снизу на обшивке фюзеляжа между шпангоутами № 3 и 4. Штуцер для подзарядки амортизатора и пневматика хвостового колеса выведен на шпангоут № 23 против лючка на правом борту шпангоута фюзеляжа.

3. ОСОБЕННОСТИ ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ ДВОЙНОГО УПРАВЛЕНИЯ ТОРМОЗАМИ

Система двойного управления тормозами колес шасси устанавливается на некоторых самолетах Ан-2, предназначенных для учебных целей. Применение такой системы позволяет пилоту-инструктору влиять на способ торможения самолета учеником, и в случае необходимости инструктор может взять управление тормозами колес полностью на себя. Для устранения возможности капотажа во время посадки, вызванного чрезмерно резким торможением, на самолете установлена система аварийного расторможения колес.

Тормозная система такого самолета (рис. 6.8) имеет следующие особенности:

- на правой штурвальной колонке, также как на левой, установлен редукционный клапан ПУ-7;
 - в систему дополнительно включены: электромагнитный клапан УП-30/1 и воздушный переключатель ПУ-9.
- Агрегаты УП-30/1 ПУ-9 установлены на кронштейнах, укрепленных на трубе системы управления самолетом под полом кабины пилотов;
- на правом штурвале установлена кнопка растормаживания К4М, которая служит для управления электромагнитным клапаном УП-30/1.

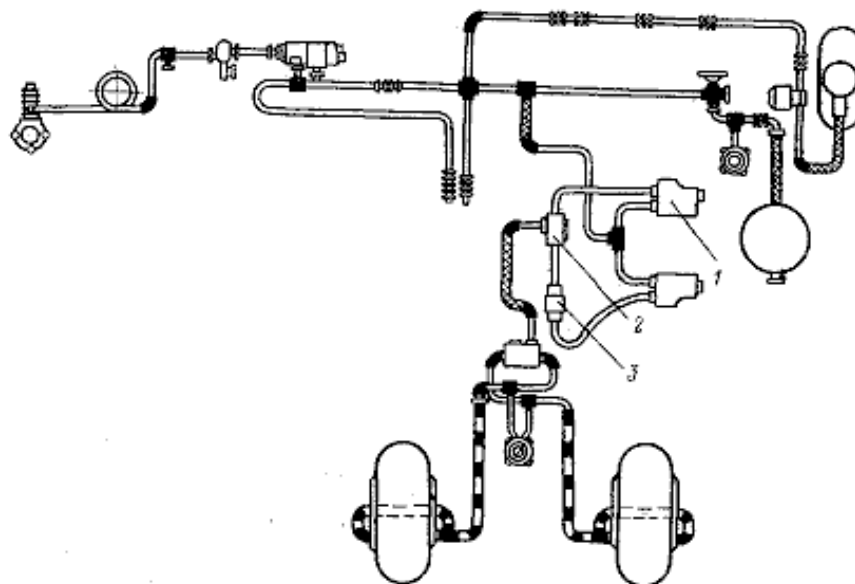


Рис. 6.8. Схема двойного управления тормозами колес:
1— редукционный клапан ПУ-7; 2— воздушный переключатель ПУ-9; 3— электромагнитный клапан УП-30/1

Агрегаты системы двойного управления тормозами

Воздушный переключатель ПУ-9 предназначен для пропускания сжатого воздуха только лишь в одном направлении и по существу является обратным клапаном. Он состоит из корпуса, двух клапанов и трех штуцеров — двух штуцеров подвода воздуха от ПУ-7 правого и левого штурвалов и одного штуцера отвода воздуха к тормозам.

Воздушный переключатель ПУ-9 рассчитан на максимальное рабочее давление 12 кгс/см^2 . Схема работы переключателя показана на рис. 6.9.

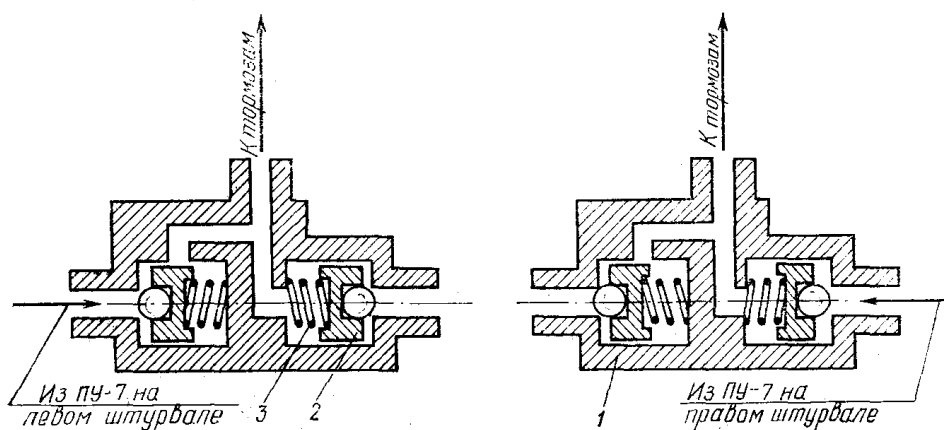


Рис. 6.9. Схема работы переключателя ПУ-9:
1— корпус; 2— клапан; 3— пружина

Электромагнитный клапан УП-30/1 (рис.6.10) служит для подачи сжатого воздуха к тормозам колес или для сообщения тормозных камер с атмосферой.

При обесточенной обмотке электромагнитного клапана УП-30/1 воздух от ПУ-7 поступает к тормозам колес. При подаче напряжения на обмотку якорь переместится, закрывая доступ сжатого воздуха к тормозам и открывая сообщение камер тормозов колес с атмосферой. В результате произойдет стравливание сжатого воздуха из тормозных камер, т. е. расторможение колес самолета.

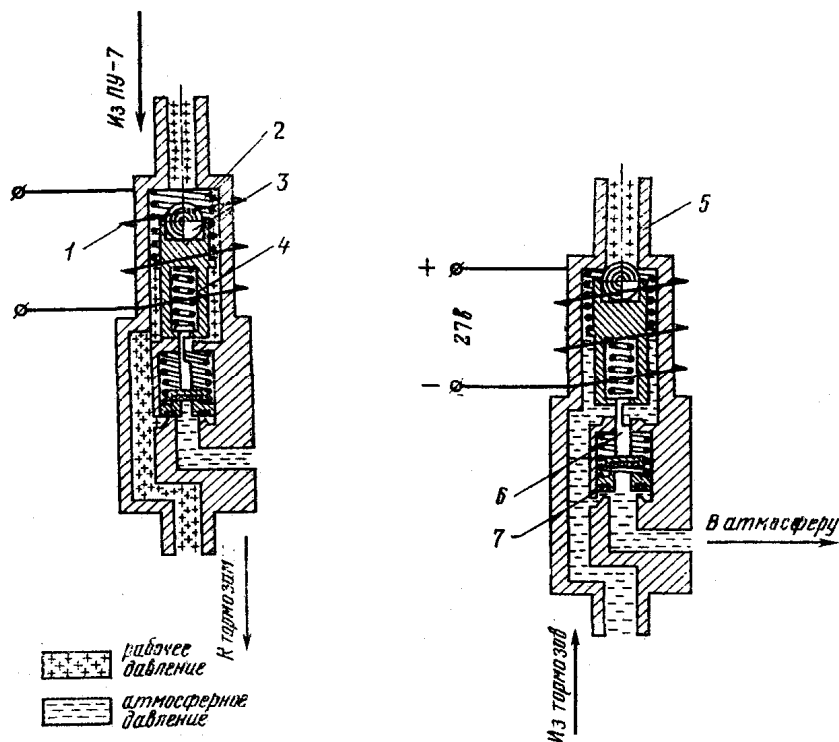


Рис. 6.10. Схема работы электромагнитного клапана УП-30/1:

1— обмотка; 2— пружина; 3— шарик; 4— якорь; 5— штуцер; 6— сервоклапан; 7— выпускной клапан

Работа системы.

Редукционные клапаны ПУ-7 включены параллельно, поэтому сжатый воздух из баллона подается по трубопроводам к клапанам ПУ-7 на обоих штурвалах (рис. 6.11).

При нажатии на тормозную гашетку на любом штурвале или на обоих одновременно сжатый воздух подается к тормозам колес. При этом воздушный переключатель ПУ-9 исключает стравливание воздуха из тормозов колес в атмосферу через тот клапан ПУ-7, у которого не обжат толкатель.

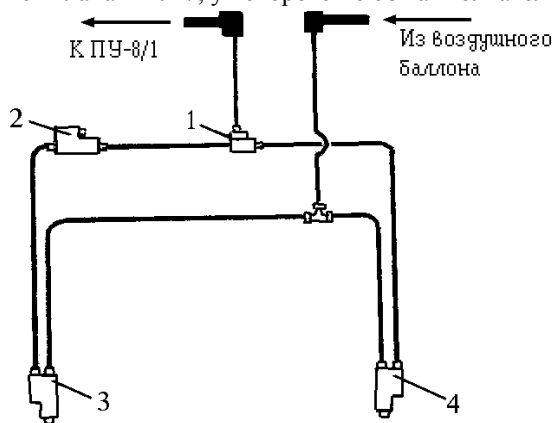


Рис. 6.11. Схема соединения агрегатов системы двойного управления тормозами колес:

1— воздушный переключатель ПУ-9; 2— электромагнитный клапан УП-30/1;

3— ПУ-7 на левом штурвале; 4— ПУ-7 на правом штурвале

При нажатии на кнопку расторможения К4М, расположенную на правом штурвале, происходит подача напряжения на обмотку электромагнитного клапана УП-30/1, что приведет к стравливанию воздуха, поступающего к тормозам колес от левого ПУ-7. Процесс расторможения длится до момента снятия усилия с кнопки К4М. В течение всего этого времени клапан УП-30/1 сообщен с атмосферой и нажатие на тормозную гашетку левого штурвала не дает эффекта торможения.

Тормозить можно тогда лишь с правого штурвала, так как в данном случае сжатый воздух через клапан ПУ-7 и переключатель ПУ-9 подается непосредственно к тормозам колес, минуя открытый электромагнитный клапан УП-30/1. На самолете с двойным управлением тормозами ученик должен занимать левое сиденье пилота, а инструктор — правое.

Для временного отключения системы управления тормозами с правого штурвала без необходимости снятия агрегатов и трубопроводов на правую тормозную гашетку устанавливается блокировочная скоба.

4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ

Проверка работы тормозной системы в эксплуатации производится при давлении воздуха в общей воздушной сети $40 \div 50$ кгс/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 наполнения КН-9750/Д и, удерживая гашетку в указанном положении в течение $2 \div 3$ мин, проверить по двухстрелочному манометру давление воздуха. Понижения давления воздуха не допускается.

Давление в тормозной системе должно быть $6 \div 8$ кгс/см² (по двухстрелочному манометру). Если давление ниже указанного, не обходимо увеличить ход толкателя редукционного клапана ПУ-7. Для этого следует расконтрить винт-ограничитель на нажимном рычаге клапана, отвинтить его контргайку, отвернуть винт против часовой стрелки, вновь законтрить гайку и при полностью нажатой гашетке проверить давление.

Отпустить гашетку управления тормозами и проверить по двух стрелочному манометру давление воздуха в тормозной сети давление воздуха должно быть равно 0, время расторможения колес — $1 \div 1,5$ сек. 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 при вести к резкому развороту самолета, особенно на пробеге после его посадки.

Перед регулировкой дифференциала ПУ-8/1 следует:

- нажатием на гашетку установить давление воздуха в тормозах колес $3 \div 4$ кгс/см²;
- отклоняя педаль управления рулем направления вправо, заметить величину ее отклонения, при которой начнется растормаживание левого колеса;
- отклоняя педаль влево, заметить величину отклонения, при которой начнется растормаживание правого колеса.

Если углы отклонения вправо и влево, при которых начинается растормаживание колес, неодинаковы, то регулировочные винты на тягах параллелограмма педалей следует вернуть или вывернуть на такую величину, чтобы растормаживание обоих колес начиналось при одинаковых отклонениях педали.

Глава 7. Система управления самолета Ан-2.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ

Система управления самолетом Ан-2 обеспечивает:

- управление элеронами (поперечное управление);
- управление рулем высоты (продольное управление);
- управление рулем направления (путевое управление);
- управление закрылками;
- управление триммерами рулей и элеронов;
- управление тормозами колес и лыж шасси*.

Командными рычагами продольного и поперечного управления являются две штурвальные колонки (правая и левая), объединенные в единый узел — штурвальную установку. Командные рычаги путевого управления — педали. Так как штурвальную колонку пилоты перемещают руками, то управление элеронами и рулем высоты получило название «ручное управление»; соответственно, управление рулем направления — «ножное управление».

Управление самолетом двойное (ручное и ножное). Это означает что, командные рычаги правого и левого летчиков жестко связаны, поэтому оба летчика могут в равной мере управлять самолетом.

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.

Штурвальная установка и педали связаны с рулями и элеронами посредством тросов и жестких тяг.

Правая колонка штурвальной установки и правое ножное управление может быть снято без нарушения передачи к рулям и элеронам.

Управление верхними и нижними закрылками — электродистанционное и осуществляется от двух отдельных электромеханизмов УЗ-1АМ. Связь между электромеханизмами УЗ-1АМ и закрылками осуществляется посредством жестких тяг. Управление закрылками верхнего крыла кинематически связано с управлением элеронами так, что при выпуске закрылков элероны зависают и дополнительно работают как закрылки.

Управление триммерами также электродистанционное и осуществляется от электромеханизмов УТ-6Д.

Кнопки и переключатели управления электромеханизмами находятся на центральном пульте в кабине пилотов (см. приложение 1).

2. ШТУРВАЛЬНАЯ УСТАНОВКА

Управление рулем высоты и элеронами относится к ручному управлению и осуществляется при помощи штурвальной установки (рис. 7.1).

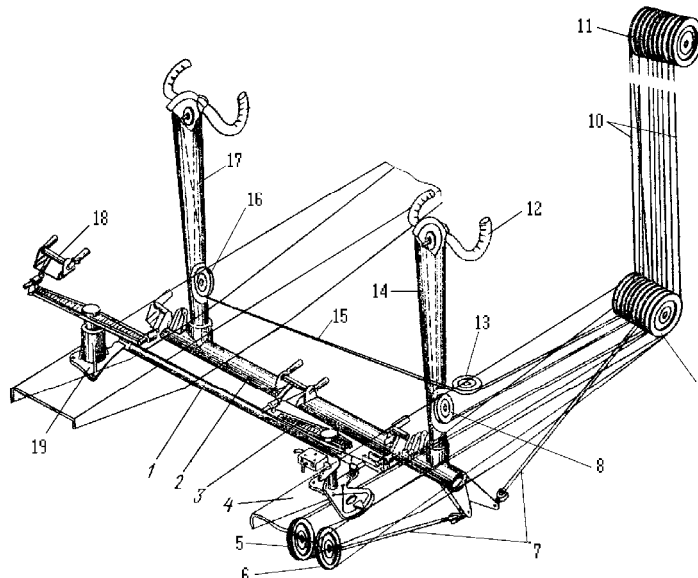


Рис. 7.1. Штурвальная установка:

1— тяга; 2— поперечная труба; 3— коромысло педалей; 4— силовая балка; 5— ролики у шпангоута №1 тросов управления рулем высоты; 6— ролики у шпангоута №1 тросов управления рулем направления; 7— тросы управления рулем высоты; 8— ролики тросов управления элеронами от левой штурвальной колонки; 9— нижние ролики на шпангоуте №5; 10— тросы; 11— верхние ролики на шпангоуте №5; 12— левый штурвал; 13, 16— ролики тросов управления элеронами от правой штурвальной колонки; 14— левая штурвальная колонка; 15— тросы управления элеронами от правой штурвальной колонки; 17— правая штурвальная колонка; 18— правая педаль; 19— кронштейн правой педали

*Управление тормозами колес рассмотрено в пособии «Воздушная система самолета Ан-2»

Штурвальная установка состоит из поперечной дюралюминиевой трубы 2, изготовленной из материала Д16Т, двух штурвальных колонок коробчатого сечения 14 и 17, двух штурвалов 12.

Поперечная дюралюминиевая труба (рис.7.1 поз.2) ручного управления с узлами подвешена к внутренним стенкам продольных силовых балок пола кабины пилотов на двух кронштейнах (рис. 7.2 поз.2). В проушинах кронштейнов монтируются обоймы шарикоподшипников. Кронштейны приварены к узлам 4. Узлы, выполненные из стали, надеты на обжатые концы дюралюминиевой поперечной трубы 3 и прикреплены к ним заклепками.

На узлах приварены вертикальные стаканы (гнезда) 10 под штурвальные колонки и на левом кронштейне — рычаги 5 для крепления тросов управления рулем высоты.

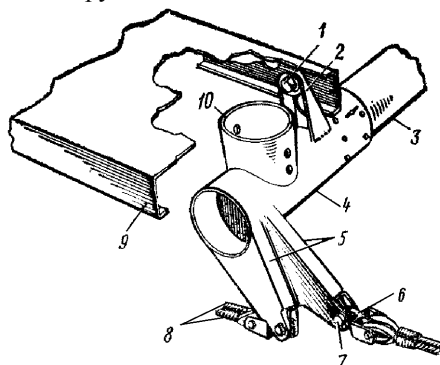


Рис. 7.2. Поперечная труба с узлами и ее подвеска к силовой балке:

1— болт; 2— кронштейн; 3— поперечная дюралюминиевая труба; 4— стальной узел; 5— рычаги управления рулем высоты; 6— серьга; 7— болт; 8— тросы; 9— левая силовая балка пола кабины пилотов; 10— вертикальный силовой стакан с двумя отверстиями для крепления штурвальных колонок

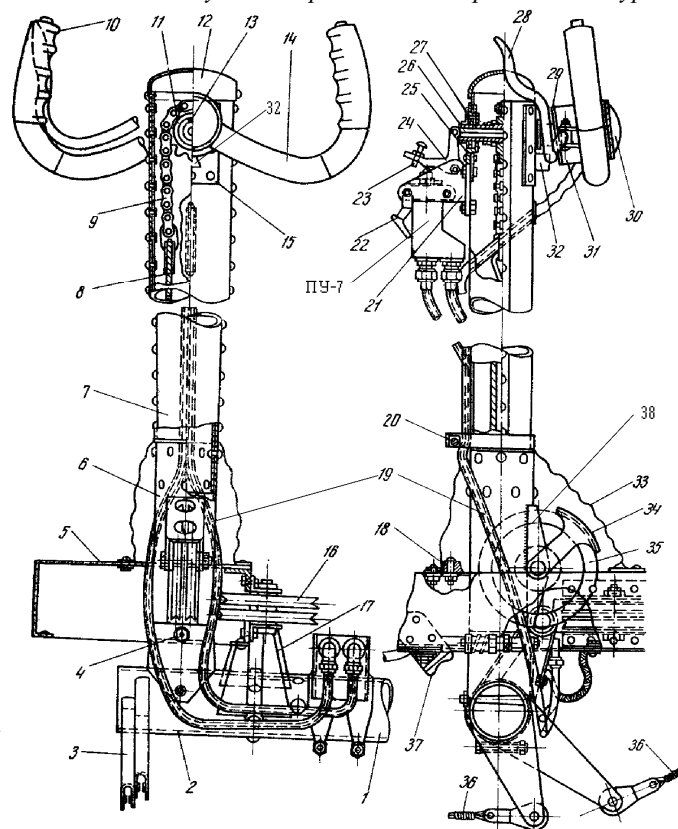


Рис. 7.3. Штурвальная колонка (левая):

1— поперечная труба ручного управления; 2— концевой узел поперечной трубы; 3— рычаги управления рулем высоты; 4— конусный болт; 5— левая силовая балка пола кабины летчиков; 6— стакан; 7— левая штурвальная колонка; 8— трос управления элеронами; 9— втулочно-роликовая цепь; 10— резиновый наконечник; 11— звездочка; 12— крышка штурвальной колонки; 13— шпонка; 14— ручка штурвала; 15— задний кронштейн оси штурвала; 16— ролики управления элеронами; 17— кронштейн подвески ручного управления; 18— верхний упор; 19— трубопроводы управления тормозами колес; 20— хомут чехла; 21— кронштейн редукционного клапана ПУ-7; 22— стояночный стопор тормоза; 23— винт; 24— рычаг; 25— передний кронштейн оси штурвала; 26— тяга; 27— ось штурвала; 28— гашетка управления тормозами колес; 29 и 31— барабаны штурвала; 30— крышка барабана штурвала; 32— упор штурвала; 33— чехол; 34— предохранитель; 35— ролики управления элеронами; 36— тросы управления рулем высоты; 37— нижний упор штурвальной колонки; 38— кронштейн штурвальной колонки

Штурвальные колонки (рис. 7.3) — коробчатого сечения, склепаны из двух дюралюминиевых штампованных профилей конической формы. На нижние концы колонок надеты и приклепаны стальные стаканы 6 с приваренными кронштейнами 38 для крепления роликов управления элеронами 35.

В верхней части колонок приклепаны передний 25 и задний 15 кронштейны, в которых запрессованы обоймы двух шарикоподшипников под ось 27 штурвала. На заднем кронштейне ниже оси штурвала имеется трехгранный прилив (упор) 32, в который упираются головками регулирующие болты, ограничивающие угол отклонения штурвала величиной 90°. На левой штурвальной колонке спереди на болтах укреплен кронштейн 21 с редукционным клапаном ПУ-7.

Каждая колонка вставлена в гнездо узла 2 и зафиксирована в нем двумя конусными болтами 4. Для ограничения отклонения штурвальных колонок на силовых балках пола установлены упоры: верхний — в вырезе балки и нижней 37 — под балкой.

Штурвал состоит из стальной оси 27, полого барабана 31 и двух ручек 14. Ручки изготовлены из стальных труб, приваренных к полуму барабану. Барабан со стороны пилота закрыт крышкой 30 из аминопласта, установленной на резьбе. Барабан при помощи фланца тремя болтами соединен с осью штурвала.

На барабане левого штурвала имеется прорезь и два ушка для крепления тормозной гашетки 28. Внутри оси расположена тяга 26, связывающая тормозную гашетку и рычаг 24. При нажатии на тормозную гашетку 28 рычаг 24 обжимает толкатель клапана ПУ-7, в результате происходит затормаживание колес. Рычаг 24 можно зафиксировать в положении соответствующем заторможенным колесам с помощью стояночного стопора 22.

Ось штурвала 27 — точеная, пустотелая, смонтирована на двух шарикоподшипниках в верхней части штурвальных колонок и закреплена гайкой. Внутри колонки на оси штурвала, на шпонке посажена шестерня (звездочка) 11 с девятью зубцами, через которую перекинута втулочно-роликовая цепь (цепь Галля) 9. К концам цепи присоединены тросы 8, проходящие внутри колонки к нижним роликам 35, смонтированным на колонке.

На ручках штурвалов установлены резиновые наконечники 10 и расположены кнопки включения командной радиостанции и самолетного переговорного устройства (СПУ). Жгуты электропроводов от кнопок 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.

3. ПЕДАЛИ НОЖНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Ножное управление двойное и предназначено для управления рулем направления. Каждая педаль ножного управления (рис. 7.4) параллелограммного типа (см. приложение 2) состоит из кронштейна 22, отлитого из алюминиевого сплава АЛ9, полой вертикальной стальной оси 23, двухплечего коромысла 13, приклепанного к оси, двух кронштейнов подножек 15, установленных по концам коромысел, двух регулирующих по длине подножек 20, двух стальных тяг подножек 14 и гайки крепления оси в кронштейне 4.

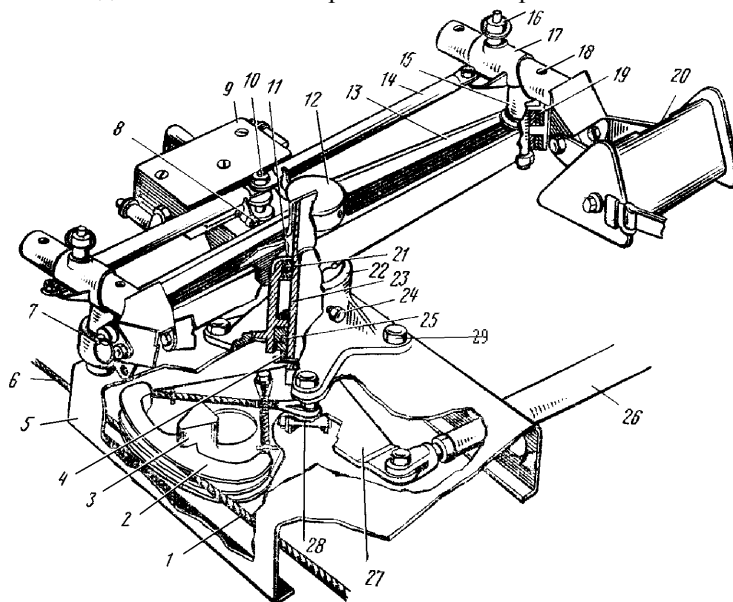


Рис. 7.4. Левая педаль ножного управления:

1— трос; 2— сектор; 3— ограничительный упор сектора; 4— гайка; 5— левая силовая балка пола кабины пилотов; 6— трос; 7— стопор подножки; 8— винт; 9— дифференциал ПУ-8/1; 10— палец; 11— колпачок кронштейна; 12— колпачок коромысла; 13— коромысло педали; 14— выравнивающая тяга подножки педали (тяга параллелограмма); 15— кронштейн подножки; 16— стопор штока подножки; 17— направляющая штока; 18— шток подножки; 19— шариковый подшипник; 20— подножка; 21— верхний шариковый подшипник педали; 22— кронштейн педальной установки; 23— ось коромысла педали; 24— штауфер; 25— нижний шариковый подшипник педали; 26— тяга к рычагу правой педали; 27— рычаг сектора; 28— конусный болт крепления сектора на оси коромысла; 29— болт крепления кронштейна

Кронштейн в нижней части имеет четыре ушка для крепления к силовой балке пола кабины пилотов четырьмя болтами 29, 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 (поз.21,25), на которых установлена ось коромысла.

Полая ось коромысла выточена из стали. На верхнем участке оси имеется фланец, которым ось опирается на верхний подшипник 21. От перемещения вверх ось удерживается гайкой 4, накрученной на ось снизу и упирающейся своим верхним торцом в нижний подшипник 25. Смазка подшипников осуществляется через штауфер 24, ввернутый в корпус кронштейна педалей.

Между фланцем оси и ступицей коромысла установлен штампованный колпачок 12, защищающий верхний подшипник кронштейна от попадания грязи.

Коромысло 13 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 пружинная тяга управления дифференциалом ПУ-8/1 (поз.9).

На концах коромысла сверху и снизу расточены гнезда, в которые запрессованы по два радиальных сферических шарикоподшипника 19, на которых смонтированы кронштейны подножек 15. Верхние шарикоподшипники закрыты штампованными колпачками. Подножки 20 с приклепанной к ним рифленкой укреплены на штоках 18 шарнирно и могут перемещаться вперед или назад в зависимости от роста пилота. Положение подножки регулируют, в зависимости от роста пилота, перестановкой штока в направляющей трубке кронштейна 17 подножки в три различных положения. Подножки на штоках и штоки в кронштейнах фиксируются пружинными стопорами (поз.7,16).

На кронштейнах педалей спереди имеются приливы для крепления выравнивающих тяг подножек 14. Кронштейны подножек, штоки, каркас подножек и выравнивающие тяги изготовлены из стали.

На нижнем конце оси левой педали двумя конусными болтами 28 укреплен сектор 2 с двумя канавками для крепления тросов (поз.1,6) управления рулем направления. Сектор имеет рычаг 27, которым он связан посредством тяги с ответным рычагом правой педали. На нижнем конце оси правой педали монтируется одноплечий рычаг для соединения посредством жесткой тяги 26 с рычагом 27 левой педали.

В рычагах установлены радиальные сферические шарикоподшипники. На секторе имеются два болта для крепления тросов руля направления, трехгранный выступ 3 для ограничения отклонения руля направления и отверстие для облегчения.

Крепление тросов к сектору показано на рис. 7.5.*

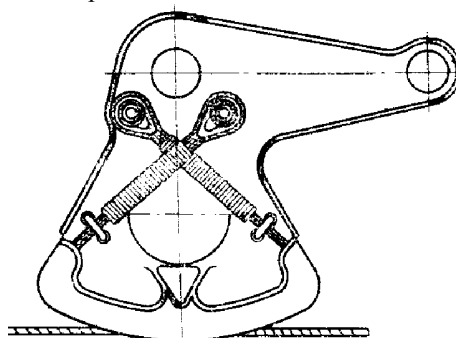


Рис. 7.5. Крепление тросов на секторе левой педали

При отклонении руля направления влево трехгранный выступ сектора упирается в ребро кронштейна передних роликов, а при отклонении руля направления вправо трехгранный выступ упирается в ребро с угольником, приклепанным изнутри к левой силовой балке. Угольник расположен позади педалей.

4. ПРОВОДКА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ И РУЛЯМИ

Проводка управления элеронами (рис. 7.6) смешанного типа: от штурвалов до двуплечей качалки 16 на шпангоуте № 6 — тросовая и от двуплечей качалки до элеронов — жесткая.

В проводке управления элеронами применяются особо гибкие тросы диаметром 4,5 или 5,1 мм. Тросы имеют антикоррозионное покрытие. Общая длина каждого из тросов от штурвала левого пилота до двуплечей качалки — 2850 мм; от штурвала правого пилота — 3560 мм. Конструкция тросов показана на рис. 7.7.

Тросы управления элеронами проходят от цепи Галля на штурвальных колонках до двуплечей качалки 16 по двум одноканавочным роликам с шарикоподшипниками, установленными внизу на штурвальных колонках**.

Ролики 3 на левой колонке установлены в продольной плоскости самолета. На правой колонке ролики 5 установлены под углом 30° влево от продольной оси самолета. От роликов 5 на правой штурвальной колонке тросы проходят по роликам 4, установленным в горизонтальном положении на правом борту левой силовой балки на кронштейнах, приклепанных к стенке балки. Далее все четыре троса управления элеронами проходят под левой силовой балкой и через нижний роликовый узел на шпангоуте № 5 (поз.2) по двум двухканавочным

* На рисунке 7.5. показано крепление тросов для самолетов по 84 серию.

** Размещение тросовой проводки можно проследить также по рисунку 7.1.

роликам с подшипниками вдоль левой стенки шпангоута № 5 проходят вверх на верхний роликовый узел шпангоута № 5 (поз.1) и через два ролика — к тандерам 9, расположенным у качалки 16 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.

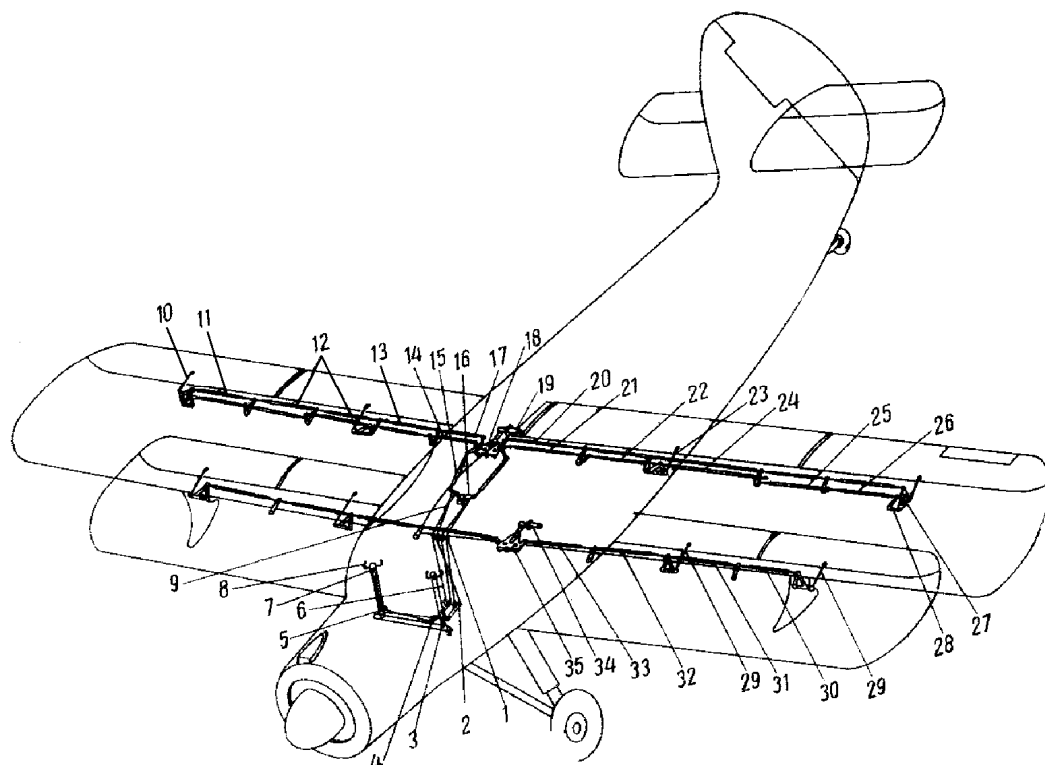


Рис. 7.6. Схема управления элеронами и закрылками:

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; 8— штурвалы; 9— тандеры тросов управления элеронами; 10— тяга к элерону; 11, 12, 13, 15, 17, 20— тяги управления элеронами; 16— качалка управления элеронами на шпангоуте № 6; 18— коротка механизма управления закрылками верхних крыльев; 19— верхний электромеханизм УЗ-1А; 14, 21, 22, 24, 25— тяги управления закрылками верхних крыльев; 23— тяга к закрылку верхнего крыла; 26, 27, 28— механизм зависания элерона; 29— тяги к закрылкам нижних крыльев; 30, 31, 32, 33— тяги управления закрылками нижних крыльев; 34— нижний электромеханизм УЗ-1А; 35— коробка механизма управления закрылками нижних крыльев

Верхний роликовый узел на шпангоуте № 5 состоит из кронштейна и трех обойм с роликами. Кронштейн крепится к шпангоутам пятью болтами. Шпангоут в этом месте подкреплен ребристой накладкой.

Две крайние ориентирующиеся обоймы, служащие для крепления роликов элеронов, расположены ближе к оси фюзеляжа. Третья обойма с двумя двухканавочными роликами под тросы руля направления установлена жестко.

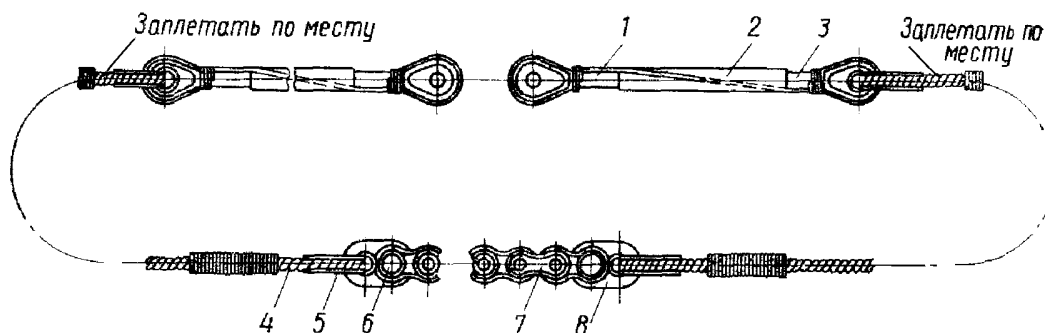


Рис. 7.7. Тросы управления элеронами:

1— ушко тандера; 2— муфта тандера; 3— ушко тандера; 4— трос $\varnothing 4,5$; 5— коуши; 6— валик; 7— цепь Галля; 8— серьга;

Тандеры для регулирования тросов управления элеронами установлены у качалки шпангоута № 6. Натяжение тросов управления элеронами составляет 60—65 кгс.

Проводка от двуплечей качалки на шпангоуте №6 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 (рис.7.7 поз.16, рис. 7.8 поз.2) до Г-образных качалок (рис. 7.8 поз.14), установленных на коробке механизма УЗ-1А, и дальше через отверстие в обшивке фюзеляжа — в отъемные части верхнего крыла

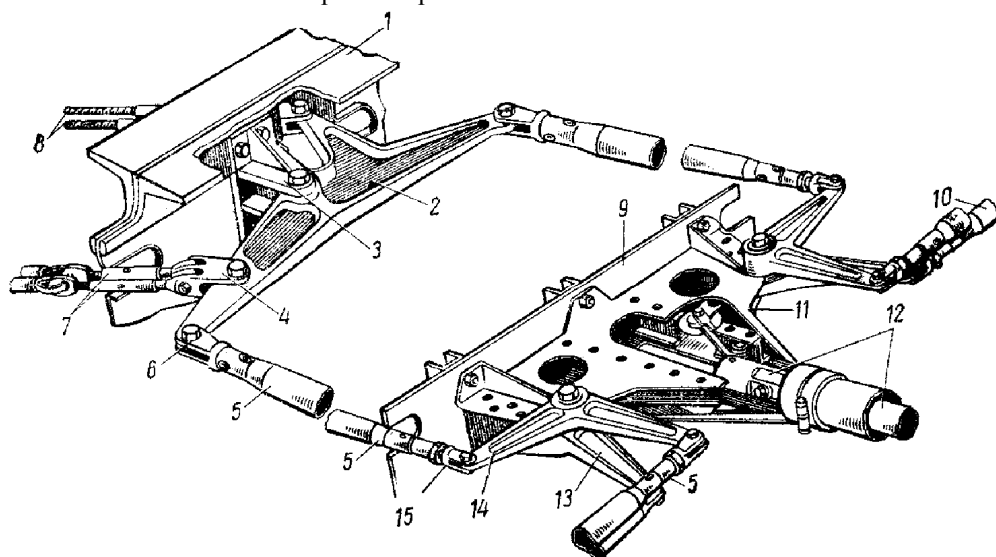


Рис. 7.8. Качалки и тяги управления элеронами в грузовом отсеке фюзеляжа:

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— тяги управления закрылками; 11— коробка механизма УЗ-1А; 12— шток электромеханизма УЗ-1А; 13— Г-образная качалка управления закрылками; 14— Г-образная качалка управления элеронами; 15— наконечник

В отъемных частях верхнего крыла на кронштейнах, отлитых из сплава АЛ9, расположенных на задних лонжеронах между хвостиками нервюр № 1—2, 6—7, 11—12, 14—15, 17—18, монтируются ходовые или передаточные качалки, отштампованные из сплава АК6.

Качалка отклонения элеронами (рис. 7.9 поз.4) монтируется на Г-образной качалке 8 механизма зависания элеронов.

Тяга 3 к рычагу управления элеронами изготовлена из стальной трубы, остальные тяги — из дюралюминия. Наконечники тяг — стальные. Концы дюралюминиевых тяг обжаты для уменьшения веса наконечников. Тяги собраны наконечниками на трубчатых заклепках.

Зависание элеронов на угол 16° при отклонении закрылков осуществляется поворотом Г-образных качалок зависания 8, связанных тягами 9 отклонения закрылков.

Дифференциальность отклонения элеронов вверх на угол 30° и вниз на угол 14° (при нейтральном положении закрылков) осуществляется треугольной качалкой (см. рис. 7.9 поз.4) управления элеронами

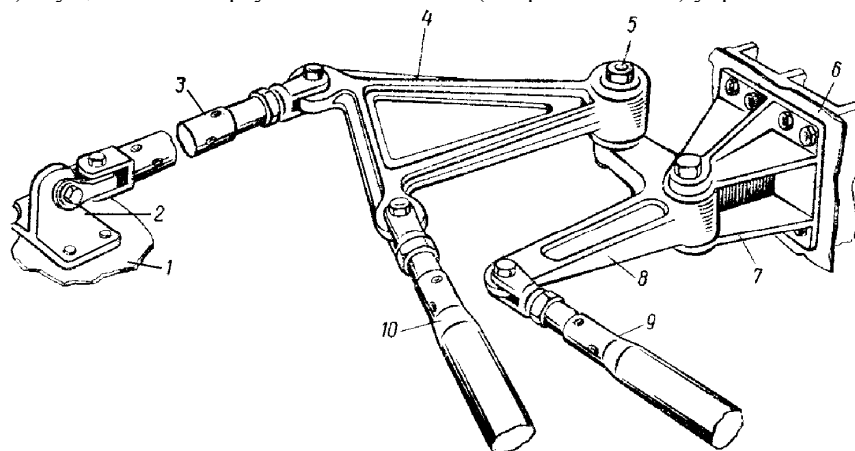


Рис. 7.9. Механизм зависания элерона:

1— элерон; 2— одноплечий рычаг элерона; 3— стальная тяга элерона; 4— качалка отклонения элерона; 5— штилька 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

При отклонении штурвала в кабине пилотов в левую сторону на угол 90° качалка отклонения правого элерона 4, вращаясь вокруг своей оси, перемещает тягу правого элерона 3 на расстояние в 2 раза большее, чем при отклонении штурвала на угол 90° в правую сторону. Поэтому элероны отклоняется вверх на угол 30° и вниз на угол 14°

Проводка управления рулем высоты, так же, как и элеронами, смешанная, но преимущественно тросовая. Тросы в проводке применяются $\sim 3,5$ мм. Тросы — двучленные и проходят от рычагов штурвальной установки до трехплечей качалки (рис. 7.10 поз.12), установленной на шпангоуте № 25 фюзеляжа. От качалки до рычага руля высоты проходит тяга 11, изготовленная из стальной трубы. Длина тросов от заднего кронштейна штурвальной установки до тандера (поз.13) — 6920 мм и от тандера до качалки (поз.12) — 3200 мм. Конструкция тросов показана на рисунке 7.11.

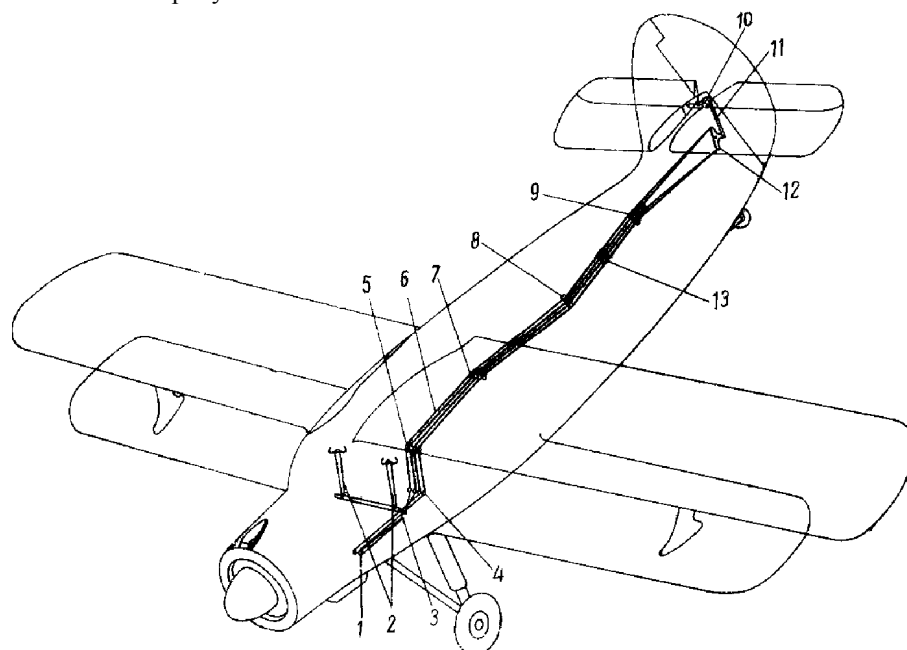


Рис. 7.10. Схема управления рулем высоты:

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

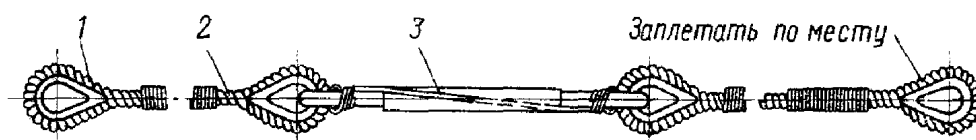


Рис. 7.11. Трос управления рулем высоты:

1— коуш; 2— трос; 3— тандер

Тросы управления рулем высоты проходят от штурвальной установки через два одноканавочных ролика у шпангоута №1 (поз.1), четыре одноканавочных ролика на нижнем узле шпангоута №5 (поз.4), два двухканавочных ролика на верхнем узле шпангоута №5 (поз.5), четыре одноканавочных ролика с на кронштейне шпангоута №8 (поз.7), через самоориентирующиеся ролики (поз.8) на шпангоуте №15 и дальше через ролики на шпангоуте №21 (поз.9) к рычагам трехплечей качалки (поз. 12), установленной на шпангоуте №25.

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 дюралюминия 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 дюралюминия 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.

Конструкция трехплечей качалки, установленной на шпангоуте №25 показана на рис. 7.12.

Тандеры тросов руля высоты 13 установлены в хвостовом отсеке фюзеляжа. Натяжение тросов руля высоты составляет 50—55 кгс.

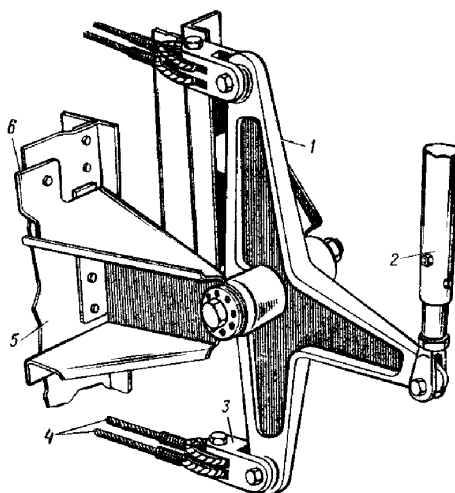


Рис. 7.12. Трехплечая качалка отклонения руля высоты на шпангоуте № 25:
1— качалка; 2— тяга; 3— серьга; 4— тросы; 5— шпангоут № 25; 6— кронштейн

Проводка управления рулем направления (рис. 7.13) тросовая, одинарная. Применяются тросы диаметром 3,5 мм. Тросы проходят от сектора педалей через ролик у шпангоута № 1 (поз.4), затем через четыре ролика, установленные на нижнем (поз.1) и верхнем (поз.8) узлах шпангоута № 5, два ролика, установленные на шпангоуте № 8 (поз.10), через четыре ролика, установленные у шпангоута № 15 (поз.11) и на шпангоуте № 25 (поз.13), и крепятся к рычагам руля направления на носке нервюры №10.

На шпангоуте № 25 ролики установлены на двух отдельных кронштейнах, отлитых из алюминиевого сплава АЛ9. Каждый кронштейн крепится к стенке шпангоута тремя болтами.

Длина левого троса от сектора педалей до тандера (поз.12) — 8160 мм и от тандера до левого рычага на руле направления — 2960 мм; длина правого троса от сектора до тандера — 8360 мм и от тандера до правого рычага — 3000 мм. Конструкция троса показана на рис. 7.14.

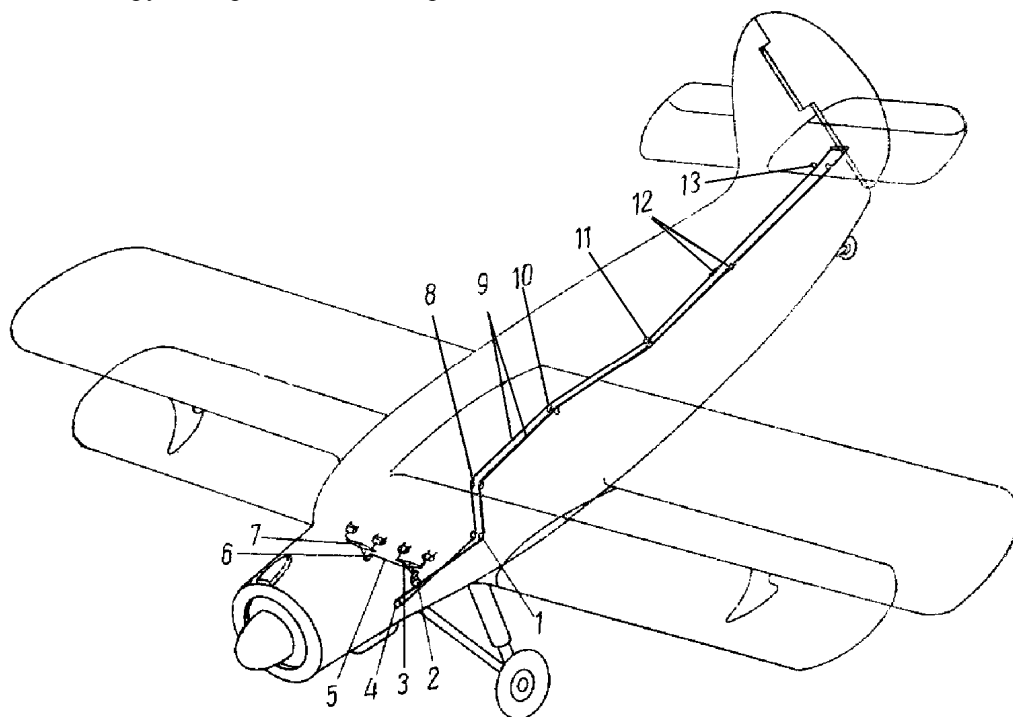


Рис. 7.13. Схема проводки управления рулем направления:
1— нижние ролики на шпангоуте № 5; 2— сектор левой педали; 3— левая педаль; 4— ролик у шпангоута № 1; 5— соединительная тяга правой и левой педалей; 6— рычаг правой педали; 7— правая педаль; 8— верхние ролики на шпангоуте № 5; 9— тросы; 10— ролики на шпангоуте № 8; 11— ролики на шпангоуте № 15; 12— тандеры; 13— ролики на шпангоуте № 25

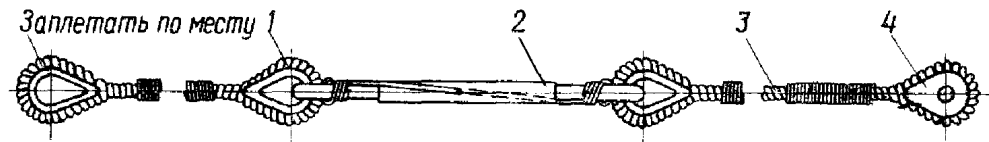


Рис.7.14. Трос управления рулем направления:
1— коуш; 2— тандер; 3— трос; 4— коуш;

Тандеры тросов управления рулем направления размещены в хвостовом отсеке. Натяжение тросов руля направления 40—45 кгс.

5. УПРАВЛЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ

Управление верхними и нижними закрылками (см. рис. 7.6) — дистанционное и осуществляется из кабины пилотов. Механизмы управления верхними закрылками расположены между шпангоутами № 8 и 9, один в верхней части фюзеляжа (поз.18), другой под полом грузовой кабины (поз.35).

Механизм управления верхними закрылками (рис. 7.15) состоит из коробки 2 с заключенными в ней шарнирными механизмами и электромеханизма УЗ-1АМ (поз.22).

Коробка механизма изготовлена из двух штампованных дюралюминиевых половин, связанных между собой на заклепках стальными профилями и кронштейнами. По профилям перемещается ползушка 11, снабженная для уменьшения сил трения двумя парами шарикоподшипников 10. Движение ползушки через поводки 3 передается качалками 9, от которых идут к закрылкам тяги 6.

Кронштейны, ползушки и поводки изготовлены из стали 30ХГСА, профили — из стали 45. Для уменьшения износа профилей поверхность, по которой катятся шарикоподшипники, хромирована.

Электромеханизм УЗ-1АМ (поз.21) состоит из реверсивного электродвигателя постоянного тока Д-100ТФ, червячного редуктора и винтовой шариковой пары. Винтовая пара заключена в цилиндрический кожух, прикрепленный болтами к корпусу электродвигателя. 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 с вилкой ползушки болтом 17. Верхний электромеханизм крепится к каркасу фюзеляжа двумя хомутами.

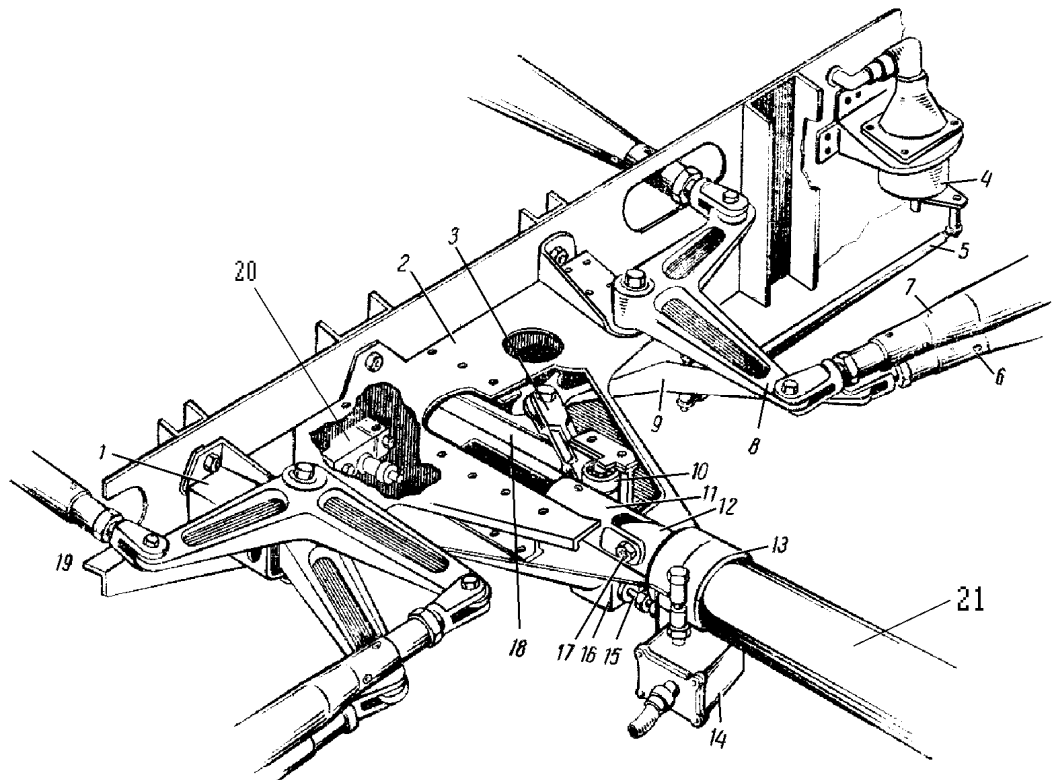


Рис. 7.15. Механизм управления закрылками верхнего крыла:

1— кронштейн; 2— коробки 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 управление 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; 20— передний концевой выключатель; 21— электромеханизм УЗ-1АМ

На коробке верхнего механизма на одном болте (оси) с Г-образными качалками закрылков 9 монтируются Г-образные качалки управления элеронами 8.

Механизм управления закрылками нижнего крыла (рис. 7.16) по своей конструкции одинаков с механизмом управления закрылками верхнего крыла, за исключением: отсутствуют качалки управления элеронами, отсутствуют концевые выключатели.

Включение электромеханизмов УЗ-1АМ производится кнопками: выпуск закрылков — кнопкой на секторе газа, уборка — кнопкой на центральном пульте (см. приложение).

Электромеханизмы работают до тех пор, пока нажаты кнопки, и поэтому закрылки можно установить в любое положение в пределах рабочего диапазона. В крайних положениях закрылки останавливаются автоматически при помощи двух концевых выключателей, установленных на механизме управления закрылками верхнего крыла (рис. 7.15 поз. 14, 20).

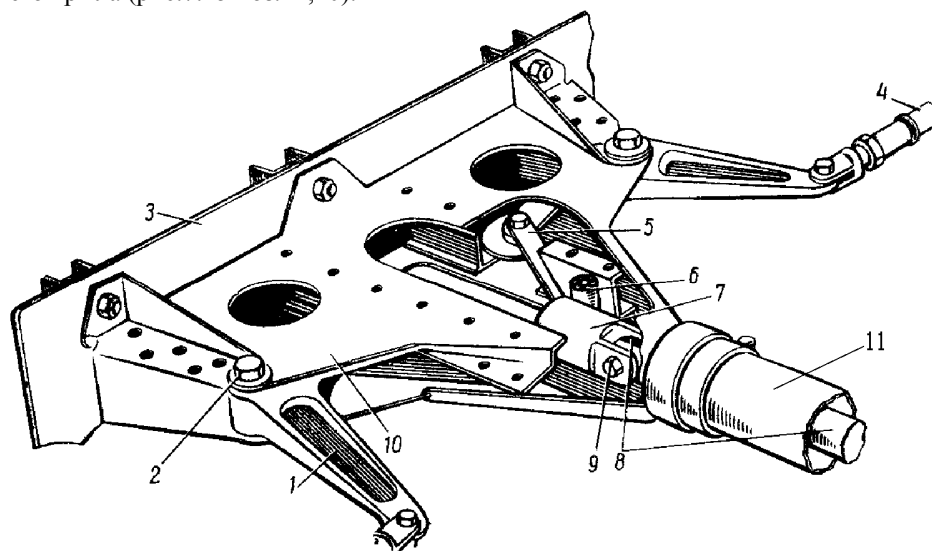


Рис. 7.16. Механизм управления закрылками нижнего крыла:

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; 11— электромеханизм УЗ-1АМ

Положение закрылков регистрируется электрическим указателем, расположенным на центральном пульте. Датчик указателя (рис. 7.15 поз. 4) расположен на шпангоуте № 8 и связан с Г-образной качалкой управления закрылком.

Проводка управления закрылками (рис. 7.17 поз. 10) осуществляется жесткими тягами через передаточные качалки, смонтированные на тех же кронштейнах, где смонтированы и качалки элеронов. Тяги, идущие от качалки к рычагам управления закрылков 3, изготовлены из стальных труб.

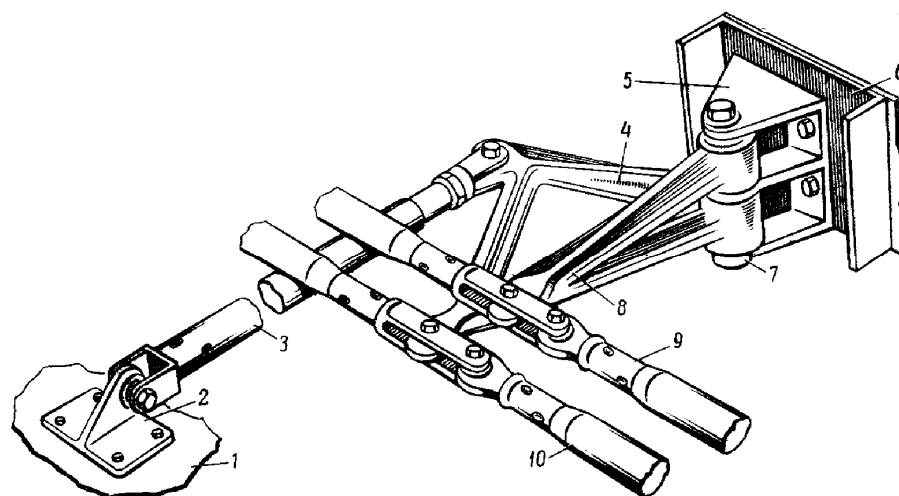


Рис. 7.17. Качалки управления закрылком и элероном:

1— закрылок; 2— кронштейн закрылка; 3— тяга; 4— качалка управления закрылком; 5— кронштейн; 6— лонжерон; 7— болт; 8— передаточная (ходовая) качалка управления элеронами; 9— тяга элерона; 10— тяга закрылка

Качалка управления закрылком связана жесткими тягами с механизмом зависания элеронов, который расположен на заднем лонжероне верхнего крыла между хвостиками нервюр № 17 и 18. Механизм зависания элерона верхнего левого крыла показан на рис. 7.9. Г-образная качалка зависания элерона смонтирована на кронштейне, установленном на заднем лонжероне крыла; одно плечо ее связано тягой с управлением закрылками, а на другом плече при помощи шпильки подвешена трехплечая качалка управления элеронами. При опускании закрылков вниз Г-образные качалки смещают назад трехплечие качалки элеронов, что вызывает перемещение качалок и зависание элеронов.

6. УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРАМИ

Управление триммерами элерона, руля высоты и руля направления — дистанционное и осуществляется из кабины пилотов при помощи реверсивных электромеханизмов УТ-6Д. Электромеханизмы смонтированы в новой 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 триммера жесткими регулируемыми тягами, проходящими внутри элерона и рулей. В кронштейнах триммеров для соединения с тягой управления введен шарикоподшипник.

Управляют триммерами 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-6Д снабжены отдельными автоматами защиты цепи, расположенными на центральной электрощитке рядом с АЗС управления механизмами УЗ-1АМ.

Нейтральное положение триммеров сигнализируется синими сигнальными лампами, расположенными на центральном пульте кабины пилотов между нажимными переключателями управления триммерами.

7. РЕГУЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Перед регулированием системы управления необходимо установить штурвальные колонки, штурвалы и педали ножного управления в нейтральное положение и зафиксировать их в этом положении кабинным стопором.

Регулирование управления рулем высоты

Нейтральное и крайние положения штурвальных колонок, а также углы отклонения руля высоты и соответствующие замеры (отклонений) по задней кромке руля высоты самолета приведены в табл. 1.

Регулирование производится в следующем порядке:

— при ненатянутых тросах закрепить колонки и руль высоты в нейтральном положении кабинным стопором;

— отрегулировать длину тяги 2 (см. рис. 7.12) так, чтобы верхний и нижний шарниры качалки 1 были на одинаковом расстоянии от шпангоута № 25;

— отрегулировать тросы, натянув при помощи тандера их усилием 50—55 кгс;

— снять кабинный стопор и отклоняя штурвальные колонки до упоров в обе стороны, проверить углы отклонения руля (см. табл. 1).

С самолета № 132-01 нижние упоры, ограничивающие отклонения штурвальных колонок назад, изменены и могут регулироваться (см. рис. 7.3, поз. 37).

Если регулировка нижних упоров нарушена, необходимо их вновь отрегулировать для получения требуемого угла отклонения руля высоты вверх.

Таблица 1.

Положение руля высоты	Положение штурвальных колонок от вертикали	Отклонение руля высоты	
		на угол, град	по задней кромке, мм
Нейтральное	На 2° назад	0°	—
Верхнее	На 21° ₋₁ ° назад	42°+3°	409 ⁺³
Нижнее	На 13° 30' ₋₁ ° вперед	На 22°30' ₋₁	223± 10

Регулирование управления рулем направления

Отклонение ножных педалей от нейтрального положения в обе стороны до упора равно 30°±1°.

Порядок регулирования рулем поворота следующий:

— при ослабленных тросах зафиксировать левую педаль и руль поворота в нейтральном положении и отрегулировать тросы, натянув их с усилием 40—45 кгс;

— регулируя тягу между левой и правой педалями (рис.7.4 поз.26), установить правую педаль в нейтральное положение;

— снять фиксаторы и, отклоняя левую педаль в обе стороны до упоров, проверить углы отклонения руля.

Отклонение руля направления в обе стороны должно быть 28°₋₂⁺¹ или 393°₋₂₈⁺¹³ мм по задней кромке руля в плоскости нервюры № 6.

Регулирование управления элеронами и закрылками

Регулирование управления элеронами и закрылками в обтянутых полотном 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. При этом управление в крыльях и в фюзеляже рекомендуется регулировать отдельно, а тяги подсоединять в последнюю очередь, отрегулировав их длину по месту.

Регулирование управления элеронами и закрылками в верхнем крыле выполняют одновременно, так как проводка управления элеронами и закрылками связана через механизмы зависания.

Порядок регулирования следующий:

— отсоединить тяги от механизма управления закрылками (рис. 7.6 поз.13,14,20,21) и зафиксировать элерон и закрылок в нейтральном положении;

— отрегулировать последовательно длины тяг так, чтобы каждая тяга приводила соответствующую качалку в положение, показанное на рис. 7.18, а. Для чего: тягой 3 установить качалку 2; тягой 5 установить качалку 6; тягой 8 установить качалку 7; тягой 4 установить качалку 1. Указанная последовательность дает возможность каждую тягу регулировать по одному разу.

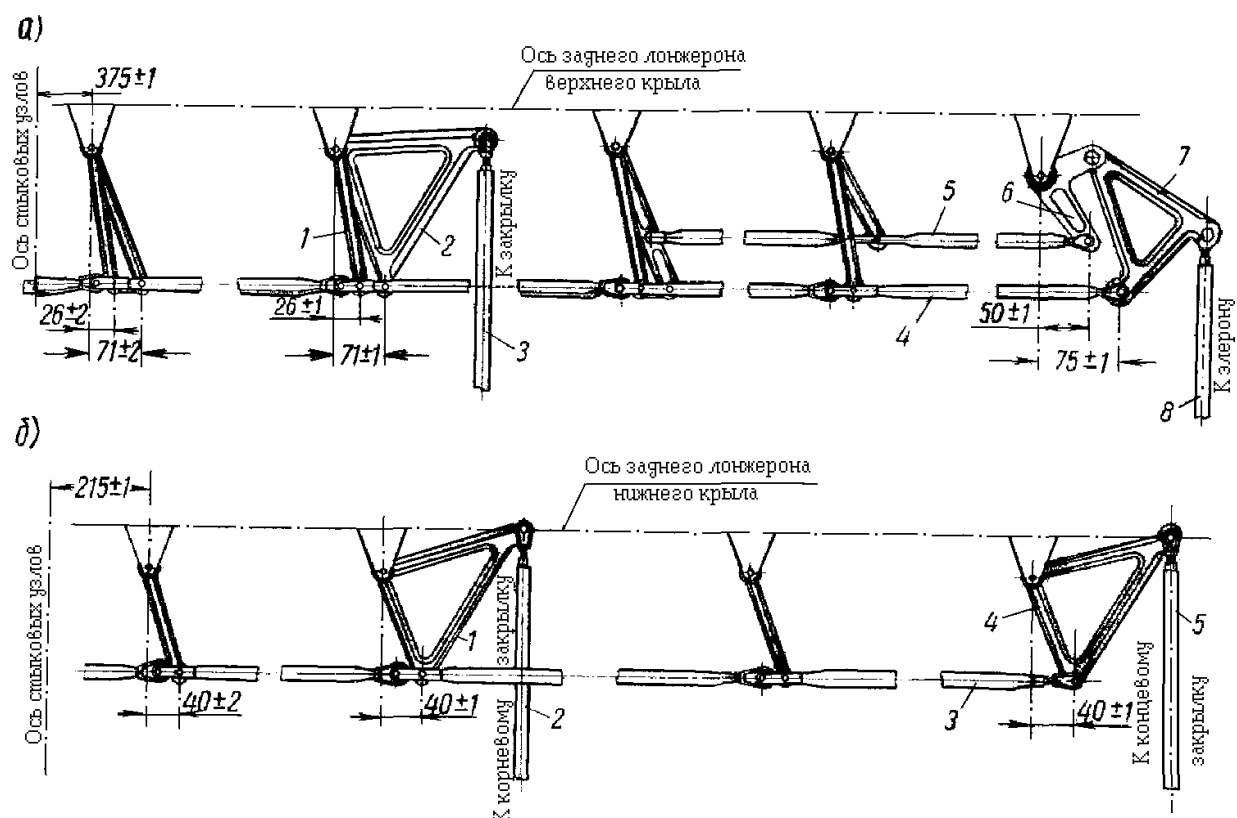


Рис. 7.18. Схема регулирования управления элеронами и закрылками в крыльях:

а — правая отъемная часть верхнего крыла:

1 — передаточная (ходовая) качалка управления элеронами; 2 — качалка отклонения закрылка; 3 — тяга к закрылку; 4 — тяга элерона; 5 — тяга к качалке зависания элерона; 6 — Г-образная качалка зависания элерона; 7 — качалка отклонения элерона; 8 — тяга к элерону;

б — правая отъемная часть нижнего крыла:

1 — качалка отклонения корневого закрылка; 2 — тяга к корневному закрылку; 3 — тяга; 4 — качалка отклонения концевого закрылка; 5 — тяга к концевому закрылку

Регулирование управления закрылками в нижнем крыле.

Порядок регулирования следующий:

— снять тяги управления закрылками в корневой части нижнего крыла (рис. 7.6 поз.33) и зафиксировать корневой закрылок в нейтральном положении;

— отрегулировать последовательно длины тяг так, чтобы каждая тяга приводила соответствующую ей качалку в положение, показанное на рис. 7.18, б. Для чего тягой 2 установить качалку 1; тягой 3 установить качалку 4;

— не снимая фиксатора с корневого закрылка, отрегулировать тягу 5 так, чтобы концевой закрылок принял нейтральное положение.

Регулирование управления элеронами в фюзеляже.

Порядок регулирования следующий:

- при ненатянутых тросах зафиксировать штурвал левой колонки в нейтральном положении;
- отрегулировать тросы управления элеронами, идущие от левого штурвала так, чтобы концевые шарниры качалки (рис. 7.8 поз.2) были на одинаковом расстоянии от шпангоута № 6. Тросы должны быть натянуты с усилием 60—65 кгс;
- отрегулировать тросы управления элеронами, идущие от правого штурвала так, чтобы штурвал принял нейтральное положение. Тросы должны быть натянуты с усилием 60—65 кгс;
- регулируя тяги в фюзеляже (рис. 7.8 поз.5), установить верхние качалки (поз.14) на верхней коробке механизма управления закрылками так, чтобы плечи обеих качалок были параллельны оси самолета;
- не снимая стопоров с элеронов, закрылков и штурвала, отрегулировать по длине тяги (рис.7.6 поз.17,20) и присоединить их к верхним качалкам на верхней коробке механизма УЗ-1АМ и к качалкам в верхнем крыле;
- снять стопоры с элеронов и штурвала (с закрылков стопор не снимать) и повернуть левый штурвал так, чтобы левый элерон отклонился вверх на $30^{\circ}_{-1,5}^{+1}$ или на 263_{-13}^{+8} мм по задней кромке элерона. При этом правый элерон должен опуститься на $14^{\circ}_{-1,5}^{+1}$ или на 124_{-13}^{+8} мм при замере по задней кромке.
- не меняя положения штурвала, отрегулировать левые упоры обоих штурвалов;
- повернув штурвалы вправо, таким же образом отрегулировать их правые упоры.

Регулирование коробки механизмов управления закрылками.

Механизм верхней и нижней коробок регулируются одинаково и в следующем порядке:

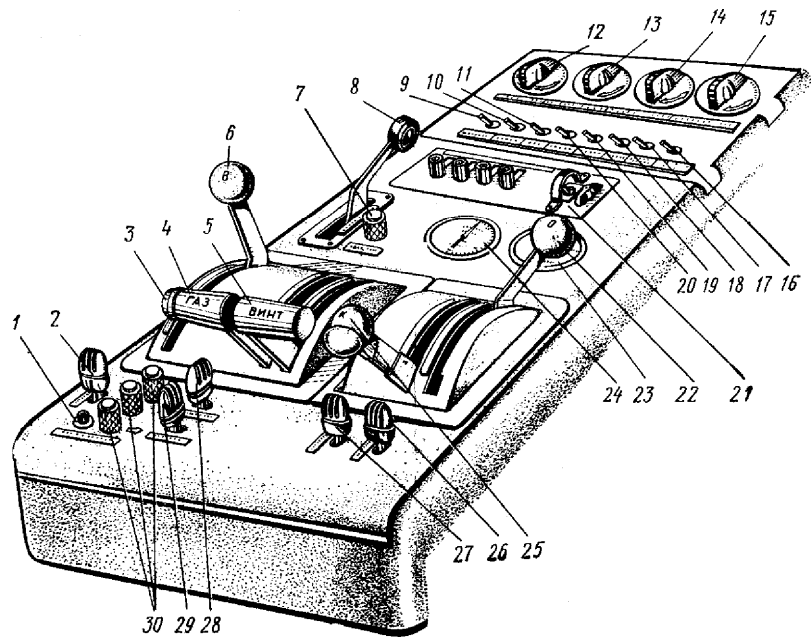
- тяги (рис.7.6 поз.14,21,33) от механизмов снять. Отрегулировать штифт (рис. 7.15 поз.15) заднего концевого выключателя так, чтобы механизм управления закрылками останавливался концевым выключателем в заднем положении. Заднее положение проверяется по расстоянию от оси шарикоподшипников (рис. 7.15 поз.10) штока коробки до шпангоута № 8. Это расстояние равно 170 мм и соответствует убранному положению закрылков;
- зафиксировать стопорами закрылки в нейтральном положении, отрегулировать тяги (рис.7.6 поз.14,21,33) по месту и присоединить их к качалкам коробок и качалкам в крыльях;
- снять стопоры с закрылков;
- отрегулировать штифт переднего концевого выключателя (рис. 7.15 поз.20) так, чтобы механизм управления закрылками останавливался при отклонении закрылков на $39,5^{\circ}_{-1}$, что соответствует замеру по задней кромке верхних закрылков 316₋₉ мм, нижних — 264₋₇ мм.

8. КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Каково назначение системы управления самолетом Ан-2?
2. Перечислите командные рычаги и органы управления системы управления самолетом Ан-2?
3. Используя рисунок 7.1. проследите прохождение тросовой проводки от командных рычагов самолета.
4. Из каких составных частей состоит штурвальная колонка, как соединяются между собой ее основные детали?
5. Используя рисунок 7.3 проследите, как будет изменяться положение деталей штурвальной колонки при отклонении летчиком штурвала вперед-назад, вправо-влево.
6. Из каких составных частей состоят педали ножного управления, как соединяются между собой основные детали педалей?
7. Используя рисунок 7.4 проследите, как будет изменяться положение деталей педалей при их отклонении летчиком?
8. Используя рисунки 7.6, 7.11, 7.14, найдите сходства и различия в конструкции тросов продольного поперечного и путевого управления. Чем эти сходства и различия объяснить?
9. Почему элероны отклоняются вверх на больший угол, чем вниз?
10. Почему при отклонении закрылков происходит отклонение вниз элеронов?
11. Используя рисунки 7.10 и 7.13, найдите сходства и различия в прохождении проводки управления рулем высоты и рулем направления. Чем эти сходства и различия объяснить?
12. Используя рисунки 7.15 и 7.16, найдите сходства и различия в конструкции механизмов управления закрылками верхнего и нижнего крыльев. Чем эти сходства и различия объяснить?
13. Используя рисунок 7.15, найдите регулировочные элементы. Какие из них используются при регулировке положения закрылков, элеронов?
14. Какие разновидности качалок применяются в проводке управления закрылками, элеронами. Чем объяснить различия в конструктивном исполнении качалок?
15. Как осуществляется управление положением триммеров? Какие существуют методы контроля положения триммеров?
16. В какой последовательности необходимо регулировать положение элеронов и закрылков в верхнем крыле? Как протестировать правильность регулировки?

Приложение 1.

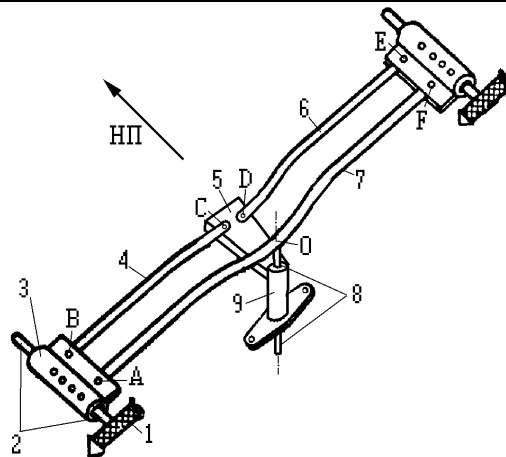
Центральный пульт в кабине самолета Ан-2



1 — кнопка уборки закрылков; 2 — нажимной переключатель триммера руля высоты; 3 — кнопка выпуска закрылков; 4 — рычаг-сектор нормального газа; 5 — сектор управления шагом винта; 6 — рычаг-сектор высотного корректора; 7 — лампа сигнализации двери; 8 — рычаг-сектор пылефильтра; 9 — выключатель генератора; 10 — выключатель аккумулятора; 11 — АЗС компаса ДИК-46; 12 — реостат левой лампы УФО; 13 — реостат лампы УФО на штанге; 14 — реостат лампы УФО на штанге; 15 — реостат правой лампы УФО; 16 — АЗС термометров ТУЭ-48; 17 — АЗС указателей положения закрылков и масляного радиатора; 18 — АЗС ЭМИ-3К; 19 — АЗС топлива; 20 — АЗС авиагоризонта; 21 — пульт радиостанции Р-80Ц; 22 — рычаг-сектор останова двигателя; 23 — указатель положения створок масляного радиатора; 24 — указатель положения закрылков; 25 — рычаг-сектор обогрева карбюратора; 26 — нажимной переключатель створок капота; 27 — нажимной переключатель створок масляного радиатора; 28 — нажимной переключатель триммера руля поворота; 29 — нажимной переключатель триммера элерона; 30 — лампы сигнализации нейтрального положения триммеров

Приложение 2.

Кинематическая схема педалей параллелограмного типа



1 — подножка; 2 — шток подножки; 3 — кронштейн подножки; 4, 6 — выравнивающие тяги; 5 — прилив кронштейна педалей; 7 — коромысло; 8 — ось коромысла; 9 — кронштейн педалей

Как видно из рисунка, фигуры ABCO и DEFO являются параллелограммами. Одно из свойств параллелограмма — сохранение параллельности противоположных сторон (т.е. AB \parallel CO и EF \parallel DO). Поэтому при любом положении педалей штоки подножек будут ориентированы параллельно продольной оси самолета, а сами подножки занимать положение удобное для постановки ног летчика.

Глава 8. Силовая установка самолета Ан-2

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СИЛОВОЙ УСТАНОВКЕ САМОЛЕТА Ан-2

Силовая установка самолета предназначена для создания силы тяги, необходимой для преодоления силы лобового сопротивления самолета в полете. Кроме того, силовая установка обеспечивает привод насосов, воздушного компрессора, электрического генератора и других агрегатов систем самолета и двигателя. Силовая установка самолета включает в себя двигатель, а также все системы, агрегаты и узлы, обеспечивающие его работу.

К силовой установке самолета Ан-2 относятся:

- 1) двигатель АШ-62ИР;
- 2) воздушный винт АВ-2;
- 3) рама крепления двигателя;
- 4) капот силовой установки;
- 5) система всасывания воздуха, поступающего в карбюратор;
- 6) система выпуска отработанных газов;
- 7) система обдува агрегатов двигателя;
- 8) топливная система и система заливки двигателя перед запуском;
- 9) масляная система и система разжижения масла бензином;
- 10) система запуска двигателя;
- 11) управление двигателем, юбками капота и створками маслорадиатора;
- 12) противопожарное оборудование.

Двигатель АШ-62ИР, воздушный винт АВ-2 и система запуска изложены в других учебных пособиях. Остальные составные части силовой установки будут рассмотрены в данном пособии.

2. РАМА КРЕПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Рама крепления двигателя к фюзеляжу (рис.8.1, а) представляет собой пространственную ферму, состоящую из четырех V-образных подкосов, сваренных из стальных стержней 3 трубчатого сечения и кольца 1 с узлами для крепления двигателя 2.

Кольцо крепления двигателя изготовлено штамповкой из алюминиевого сплава АК6. V-образные подкосы изготовлены из стали 30ХГСА и скреплены с кольцом восемью ушковыми болтами из стали 30ХГСА (рис.8.1, б).

Для погашения вибраций, возникающих при работе двигателя, в каждом узле крепления двигателя к раме установлено по два амортизатора 4 с дополнительным резиновым кольцом 6 между ними.

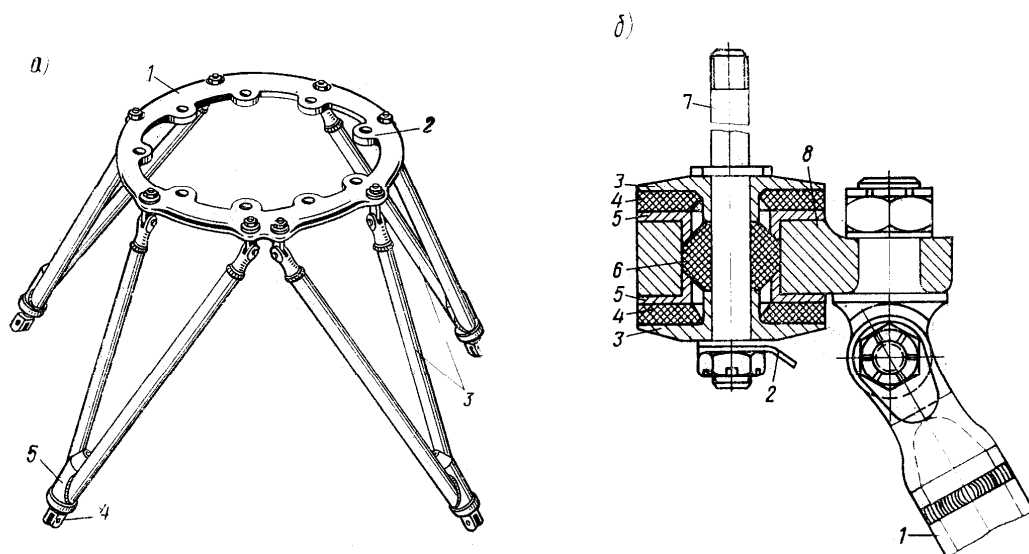


Рис. 8.1. Рама и узел крепления двигателя:

а — рама:

- 1— кольцо рамы; 2— узел для крепления двигателя; 3— стержни; 4— вилчатый болт; 5— демпфер;
 б — узел крепления двигателя к кольцу рамы:
 1 — стержень рамы; 2— перемычка металлизации; 3— шайба; 4— резиновые амортизаторы;
 5 — втулки; 6 — резиновое кольцо; 7— болт; 8 — кольцо рамы

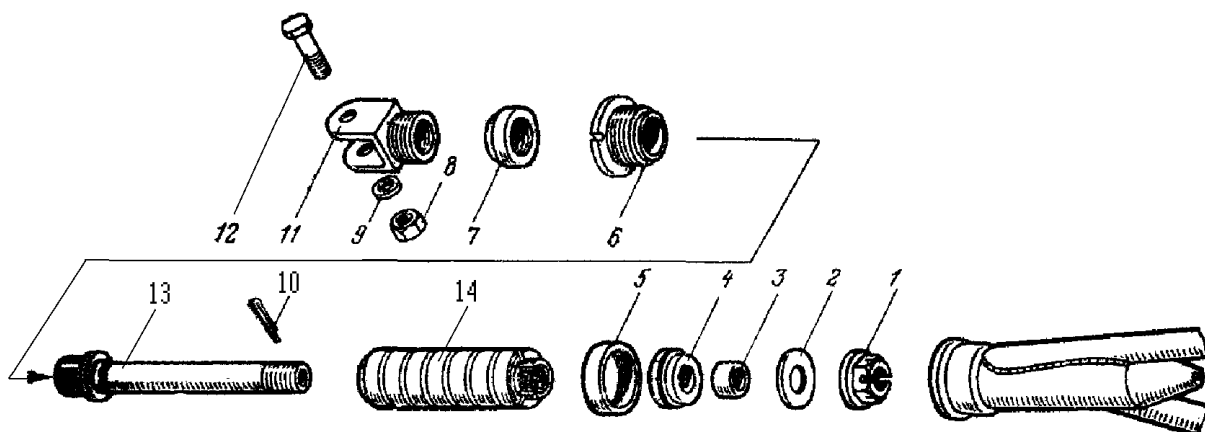


Рис. 8.2. Узел подвески моторамы к шпангоуту № 1:

- 1 — гайка; 2 — шайба; 3 — втулка; 4 — кольцевой амортизатор; 5 — дистанционная втулка;
 6 — гайка фасонная; 7 — гайка; 8 — гайка; 9 — шайба; 10 — шплинт; 11 — вилка крепления рамы к шпангоуту №1; 12 — болт; 13 — шпилька; 14 — демпфер

Крепление моторамы к шпангоуту фюзеляжа № 1 осуществлено с помощью четырех амортизационных узлов, в составе которых имеются демпферы (рис. 8.2 поз.14). Каждый демпфер имеет по четыре амортизатора, со стоящие из двух стальных колец (поз.3,5), между которыми установлено амортизационное резиновое кольцо 4, так называемый кольцевой амортизатор.

В кольцевом амортизаторе при его нагрузке резина работает на сжатие, чем значительно увеличивает его долговечность и дает меньшую остаточную деформацию.

3. КАПОТ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Установленный на самолете двигатель АШ-62ИР заключен в капот (рис. 8.3), состоящий из внешнего и внутреннего капота.

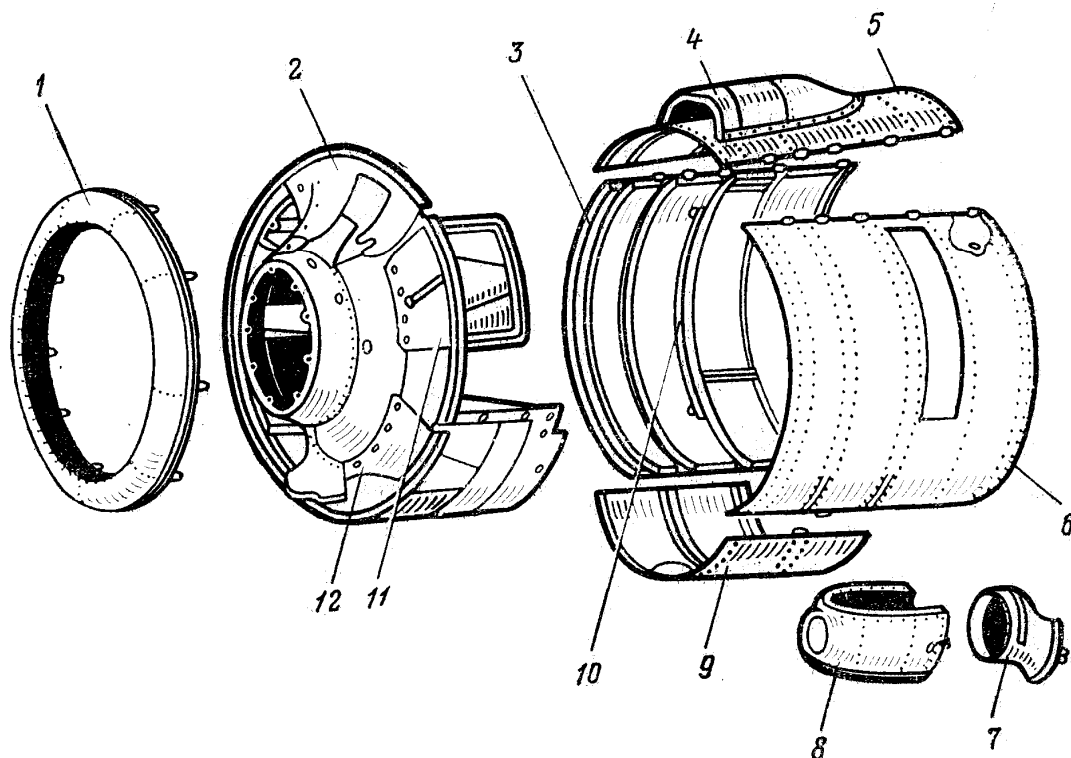


Рис. 8.3. Капот двигателя:

1 — переднее кольцо; 2 — внутренний капот; 3 — правая боковая крышка внешнего капота; 4 — обтекатель воздухозаборного патрубка; 5 — верхняя крышка; 6 — левая боковая крышка; 7 — кожух маслорадиатора со створками; 8 — туннель маслорадиатора; 9 — нижняя крышка; 10 — подпорка; 11 — верхний туннель со створками юбки капотов; 12 — нижний туннель со створками юбки капотов

Внешний капот

Внешний капот, закрывая двигатель и масляный радиатор, служит для уменьшения лобового сопротивления силовой установки. Он имеет коническую поверхность и своими размерами вписан в обводы фюзеляжа, образуя вместе с ними общую аэродинамическую форму самолета. Являясь одновременно обтекателем двигателя, внешний капот своим передним кольцом замкнутого сечения воспринимает аэродинамическую нагрузку, возникшую на его поверхности.

Внешний капот состоит из переднего кольца 1, верхней 5, двух боковых (поз.3,6) и нижней крышек 9 и туннеля маслорадиатора 8. Переднее кольцо капота представляет собой профилированный замкнутый контур, состоящий из нервюры, внутренней и внешней обшивок из дюралюминия толщиной 0,8 мм и кольцевых профилей. Переднее кольцо при помощи кронштейнов и резиновыми амортизационными втулками крепится болтами к ушкам крышек клапанных коробок двигателя. Кронштейны крепятся к кольцевому профилю болтами.

Крышки капота — легкоъемные, облегченного типа, не несущие нагрузки, имеют незначительный продольный и поперечный набор жесткости.

Внешний капот состоит из четырех крышек: верхней правой боковой, левой боковой и нижней. Крышки склепаны из дюралюминиевых листов толщиной 0,8 мм (верхняя из материала толщиной 1 мм), поперечных П-образных, гнутых профилей и продольных прессованных уголкового профиля, расположенных по краям крышек.

На верхней крышке имеется вырез под всасывающий патрубок с обтекателем 4, который служит одновременно заборником воздуха карбюратора. Обтекатель крепится к верхней крышке на заклепках. В верхней обшивке обтекателя установлен на замках «Дзус» сетчатый пылефильтр.

Входное сечение воздухозаборника карбюратора закрывается поворотной заслонкой, управляемой из кабины пилотов. В задней части обтекателя всасывающего патрубка смонтирован клапан обратного выхлопа.

Верхняя крышка крепится: передним своим П-образным профилем опирается в канавку переднего кольца капота, к дефлектору внутреннего капота двумя болтами с барашковыми гайками и к шпангоуту № 1 двумя штырями посредством резиновых амортизаторов.

На верхней крышке слева установлен лючок для подхода к заливной горловине маслобака. По краям верхней крышки приклепано по четыре стальных петли с каждой стороны для подвески боковых крышек.

На верхних профилях боковых крышек установлено по четыре Г-образных штыря для подвески боковых крышек, которые удерживаются в открытом положении трубчатых подкосом в гнездах на приливах головок цилиндров. На обеих боковых крышках сделаны вырезы для верхних юбок капота. На правой крышке установлен обтекатель выпускной трубы с заборником холодного воздуха системы обогрева кабин фюзеляжа.

Для удобства пользования сливным масляным краном на левой крышке капота имеется лючок. 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 масла в баке.

К продольным профилям верхней крышки и к нижним продольным профилям боковых крышек приклепаны прокладки, уплотняющие стык крышек и предохраняющие профили от истирания.

Нижняя крышка крепится двумя пружинными замками «Дзус» на кронштейнах профиля нижних юбок. Замкнутость контура четырех крышек обеспечивается стяжными замками рычажной конструкции, заделанных на концах поперечных профилей. После закрытия замков ручки замков контряются стопорами. Прорезь стопоров под отвертку в закрытом положении замка находится параллельно оси самолета, по краям которого на обшивке крышки нанесены горизонтальные красные метки.

Туннель маслорадиатора—клепано-сварной конструкции, состоит из обшивки и профилей из листового дюралюминия.

Передняя часть туннеля представляет собой профилированный вход, образуемый растробом, который с одной стороны приварен к обшивке туннеля, а с другой приклепан заодно с поперечным профилем.

В нижней части туннеля установлен лючок для слива масла из радиатора. В верхней части туннеля приклепаны два профиля, на которых установлены клинообразные шпонки для подвески туннеля на шпангоуте № 1.

В задней части туннеля на обшивке, подкрепленной профилями, установлены два ушка с болтами и барашковыми гайками, служащими для совместного закрепления туннеля и кожуха маслорадиатора.

Кожух маслорадиатора с регулирующимися створками служит для изменения величины и скорости воздушного потока, проходящего через радиатор. В верхней части кожуха на болтах установлен кронштейн, направляющий ось шарнира. На оси посажен сектор и крепится тяга датчика, указателя положения заслонок маслорадиатора. На этом же кронштейне укреплен болтами механизм УР-10, который с помощью шестерни

и рычажной передачи приводит в движение створки кожуха. Включение механизма УР-10 находится на центральном пульте кабины пилотов.

Внутренний капот

Внутренний капот двигателя 2 отделяет переднюю часть двигателя и выпускной коллектор от задней части с агрегатами двигателя. Он имеет форму усеченного конуса и состоит из дефлектора, четырех туннелей и рамки крепления масляного радиатора.

Дефлектор представляет собой фасонную перегородку клепаной конструкции, состоящую из четырех частей обшивки, переднего отражателя и профилей. Обшивка, отражатель и гнутые профили изготовлены из листового дюралюминия толщиной 1,5 мм. Профиль установлен возле выпускной трубы, изготовлен из стали.

В дефлекторе сделан вырез под выпускную трубу и окантованные вырезы под трубы обдува агрегатов двигателя и маслоотстойника.

Крепится дефлектор к кольцу рамы на девяти болтах 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.

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 при помощи накладки из дюралюминия и седла подвески масляного радиатора. Седло состоит из дужки, по концам которой приклепаны стальные ушки с отверстиями для крепления лент радиатора. Седло приклепано к профилям при помощи стальных коробочек.

В профилях сделаны вырезы для присоединения туннеля масло радиатора при помощи клинообразных 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 дюралюминиевые коробочки, установленные на шпангоуте № 1, к которым приклепываются болты и штыри крепления нижнего туннеля капота.

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 дюралюминия Д16АТ. В туннелях сделаны вырезы для прохода тяг управления створками. Вырезы закрыты чехлами герметизации, приклепанными к туннелям. Первый 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 дюралюминия Д-16АТ и соединяются друг с другом при помощи карданного соединения. Створки установлены на съемном профиле при помощи восьми подшипников и крепятся к профилю на болтах. Профиль присоединяется потайными винтами к стальным кницам дефлектора.

Верхние створки капота, как и нижние, состоят из двух туннелей и шести створок. Верхние туннели меньше, чем нижние. Они крепятся к дефлектору пружинными замками типа «Дзус». К туннелю при помощи стальной накладки приклепан профиль. К профилю на болтах в каждом туннеле крепятся четыре кронштейна с закрепленными на них створками. Конструкция створок, их соединение между собой и с тягой управления аналогичны 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 стороны юбки капота могут быть отсоединены от дефлектора, сняты и уложены совместно с тягами управления в кронштейны, установленные с правой и левой сторон на шпангоуте № 1 фюзеляжа.

4. СИСТЕМА ВСАСЫВАНИЯ ВОЗДУХА, ПОСТУПАЮЩЕГО В КАРБЮРАТОР

К системе всасывания воздуха, поступающего в карбюратор, относятся: заборник холодного воздуха, воздухоприемник карбюратора, жаровые трубы и воздухозаборник жаровых труб.

Жаровые трубы и воздухозаборник жаровых труб расположены на выпускном коллекторе двигателя и будут рассмотрены ниже в п.8.5.

Заборник холодного воздуха расположен на верхней крышке внешнего капота и представляет собой обтекатель всасывающего патрубка воздухозаборника карбюратора, приклепанный к крышке капота (См. рис.8.3 поз.4).

Воздухоприемник карбюратора (рис.8.4) служит для подачи в карбюратор воздуха, при этом в зависимости от внешних условий в карбюратор может подаваться как атмосферный воздух, так и

подогретый. На воздухозаборник карбюратора установлены заслонка и патрубок обратного выхлопа, которые обеспечивают удаление в атмосферу продуктов сгорания при обратном выхлопе.

Воздухоприемник карбюратора сварной конструкции и состоит из следующих основных частей: фланца крепления к карбюратору двигателя 10, всасывающего патрубка 7, кожуха 14, заслонки 2, патрубка отвода газов в атмосферу при обратном выхлопе 5, двух фланцев крепления гибких труб 11 подвода горячего воздуха и двух патрубков отвода горячего воздуха 13.

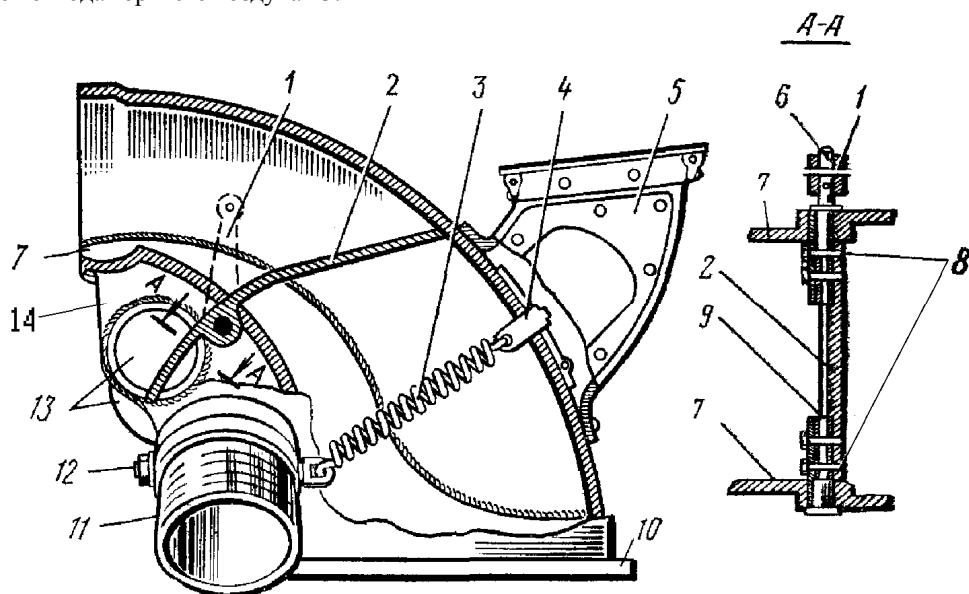


Рис. 8.4. Воздухоприемник карбюратора:

1 — поводок; 2 — заслонка; 3 — пружина; 4 — заслонка обратного выхлопа; 5 — патрубок; 6 — ось заслонки; 7 — всасывающий патрубок; 8 — конусные штильки; 9 — ось заслонки; 10 — фланец; 11 — гибкая труба; 12 — болт; 13 — патрубок отвода горячего воздуха; 14 — кожух

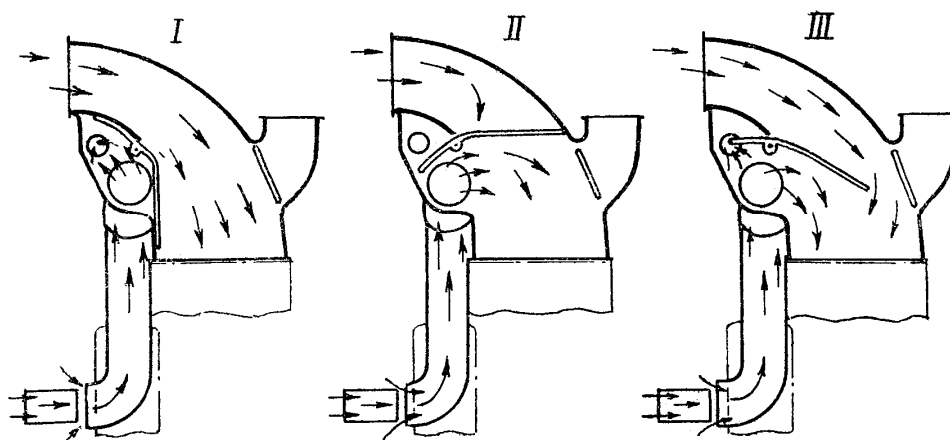


Рис. 8.5. Схема регулировки температуры воздуха, подаваемого в карбюратор

I — в карбюратор поступает атмосферный воздух; II — в карбюратор поступает горячий воздух; III — в карбюратор поступает смесь атмосферного и горячего воздуха

К передней стенке всасывающего патрубка крепится кожух обогрева 14 с приваренными патрубками 13 для выхода горячего воздуха из воздухоприемника. Внутри воздухоприемника установлена заслонка 2, регулирующая температуру воздуха, поступающего в карбюратор.

На задней стенке всасывающего патрубка сделано окно, предназначенное для уменьшения давления газов, возникающих при обратном выхлопе через карбюратор. Окно закрыто заслонкой 4, удерживаемой спиральной пружиной 3. Для отвода газов за капотное пространство на окне установлен патрубок 5 обратного выхлопа с клапаном на верхней крышке капота.

С левой стороны в патрубке имеется вырез с бортиком для крепления дюралюминиевого 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 поводка 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 поводок 1 управления заслонкой 2 из кабины пилотов.

Подогрев воздуха, поступающего в карбюратор, в зимнее время осуществляется при помощи жаровых труб, расположенных внутри выпускного коллектора. Соединение жаровых труб с воздухоприемником осуществляется гибкими металлическими трубами 11. Такое соединение необходимо ввиду резких колебаний выпускного 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 $+3^{\circ}\text{C}$ до $+5^{\circ}\text{C}$.

5. СИСТЕМА ВЫПУСКА ОТРАБОТАВШИХ ГАЗОВ

К системе выпуска (рис. 8.6) относятся: кольцо выпускного коллектора, переходный патрубок 4 с шаровым соединением и выпускная труба 1. Все элементы выпускной системы изготовлены из жаростойкой листовой стали марки 1X18H9T.

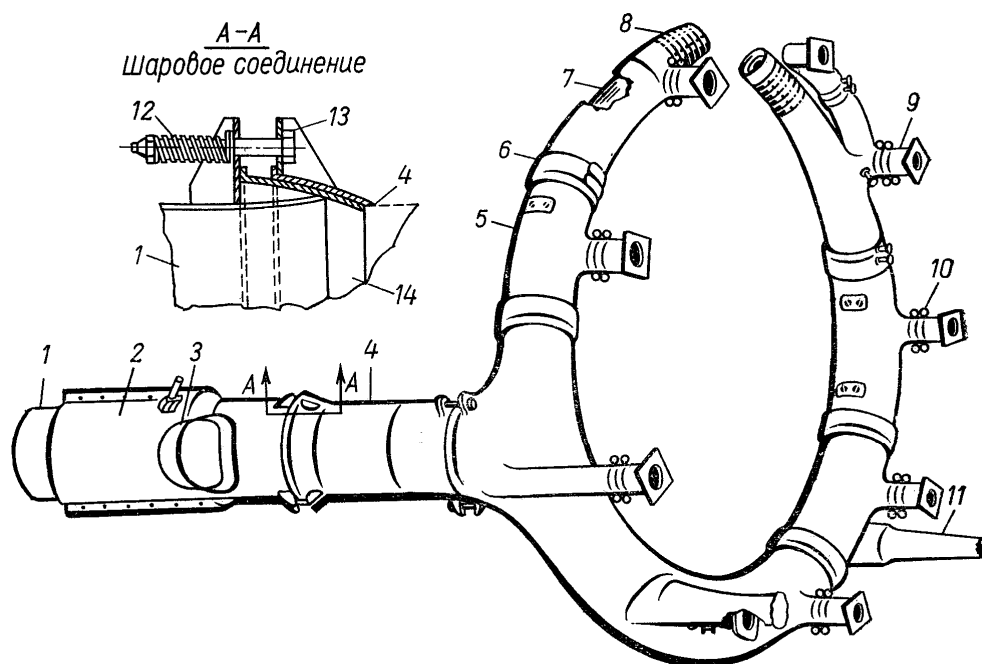


Рис. 8.6.. Система выпуска отработавших газов:

- 1 — выпускная труба; 2 — рубашка теплообменника. 3 — заборник холодного воздуха;
 4 — патрубок; 5 — секция кольца коллектора 6 — стяжной хомут; 7 — жаровая труба; 8 — гибкая труба; 9 — патрубок к выпускным окнам; 10 — стяжные полухомуты; 11 — воздухозаборник; 12 — пружина 13 — болт; 14 — полусфера

Кольцо выпускного коллектора состоит из восьми секций 5 с патрубками 9 для крепления к выпускным окнам цилиндров. Все секции соединяются между собой хомутами 6 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 рихтовка. После стягивания хомутов необходимо обеспечить 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 выпускных окон цилиндров стяжными полухомутами 10. В нижней части коллектора приварен штуцер с пробкой для слива конденсата.

Внутри коллектора установлены симметрично вертикальной оси двигателя две жаровые трубы 7, в которых нагревается воздух, поступающий в карбюратор. Нагретый воздух поступает в карбюратор через гибкие трубы (рис.8.4. поз.11, рис. 8.6. поз. 8). Воздухозаборники жаровых труб (рис.8.6 поз.11) монтируются на двух нижних секциях между нижними цилиндрами № 4—5 и № 6—7 двигателя и направлены против потока воздуха.

Колена воздухозаборников 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 увеличения количества тепла, подводимого к воздуху.

Кольцо выпускного коллектора соединено с выпускной трубой 1 шаровым соединением, состоящим из двух патрубков, входящих один в другой, и шести болтов 13 с пружинами 12 (по три пружины на каждом

патрубке). Это соединение позволяет кольцу коллектора перемещаться в различных направлениях без нарушения плотности соединения.

Снаружи по окружности выпускной 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 — 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 (См. пособие «Фюзеляж самолета Ан-2»).

6. ОБДУВ АГРЕГАТОВ ДВИГАТЕЛЯ

Агрегаты двигателя — магнето БСМ-9, компрессор АК-50М и генератор 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.

7. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

7.1. Общие сведения о топливной системе самолета Ан-2

Топливная система предназначена для питания двигателя топливом на всех режимах полета и всех режимах работы двигателя.

Монтажная схема топливной системы представлена на рисунке 8.7. Принципиальная схема топливной системы представлена на рисунке 8.8.

Состав топливной системы самолета Ан-2:

- шесть топливных баков;
- четырехходовой кран 625000 (кран питания);
- топливный фильтр-отстойник 811А—1;
- перекрывной кран 630600К;
- ручной бензиновый насос РНА-1А;
- топливный насос БНК-12БК*;
- фильтр тонкой очистки топлива 12ТФ29-1;
- заливной насос (шприц) 740500;
- кран разжижения масла 772А;
- электрический манометр топлива с датчиком П-1Б;
- электрический топливомер СБЭС-1447 с шестью датчиками, расположенными в каждом топливном баке;
- трубопроводы.

Основные данные топливной системы

Топливо.....	Бензин Б-91/115 с октановым числом не менее 91
Емкость правой группы топливных баков, л.....	620±24
Емкость левой группы топливных баков, л.....	620±24
Общая емкость топливной системы, л.....	4240±48
Нормальная заправка системы топливом, л.....	1200
Максимальная производительность насоса БНК-12БК, л/ч.....	1140
Давление топлива перед карбюратором, кгс/см ²	
на режиме работы двигателя «Малый газ».....	не менее 0,15
на остальных режимах работы двигателя.....	0,3 — 0,35
Расход топлива на 1 ч полета по видам работ, кг	
транспортные полеты.....	118
авиационно-химические работы.....	122,5

*Конструкция и работа насоса БНК-12БК приведена в пособии «Питание топливом двигателя АИШ-62ИР».

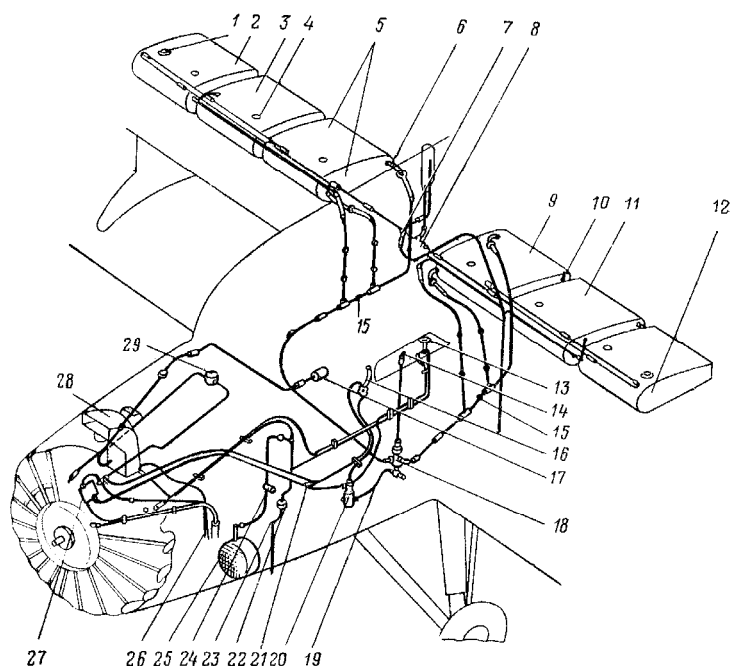


Рис. 8.7. Монтажная схема топливной системы:

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— обратный клапан и дюритовое соединение баков; 11— левый центральный бак; 12— левый консольный бак; 13— заливной шприц 740500; 14— ручка управления четырехходовым краном; 15— обратный клапан; 16— ручной бензонасос РНА-1А; 17— мановакуумметр; 18— четырехходовой кран; 19— перекрывной кран; 20— фильтр; 21— дроссель; 22— датчик давления топлива; 23— дренаж; 24— клапан разжижения масла; 25— маслорадиатор 1106; 26— дренажные трубки; 27— топливный насос БНК-12БК; 28— карбюратор АКМ-62ИРА; 29— фильтр тонкой очистки топлива 12ТФ29-1

7.2. Агрегаты топливной системы

Топливные баки* (рис. 8.9) расположены в верхнем крыле по три бака в каждом полукрыле и делятся на левую и правую группы баков. В каждой группе имеется по три бака: корневой, центральный и консольный. 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.

Каждый бак состоит из трех штампованных перегородок 7 с отверстиями для облегчения, двух донышек 8 и двух обечаяек 2, сваренных между собой. Перегородки и профили крепятся к обечайкам заклепками, головки которых обвариваются газовой сваркой. На обечайке методом штамповки выполнены «карточки» для повышения ее жесткости.

В корневых баках, со стороны фюзеляжа, имеются 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.

В консольные баки вварены заливные горловины 5. Все баки имеют в задней части штуцеры с обратными клапанами для соединения баков между собой и сверху, штуцеры для присоединения дренажных трубок, а также гнезда под датчики электротопливомеров 1. К каждому баку приварено по два болта для присоединения перемычки металлизации.

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 $0,15 \text{ кгс/см}^2$. После испытания баки покрываются желтой эмалью.

Баки размещаются в отъемных частях верхнего крыла и устанавливаются на седлах нервюр. Корневой бак установлен на седлах нервюр № 2 и 4, центральный — на седлах нервюр № 6 и 8 консольный — на седлах нервюр № 10 и 12. На седлах нервюр под баками установлены фетровые прокладки. Баки крепятся к седлам нервюр дюралюминиевыми лентами, которые стягиваются тандерами. Под ленты устанавливаются резиновые прокладки. Фетровые и резиновые прокладки предохраняют поверхность баков от повреждения.

После установки баков в крыле их люки закрываются крышками, которые крепятся к профилям на винтах и анкерных гайках.

*Конструкция топливных баков приведена для самолетов с 163 серии. Отличия от топливных баков для самолетов до 163 серии незначительны.

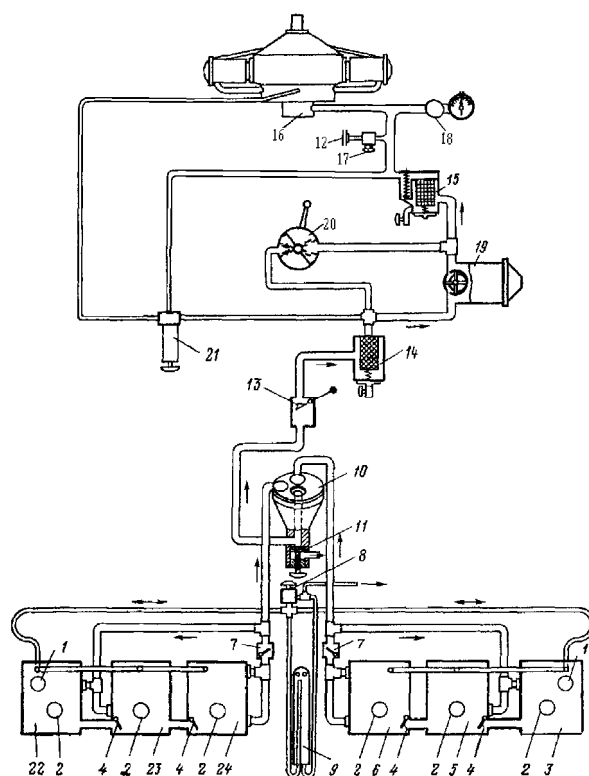


Рис. 8.8. Принципиальная схема топливной системы:

1 — заливная горловина; 2 — датчик топливомера; 3 — правый консольный бак; 4 — обратный клапан; 5 — правый центральный бак; 6 — левый корневой бак; 7 — обратный клапан; 8 — кран слива топлива из дренажной системы; 9 — радиомачта с воздухозаборником дренажа баков; 10 — четырехходовой кран; 11 — сливной кран; 12 — трубопровод маслосистемы; 13 — перекрывной кран 630600К; 14 — фильтр грубой очистки топлива 811А-1 (фильтр-отстойник); 15 — фильтр тонкой очистки топлива 12ТФ29-1; 16 — карбюратор АКМ-62ИРА; 17 — кран ЭКР-3 разжижения масла; 18 — датчик давления топлива; 19 — топливный насос БНК-12БК; 20 — ручной бензонасос РНА-1А (альвеер); 21 — заливной шприц 740500; 22 — левый консольный бак; 23 — левый центральный бак; 24 — левый корневой бак

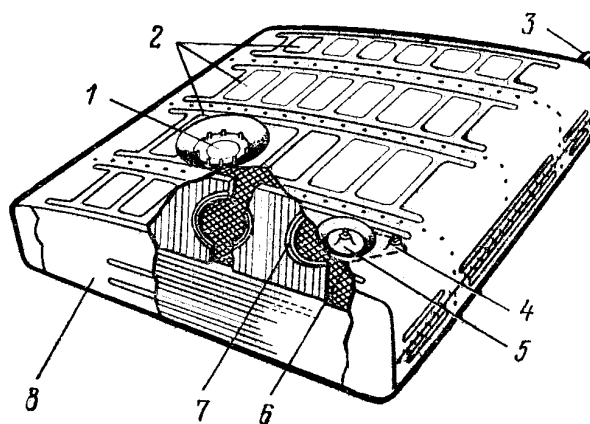


Рис. 8.9. Топливный бак (консольный правой группы):

1 — горловина топливомера; 2 — обечайка, штампованная «карточками»; 3 — соединительный штуцер для заправки от насоса БПК-4 (используется у самолетов сельхозварианта); 4 — штуцер дренажа; 5 — заливная горловина; 6 — сетчатый фильтр; 7 — перегородка; 8 — доньшко

Четырехходовой топливный кран или кран питания клапанного типа (изделие 625000) (рис. 8.10). Кран служит для перекрытия и включения питания двигателя топливом, а также для слива топлива из баков.

Крепится кран на трех болтах горизонтально к кронштейну блока топливных агрегатов. Кронштейн расположен с левой стороны фюзеляжа между шпангоутами № 3 и 4. Подход к кронштейну возможен через люк в передней части фюзеляжа с левой стороны между шпангоутами № 3 и 4.

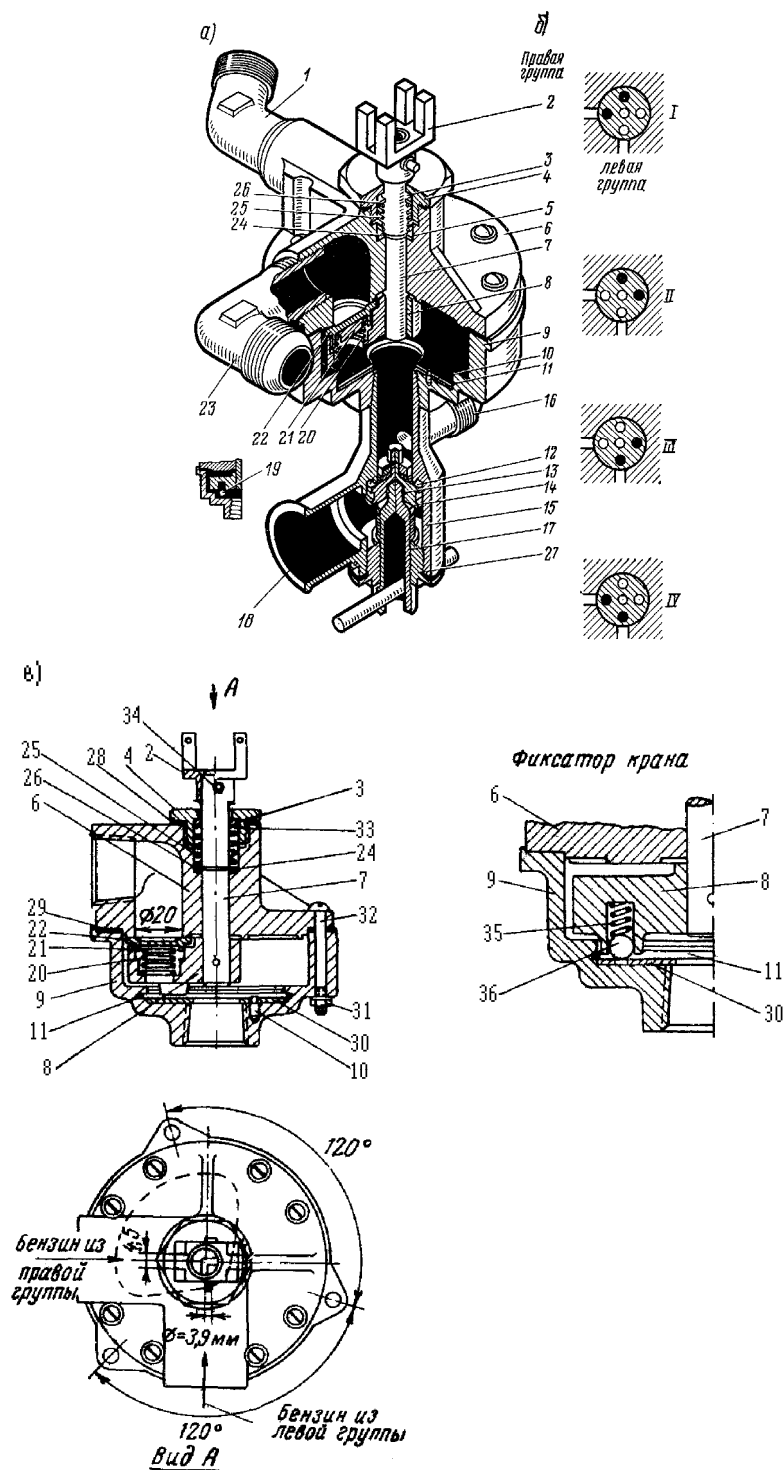


Рис.8.10. Четырехходовый топливный кран (625000):

а) — устройство четырехходового крана (с установленным краном слива); б) — схема работы;
 в) — конструкция четырехходового крана (без крана слива):

1 — штуцер (угольник); 2 — наконечник оси кронштейна; 3 — уплотнительное кольцо; 4 — гайка сальника; 5 — шайба; 6 — корпус крана; 7 — ось; 8 — кронштейн; 9 — крышка; 10 — шпилька; 11 — замок фиксатора; 12 — резиновая шайба; 13 — стопорное кольцо; 14 — клапан; 15 — корпус сливного крана; 16 — штуцер; 17 — шток; 18 — сливной штуцер; 19 — фиксатор крана; 20 — пружина клапана (золотник); 21 — опорный грибок; 22 — клапан (золотник); 23 — штуцер (угольник); 24 — упорное кольцо; 25 — пружина; 26 — шайба сальника; 27 — пробка; 28, 29 — прокладки; 30 — фиксатор крана; 31 — гайка; 32 — стяжной болт; 33 — шайба сальника; 34 — болт; 35 — пружина фиксатора; 36 — шарик фиксатора

условные обозначения к рисунку 8.10, б):

I — левая группа в двигатель; II — левая и правая группы в двигатель; III — правая группа в двигатель; IV — кран закрыт

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».

Четырехходовой кран (рис. 8.10, а) состоит из корпуса 6, крышки корпуса 9, оси 7 с кронштейном 8, двух золотников 22 с пружинами 20 и опорными грибками 21, фиксатора крана 19, замка фиксатора 11, пружины оси 25, восьми стяжных болтов 32, резиновой шайбы 12 и других крепежных деталей.

Корпус и крышки крана отлиты из алюминиевого сплава АЛ4. В корпусе крана имеются два штуцера (поз.1,23), расположенные под углом 90° и ввернутые в корпус на конической резьбе, отверстие с резьбой под гайку сальника 4, отверстие для прохода оси 7 кронштейна и два отверстия диаметром 20 мм для прохода топлива 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 герметичного соединения.

В крышке крана при помощи кольцевого пружинного замка и двух штифтов крепится фиксатор 19 с четырьмя высверленными гнездами под шарик фиксатора 36, расположенный в кронштейне золотников 8.

Внутри корпуса на стальной оси 7 длиной 88 мм и внешним диаметром 12 мм при помощи конической шпильки крепится кронштейн золотников 8, изготовленный из сплава АЛ4 или Д1Т. В отверстия кронштейна вставляются два золотника 22, изготовленные из стали 12ХНЗА, с пружинами 20 и опорными грибками 21, 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 25 и шайбой 5 при помощи упорного кольца 24, установленного на наружной кольцевой выточке оси. Ось в корпусе уплотняется при помощи сальника гайкой 4.

Корпус с крышкой соединяются при помощи восьми болтов 32. Для герметичности соединения между корпусом и крышкой поставлена прокладка 29 из бензостойкой резины.

Управление четырехходовым краном осуществляется из кабины пилотов.* При повороте ручки крана в кабине пилотов жесткая тяга поворачивает ось с кронштейном и золотниками, которые скользят по притертой поверхности корпуса и перекрывают отверстия в корпусе (рис. 8.10, б). Положение ручки крана определяется по трафарету.

В нижней части крышки имеется коническая резьба для присоединения крана слива топлива из баков (рис. 8.10 поз.12-18,27) Конструкция крана слива показана на рисунке 8.11. Кран имеет штуцер для присоединения трубопровода подачи топлива к перекрывающему крану и штуцер для слива топлива из баков самолета. Для слива топлива необходимо, поворачивая вороток 5, открыть клапан 1.

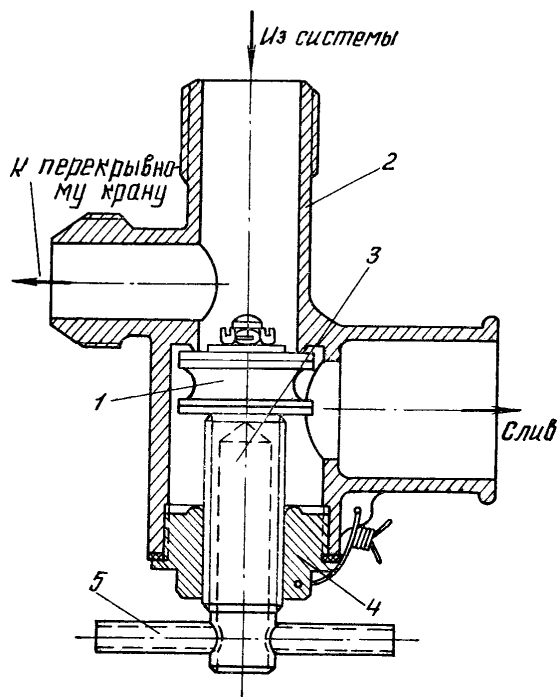


Рис. 8.11. Кран слива топлива из баков:
1—клапан; 2—корпус; 3—шток; 4—пробка; 5—вороток

* Правила пользования четырехходовым краном приведены в приложении.

Перекрывной кран 630600К (рис. 8.12) предназначен для быстрого перекрытия питающей топливной магистрали двигателя и состоит из корпуса 6, штуцера 1, тарелки 3 и оси 10 с рычагом и пружиной 5.

Пружина удерживает кран в закрытом положении, дожимая тарелку к штуцеру. В закрытом положении кран перекрывает подачу топлива в двигатель. Кран имеет два положения: закрытое и открытое. Во время работы двигателя кран открыт и это положение изображено на рис. 8.12 штриховой линией.

Управление перекрывным краном осуществляется из кабины пилотов с помощью рычага и тросовой проводки.

Перекрывной кран расположен на кронштейне блока топливных агрегатов.

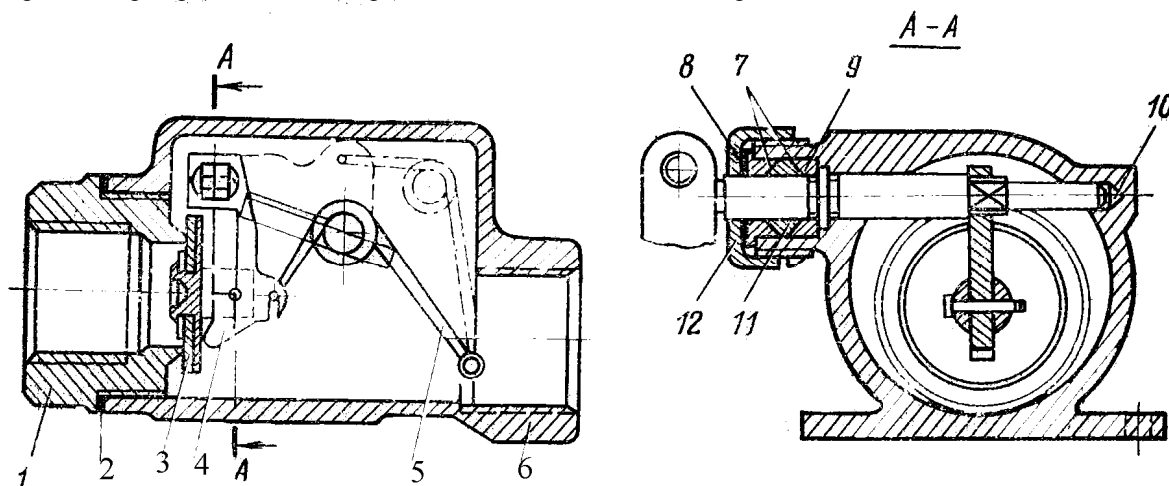


Рис. 8.12. Перекрывной кран 630600К:

1 — штуцер; 2 — уплотнительное кольцо; 3 — тарелка; 4 — рычаг; 5 — пружина; 6 — корпус; 7 — туллка; 8 — уплотнение; 9 — вкладыш; 10 — ось; 11 — фасонное кольцо; 12 — гайка

Фильтр грубой очистки топлива 811А-1 (фильтр-отстойник) (рис. 8.13) устанавливается в магистрали топливной системы и служит для очистки топлива от механических примесей и отстоя воды.

Фильтр состоит из цилиндрического корпуса 1 и крышки, отлитых из алюминиевого сплава АЛ4, фильтрующего элемента 2 с пружиной 3 и двух штуцеров. Трубопровод подводящей магистрали 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 топливному насосу БНК-12БК, к ручному насосу РНА-1А сечением и к заливному насосу (шприцу).

Сетка фильтрующего элемента вместе с пружиной крепится к крышке болтами и удерживается в корпусе траверсой 6 с барашковым винтом 5. Крепится фильтр к кронштейну блока агрегатов на двух болтах.

Фильтр тонкой очистки топлива 12ТФ29-1 (рис. 8.14) предназначен для очистки топлива от имеющихся в нем смол. Фильтр подсоединен к топливной системе на участке между насосом БНК-12БК и карбюратором. Он установлен справа по полету в верхней части шпангоута № 1.

Фильтр состоит из корпуса 1, отлитого из сплава алюминия, на котором имеются два штуцера подвода и отвода топлива, бумажного фильтрующего элемента 10, предохранительного клапана 2, сливного крана 14, крышки 11, которая удерживается в корпусе траверсой с барашковым винтом.

Бумажный фильтрующий элемент топливного фильтра 12ТФ29-1 необходимо осматривать через каждые 50 ч налета. Через каждые 100 ч налета следует снимать бумажный фильтрующий элемент и заменять его новым.

При наличии металлического фильтроэлемента (никелевая сетка саржевого плетения) через каждые 100 ч налета полагается заменять фильтроэлемент промытым на ультразвуковой установке и проверять его с помощью прибора ПКФ.

При опробовании двигателя на земле в случае падения давления топлива ниже $0,30 \text{ кгс/см}^2$ необходимо заменить бумажный фильтрующий элемент фильтра 12ТФ29-1 новым. Если на самолете установлен фильтр тонкой очистки с металлическим фильтроэлементом, то следует заменить его другим промытым на ультразвуковой установке и проверенным с помощью прибора ПКФ независимо от наработки часов.

Ручной насос РНА-1А служит для создания давления в топливной системе перед запуском двигателя, проверки соединений системы на герметичность, кроме того, в случае отказа в полете топливного насоса БНК-12БК ручным насосом можно создать давление топлива в системе для обеспечения нормальной работы двигателя.

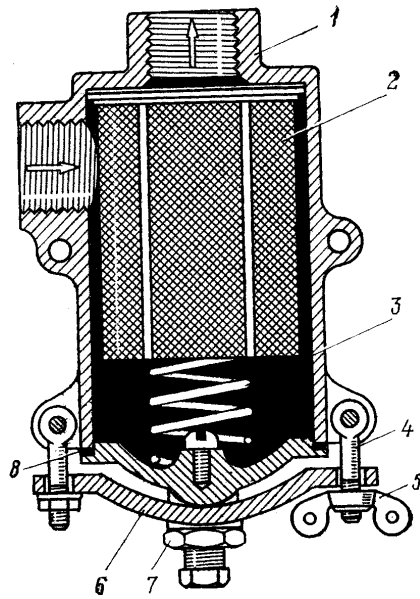


Рис. 8.13. Фильтр грубой очистки топлива 811А-1 (фильтр-отстойник):
 1 — корпус; 2 — фильтрующий элемент (сетка) 3 — пружина; 4 — ушковый болт; 5 —
 барашек; 6 — траверса; 7 — сливной кран; 8 — прокладка

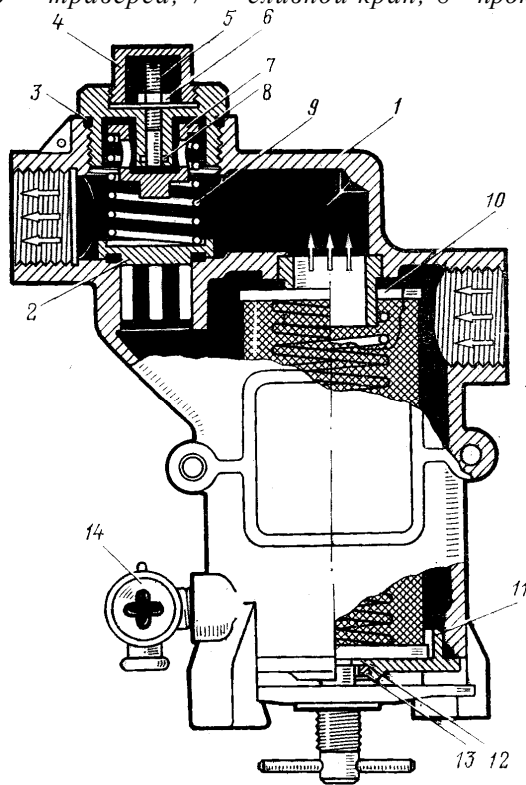


Рис. 8.14. Фильтр тонкой очистки топлива 12ТФ29-1:
 1 — корпус; 2 — предохранительный клапан; 3 — прокладка; 4 — колпачок; 5 —
 регулировочный винт; 6 — гайка; 7 — направляющая; 8 — прокладка; 9 — пружина
 предохранительного клапана; 10 — фильтрующий элемент (бумажный или металлический); 11 —
 крышка; 12 — шайба запорная; 13 — гайка; 14 — сливной кран

Ручной насос (рис. 8.15) состоит из корпуса 5 с крышкой 6, подвижной крыльчатки 8 с отверстиями для перепуска топлива из полости в полость, двух всасывающих и двух нагнетающих клапанов 9, установленных в неподвижных коробках, и поводка, смонтированного в 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 заворачиваются два штуцера: *А*— для подвода топлива и *Б*— для отвода топлива.

В полость корпуса насоса устанавливаются клапаны из алюминиевого сплава и крыльчатки 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.

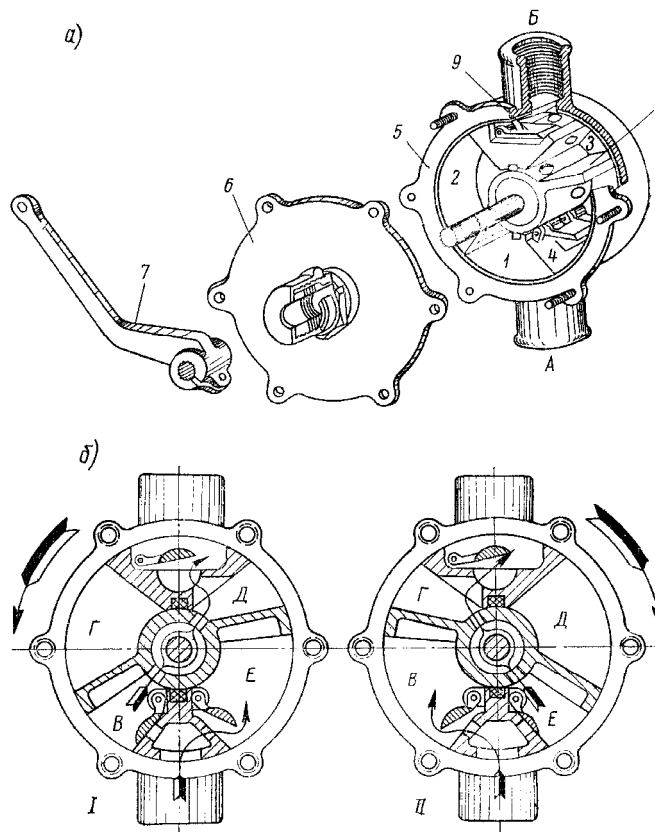


Рис. 8.15. Ручной топливный насос РНА-1А:

а) — конструкция насоса:

1, 2, 3, 4 — полости насоса; 5 — корпус насоса; 6 — крышка; 7 — поводок; 8 — крыльчатка, 9 — клапан нагнетания;

А — вход топлива; *Б* — выход топлива;

б) — схема работы ручного насоса

Для герметичности в пазы гнезд всасывающих и нагнетающих клапанов вставлены кожаные прокладки. Рабочие поверхности крыльчатки и внутренней поверхности корпуса протираются. Крыльчатка имеет в цилиндрической части два кольцевых, не сообщающихся между собой канала, служащих для перепуска топлива во время работы насоса.

Работа ручного насоса. При повороте крыльчатки против часовой стрелки (см. рис. 8.15, 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. 8.15, 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,

Трубопроводы топливной системы выполнены из труб алюминиевого сплава АМгМ диаметром 18×16 мм и гибких шлангов. Соединение трубопроводов жесткое, за исключением трубопроводов

расположенных в отсеке силовой установки и в отсеке топливных баков, где применены дюритовые соединения. Все металлические трубопроводы системы окрашены желтой эмалью.

Обратные клапаны маятникового типа установлены в местах соединения топливных баков (рис.8.8 поз.4) исключают возможность перетекания топлива из корневых и центральных баков в консольные при полетах самолета с виражами и скольжением.

Аналогичные клапаны установлены в трубопроводах подачи топлива из групп баков к четырехходовому крану (рис.8.8 поз.7). Эти клапаны исключают обратное движение топлива из трубопроводов в баки.

Система дренажа* (рис.8.16) обеспечивает поддержание в надтопливном пространстве всех топливных баков атмосферного давления. Это исключает нагружение стенок топливных баков от перепада давления при заправке и выработке топлива.

Дренаж всех баков объединен в общий трубопровод и имеет общий выход в атмосферу через два отверстия в радиомачте 1, которая выполнена пустотелой. Если во внутренний объем радиомачты или в дренажные трубопроводы попадет жидкость (топливо или влага из атмосферы), она удаляется через трубопровод 3 или сливной кран 5.

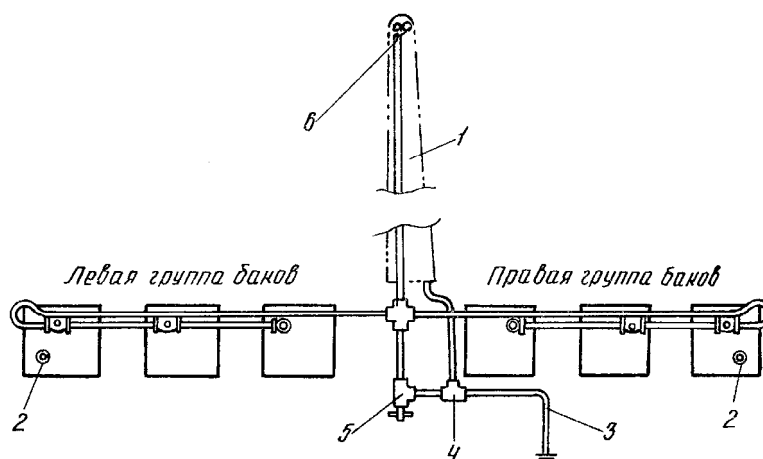


Рис. 8.16. Система дренажа топливных баков:

1— радиомачта; 2— заливные горловины; 3— трубопровод слива топлива из внутреннего объема радиомачты; 4— тройник; 5— кран слива топлива из дренажных трубопроводов; 6— дренажные отверстия в радиомачте

Система заливки двигателя. К системе заливки двигателя относится заливочный насос (шприц) и трубопроводы, соединяющие его с нагнетателем двигателя, карбюратором и насосом БНК-12БК. Заливочный насос (рис. 8.17) служит для заливки двигателя топливом перед запуском, а также для заливки насоса БНК-12БК при неисправном ручном насосе РНА-1А.

Заливочный насос монтируется в кабине пилотов на левом боковом пульте и задней его части. Он представляет собой корпус 7, в который установлен поршень 8 с рукояткой 1 и золотником 9. К корпусу при помощи трех болтов крепится головка 10 с обратными клапанами и тремя штуцерами. К двум штуцерам присоединяются трубки, подводящие топливо к нагнетателю для заливки цилиндров двигателя и к трубопроводу, соединяющему карбюратор и фильтр тонкой очистки, для заливки насоса БНК-12БК, а к третьему (снабженному шариковым клапаном) — трубка, подводящая топливо от фильтра-отстойника к заливочному насосу.

Рукоятка 1 выполнена поворотной, вместе с рукояткой поворачиваются поршень 8 и золотник 9. Золотник 9 совместно головкой 10 конструктивно представляют собой кран-переключатель. При повороте рукоятки каналы на золотнике и головке соединяются так, как это показано на рисунке 8.17, обеспечивая подачу топлива по разным трубопроводам.

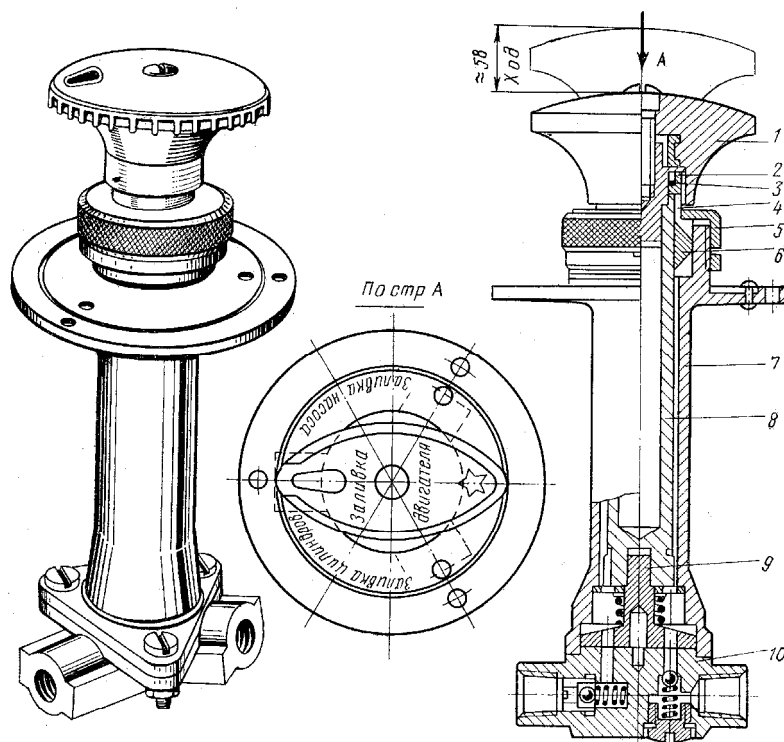
Обратные клапаны, установленные в головке 10, предотвращают подсос топлива при работе двигателя.

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 при помощи специального выступа на поршне, входящего в один из двух пазов, имеющих в корпусе.

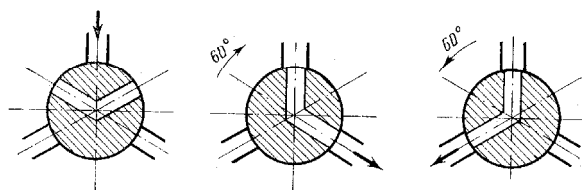
При движении плунжера шприца вверх создается разрежение в цилиндре, и топливо из системы устремляется по каналу в цилиндр шприца. При движении плунжера вниз поршень подает топливо в тот или другой трубопровод в зависимости от положения рукоятки шприца.

Заливка насоса БНК-12БК на земле заливным шприцем производится только в случае отказа ручного насоса РНА-1А.

*Система дренажа приведена для самолетов, начиная с 53 серии.



Из фильтра Схема работы шприца



Выключено

В насос БПК-12БС

В цилиндры

Рис. 8.17. Заливочный насос 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

7.3.ОСОБЕННОСТИ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТЕ Ан-2 СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОГО ВАРИАНТА

На самолетах сельскохозяйственного варианта дополнительно устанавливается бензиновый электронасос БПК-4 и вместо перекрывного крана установлен трехходовой кран*. Наличие этих агрегатов позволяет осуществить заправку самолета топливом из посторонней наземной емкости, что значительно упрощает эксплуатацию самолета с полевых аэродромов. В остальном конструкция агрегатов и принцип работы системы не отличается от рассмотренных ранее. Монтажная схема системы приведена на рисунке 8.18 принципиальная — на рисунке 8.19.

Направление движения топлива при заправке от БПК-4 на рисунке 8.19 показано стрелками. Для обеспечения такой заправки на консольных и центральных баках сварены штуцеры (см. рис.8.9. поз.3), к которым присоединяются трубопроводы для заправки системы от БПК-4.

Обратные клапаны (рис. 8.19 поз.7), установленные в магистрали системы заправки от насоса БПК-4, направляют топливо в центральные и консольные баки и этим обеспечивают равномерную заправку баков топливом и предохраняют корневые баки от раздутия.

Трехходовой бензиновый кран или кран зарядки (рис.8.20) включен в бензопровод между четырехходовым краном и фильтром-отстойником и служит для заправки самолета топливом от насоса БПК-4 на земле, при этом перекрывается доступ бензина к двигателю.

* На некоторых самолетах сельскохозяйственного варианта дополнительно устанавливается только бензиновый электронасос БПК-4, перекрывной кран на трехходовой не заменяется. Имеется также некоторое количество самолетов в пассажирском и транспортном вариантах, на которых установлен насос БПК-4.

По своей конструкции трехходовой кран аналогичен четырехходовому крану, за исключением того, что его крышка глухая (без крана слива). 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 законтрена.

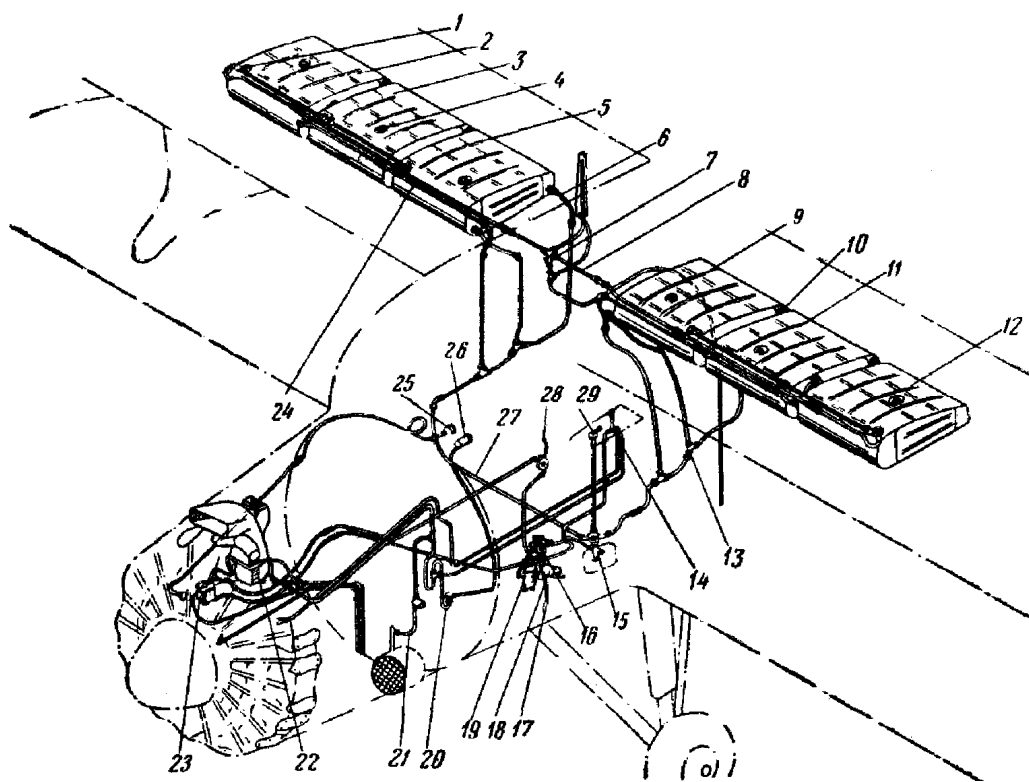


Рис. 8.18. Монтажная схема топливной системы самолета с/х варианта:

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— дюритовое соединение с обратным клапаном; 11— левый центральный бак; 12— левый консольный бак; 13— обратный клапан; 14— заливной шприц; 15— четырехходовой кран; 16— трехходовой 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; 24— трубопровод заправки систем от БПК-4; 25— мановакуумметр; 26— трехстрелочный индикатор; 27— трубопровод питания; 28— ручной насос РНА-1А; 29— ручка управления четырехходовым краном

(жирным шрифтом выделены агрегаты, устанавливаемые на самолетах с/х варианта)

Бензиновый электронасос БПК-4 служит для заправки самолета бензином из наземных емкостей в полевых условиях и состоит из коловратного насоса и электродвигателя Д-200. Коловратный насос крепится к электродвигателю при помощи четырех болтов.

Включение БПК-4 производится из кабины пилотов при помощи АЭС-15, установленном на левом боковом пульте. При выключенном положении выключатель АЭС-15 закрывается красным предохранительным колпачком.

Перед заправкой самолета бензином из наземной емкости бензин должен быть отфильтрован от воды, так как имеющийся сетчатый фильтр в заправочном шланге фильтрует только механические частицы.

Перед заправкой самолета бензином необходимо установить ручку трехходового крана в положение «заправка», присоединить зарядный шланг к штуцеру коловратного насоса, четырехходовой кран установить в положение «баки открыты», включить аккумулятор, включить бензиномер и включить БПК-4 с помощью АЭС-15.

Производительность БПК-4 не менее 2800 л/час.

В процессе зарядки самолета бензином от БПК-4 следить, чтобы насос не работал вхолостую, без бензина, так как в этом случае насос и электродвигатель могут выйти из строя.

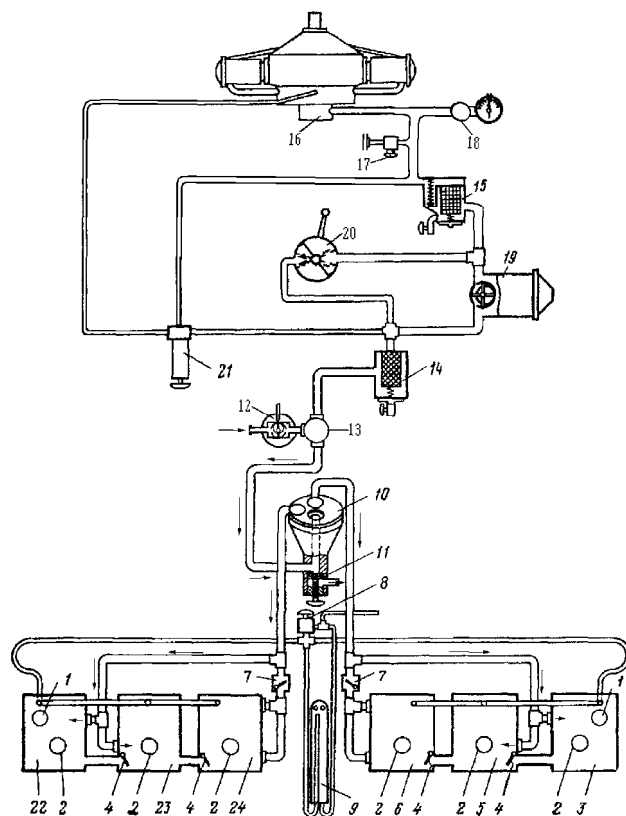


Рис. 8.19. Принципиальная схема топливной системы самолета с/х варианта:
 1— заливная горловина; 2— датчик топливомера; 3— правый консольный бак; 4— обратный клапан; 5— правый центральный бак; 6— левый корневой бак; 7— обратный клапан; 8— кран слива топлива из дренажной системы; 9— радиомачта с воздухозаборником дренажа баков; 10— четырехходовой кран; 11— сливной кран; 12— топливный насос БПК-4; 13— трехходовой кран; 14— фильтр грубой очистки топлива 81ПА-1 (фильтр-отстойник); 15— фильтр тонкой очистки топлива 12ТФ29-1; 16— карбюратор АКМ-62ИРА; 17— кран ЭКР-3 разжижения масла; 18— датчик давления топлива; 19— топливный насос БНК-12БК; 20— ручной бензонасос РНА-1А (альвеер); 21— заливной шприц 740500; 22— левый консольный бак; 23— левый центральный бак; 24— левый корневой бак
 (стрелками показано направление движения топлива при заправке от БПК-4)

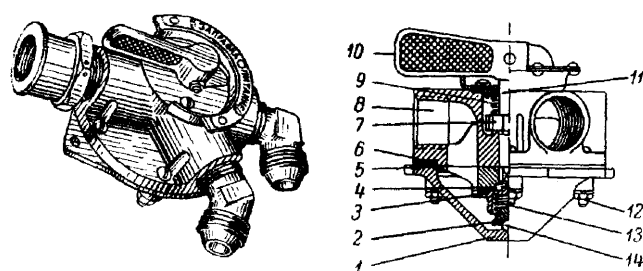


СХЕМА РАБОТЫ КРАНА

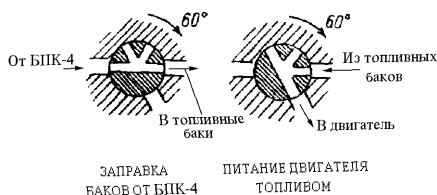


Рис. 8.20. Трехходовой бензиновый кран золотникового типа:
 1— корпус; 2— упор; 3— гнездо пружины; 4— прокладка; 5— золотник; 6— прокладка; 7— стопор; 8— корпус; 9— пружина; 10— ручка; 11— ось; 12— стяжной болт; 13— пружина золотника; 14— шарик. 8.8.

8.МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА*

Масляная система состоит из масляного бака, масляного насоса МШ-8, воздушно-масляного радиатора, сливных кранов и трубопроводов.

Монтажная схема масляной системы показана на рис. 8.21. Принципиальная схема масляной системы показана на рис. 8.22.

На принципиальной схеме (см. рис. 8.22) показана циркуляция масла в системе. Масло из бака поступает в насос двигателя и, смазав трущиеся поверхности двигателя, поступает в воздушно-масляный радиатор. После охлаждения в масляном радиаторе масло по трубопроводу поступает в бак, и, сливаясь по стенке пеногасительного колодца, снова поступает в двигатель.

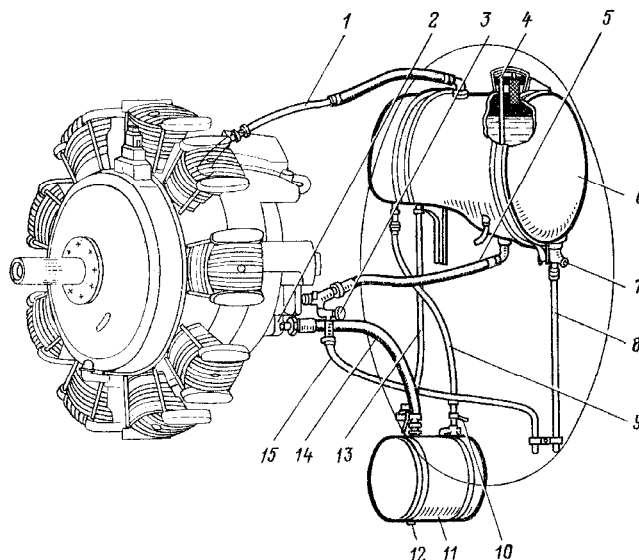


Рис. 8.21. Монтажная схема масляной системы:

1— трубопровод дренажирования бака с двигателем; 2— масляный насос МШ-8; 3— сливной кран; 4— заливная горловина с масломером; 5— шланг подвода масла в двигатель; 6— масляный бак; 7— сливной кран; 8— труба слива масла из бака; 9— трубопровод отвода масла в бак из радиатора; 10— штуцер разжижения масла бензином; 11— воздушно-масляный радиатор; 12— сливная пробка слива масла из радиатора; 13— дренажная труба; 14— шланг отвода масла в радиатор; 15— труба слива масла из шланга подвода масла

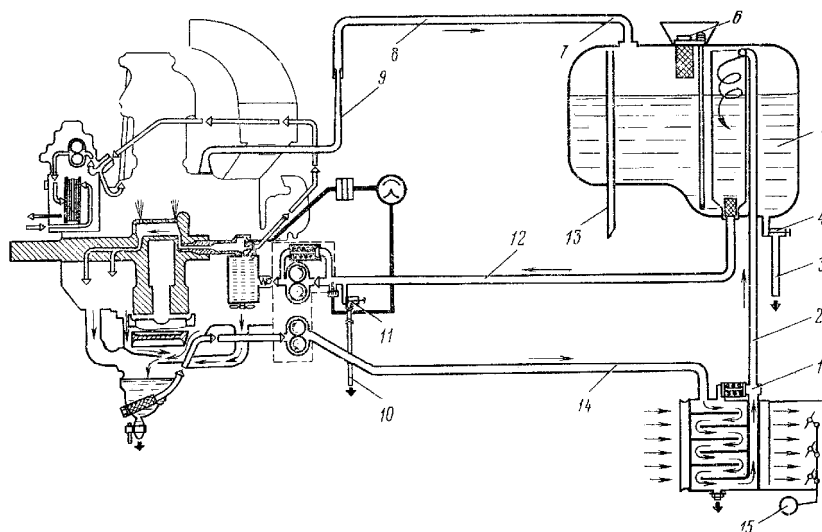


Рис. 8.22. Принципиальная схема масляной системы:

1— редукционный клапан; 2— трубопровод отвода масла в бак; 3— сливная труба; 4— сливной кран; 5—маслобак; 6— пробка заливной горловины; 7— угольник; 8— шланг суфлирования двигателя; 9— трубопровод суфлирования двигателя; 10— сливной трубопровод; 11— сливной кран; 12— шланг подвода масла в двигатель; 13— дренажный трубопровод; 14— шланг отвода масла в масляный радиатор; 15— датчик (УПЗ-48) положения створок маслорадиатора

*В данном пособии будет рассмотрена только «внешняя» маслосистема силовой установки самолета Ан-2. «Внутренняя» маслосистема является составной частью двигателя и изложена в пособии «Масляная система двигателя АШ-62ИР».

Масляный бак предназначен для размещения на борту самолета запаса масла необходимого для осуществления смазки трущихся поверхностей двигателя в течение полета.

Бак емкостью 125 л (рис. 8.23) имеет обечайку (поз.1,2), отштампованную из двух половин листов сплава АМцА и приклепанную к трем перегородкам 11 (каждая перегородка состоит из двух половин). Обе половины обечайки после приклепки перегородок между собой свариваются. Внутри бака вмонтирован пеногасительный колодец 4, труба, подводящая масло из радиатора 9, и дренажная труба 7 сообщения бака с атмосферой. Пеногасительный колодец сверху приварен к перегородке, а в нижней части — к обечайке бака и имеет отверстие для выхода масла из колодца.

В верхней части бака приварен штуцер 10 дренажирования двигателя с баком, расположена заливная горловина 14 с сетчатым фильтром, крышкой 13 и масломерной линейкой 12.

В нижней части бака приварены штуцеры для крепления трубопроводов и сливного крана.

Масло, поступающее в бак из маслорадиатора по трубопроводу 9, подается внутрь пеногасительного колодца. Причем, выход масла из трубопровода осуществляется по касательной к стенкам колодца. При этом создается вихревое движение внутри колодца, что способствует отделению масла от воздуха.

Как видно из рисунка 8.22 масло, поступающее в двигатель по трубопроводу 12, отбирается из нижней части пеногасительного колодца. Колодец в нижней своей части приварен к обечайке с зазором. Поэтому масло в трубопровод 12 (см. рис. 8.22) может забираться как из колодца, так и через зазор из внутреннего объема бака. Сразу после запуска двигателя масло в баке продолжает оставаться холодным, при этом масло внутри колодца нагревается быстрее, его вязкость снижается и нагретое масло из колодца вновь поступает в двигатель. Такое конструктивное решение позволяет сократить время прогрева двигателя после его запуска.

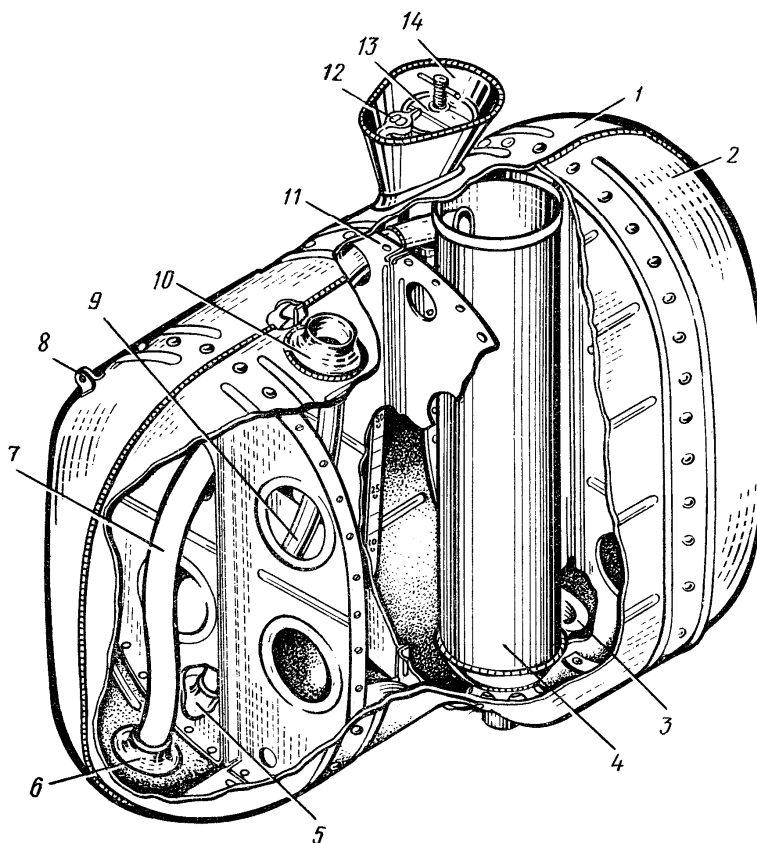


Рис. 8.23. Масляный бак:

1,2— обечайки; 3— штуцер слива; 4— пеногасительный колодец; 5— штуцер дренажа; 6— штуцер возврата масла в бак; 7— труба дренажа; 8— ушко металлизации; 9— труба возврата масла в пеногасительный колодец; 10— штуцер дренажирования двигателя с баком; 11— перегородка; 12 — масломерная линейка; 13 — крышка с заливной горловиной; 14— заливная горловина с фильтром

Масляный бак устанавливается на седла, укрепленные к шпангоуту № 1. Бак крепится к ним двумя дюралюминиевыми лентами с тандерами. На седлах для лучшей амортизации бака установлены фетровые прокладки, а под ленты — резиновые прокладки.

Воздушно-масляный радиатор предназначен для охлаждения масла, выходящего из двигателя. На самолете Ан-2 установлен мелкосотовый масляный радиатор, в котором масло охлаждается потоком атмосферного воздуха. Охлаждение происходит через стенки медных трубок: внутри трубок движется воздух, наружи трубки омываются маслом.

Радиатор состоит из двух латунных обечайек, внешней 1 и внутренней 6, шести наклонных перегородок 7 с окнами для прохождения масла, патрубка 2 для входа масла в радиатор и патрубка 4 для выхода масла из радиатора. В выходном патрубке размещен пружинный редукционный клапан 3. Для слива масла из радиатора имеется штуцер с пробкой 9.

Во внутренней обечайке параллельно оси радиатора расположены медные трубки длиной 250 мм и толщиной стенки 0,2 мм. С торцов трубки расклепаны и имеют форму правильного шестиугольника. Торцы трубок по сторонам шестиугольников спаяны и в совокупности образуют соты 8. Такое соединение трубок позволяет получить замкнутый объем внутри радиатора и из-за неплотного прилегания трубок между собой прокачивать через этот объем масло.

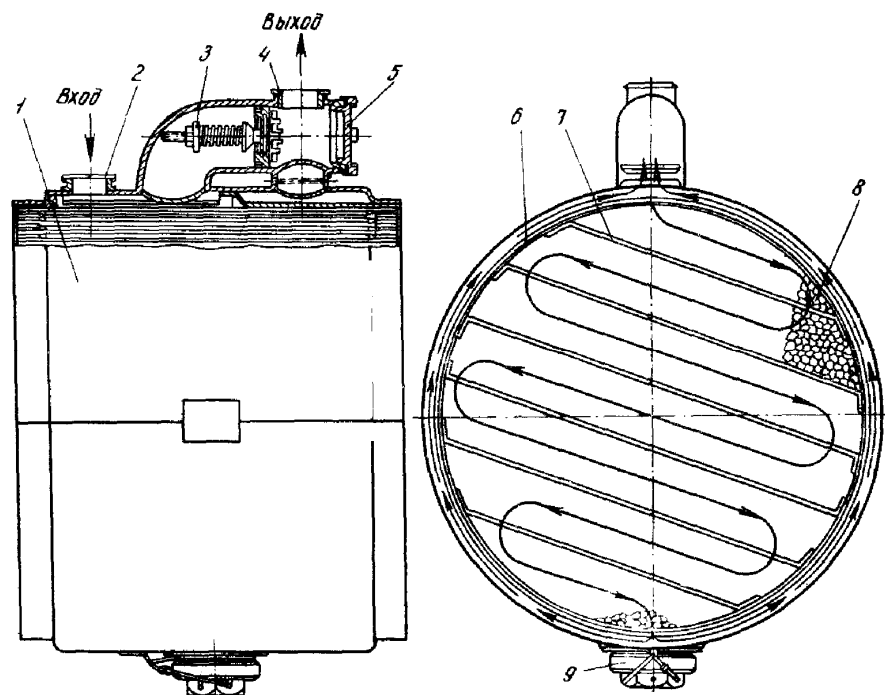


Рис. 8.24. Воздушно-масляный радиатор:

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

Трубки во внутреннем объеме радиатора разделены наклонными перегородками на семь секций. Внутренняя обечайка к наклонным перегородкам приклепана, а к сотам (трубкам) — припаяна. Внутренняя обечайка в верхней части имеет окно для входа масла в соты радиатора и в нижней части — окно для выхода масла из сот.

Основные технические данные воздушно-масляного радиатора

Тип радиатора	мелкосотовый круглый № 1106
Диаметр радиатора, мм	290
Фронтальная поверхность, дм ²	6,3
Охлаждающая поверхность, м ²	7,7
Размер и тип трубок, мм	250×0,2, типа К-4
Количество трубок в радиаторе, шт	2650
Сухой вес радиатора, кг	27,5
Емкость радиатора, л	8,5
Рабочее давление, кгс/см ²	4
Разрушающее давление, кгс/см ²	16
Тарировка клапана, кгс/см	4
Давление при испытании воздухом, кгс/см ²	5

Масло между трубками секций радиатора и через окна перегородок движется сверху вниз зигзагообразно. Это увеличивает продолжительность контакта масла с трубками, а значит повышается эффективность охлаждения.

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 масляного радиатора от перегрузки в случае повышения давления масла при увеличении его вязкости в условиях низких температур установлен редукционный клапан, который оттарирован на давление 4 кгс/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 кгс/см^2 , что вызовет 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 кгс/см^2 выдавливается из сот, давление в сотах радиатора будет понижаться и клапан закроется. В дальнейшем масло будет двигаться через соты и щелевое пространство между обечайками и поступать в бак.

Масляный радиатор установлен в нижней части самолета и крепится к узлам, расположенным на шпангоуте № 1, и рамке внутреннего капота двигателя при помощи стальных лент, стягиваемых болтами. Между лентами и обечайкой радиатора устанавливаются резиновые прокладки. Снаружи радиатор закрыт легкоъемными туннелем и кожухом с заслонками. Воздух поступает в соты радиатора через туннель. Поступление воздуха регулируется створками, управляемыми из кабины пилотов.

9. УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ, СТВОРКАМИ КАПОТА И СТВОРКАМИ МАСЛЯНОГО РАДИАТОРА

Управление двигателем

Управление двигателем производится при помощи рычагов — секторов, установленных на центральном пульте в кабине пилотов.

На пульте управления (рис. 8.25) расположены рычаги-секторы управления: высотным корректором 6; нормальным газом двигателя 4; шагом винта 5; подогревом карбюратора 25; краном останова двигателя (стоп-краном) 22; пылефильтром 8.

Рычаги-секторы управления двигателем изготовлены из стали. На концах рычагов сделаны 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.

Проводка управления двигателем (рис. 8.26) 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.

Управление высотным корректором. Для обеспечения нормальной смеси при изменении высоты полета на карбюраторе двигателя устанавливается автоматический высотный корректор.

Автоматическое управление высотным корректором дублировано ручным, которое применяется в случае выхода из строя анероида, а также для коррекции при нечетной работе автомата.

Ручное управление выполнено жесткими тягами с двумя промежуточными качалками. Промежуточные качалки установлены в силовом отсеке: первая на дюралюминиевых кронштейнах и профилях шпангоута № 1, вторая — на сварном кронштейне, установленном на болтах задней крышки картера двигателя.

Рычаг на пульте при помощи дюралюминиевых тяг через рычаги промежуточных качалок соединен с поводком высотного корректора, который установлен на хвостовике выходного валика высотного корректора. Соединение поводка с хвостовиком шлицевое.

Первая промежуточная качалка сварной конструкции, изготовлена из стали. Вторая промежуточная качалка и поводок высотного корректора карбюратора — из штамповки АК6.

Крайнее положение поводка высотного корректора фиксируется упорами хвостовика о приливы на корпусе автомата и соответствует ходу рычага на пульте управления.

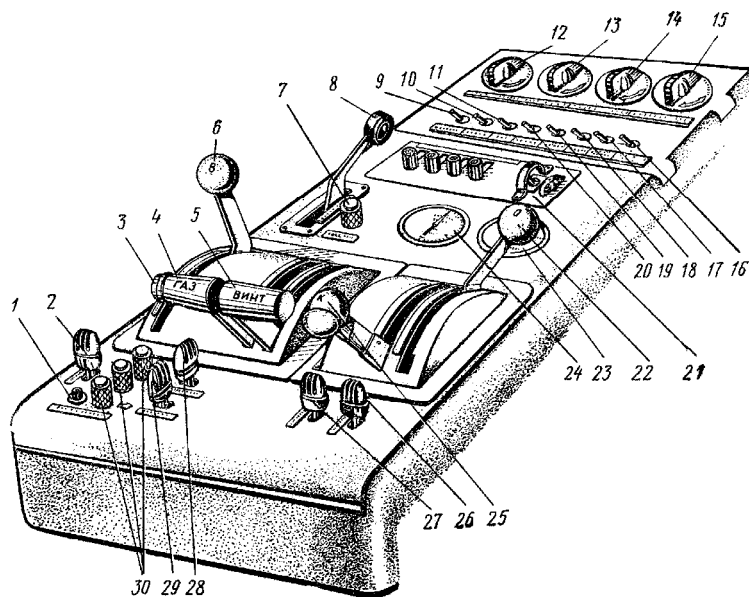


Рис. 8.25 Центральный пульт:

1— кнопка уборки закрылков; 2— нажимной переключатель триммера руля высоты; 3— кнопка выпуска закрылков; 4— рычаг-сектор нормального газа; 5— рычаг-сектор шага винта; 6— рычаг-сектор высотного корректора; 7— лампа сигнализации двери; 8— рычаг-сектор пылефильтра; 9— выключатель генератора; 10— выключатель аккумулятора; 11— АЗС компаса ДИК-46; 12— реостат левой лампы УФО; 13— реостат лампы на штанге; 14— реостат лампы УФО на штанге; 15— реостат правой лампы УФО; 16— АЗС термометров ТУЭ-48; 17— АЗС указателей положения закрылков и масляного радиатора; 18— АЗС ЭМИ-3К; 19— АЗС топливомера; 20— АЗС авиагоризонта; 21— пульт радиостанции Р-800; 22— рычаг-сектор останова двигателя; 23— указатель положения створок масляного радиатора; 24— указатель положения закрылков; 25— рычаг-сектор обогрева карбюратора; 26— нажимной переключатель створок капота; 27— нажимной переключатель створок масляного радиатора; 28— нажимной переключатель триммера руля поворота; 29— нажимной переключатель триммера элерона; 30— лампы сигнализации нейтрального положения триммеров

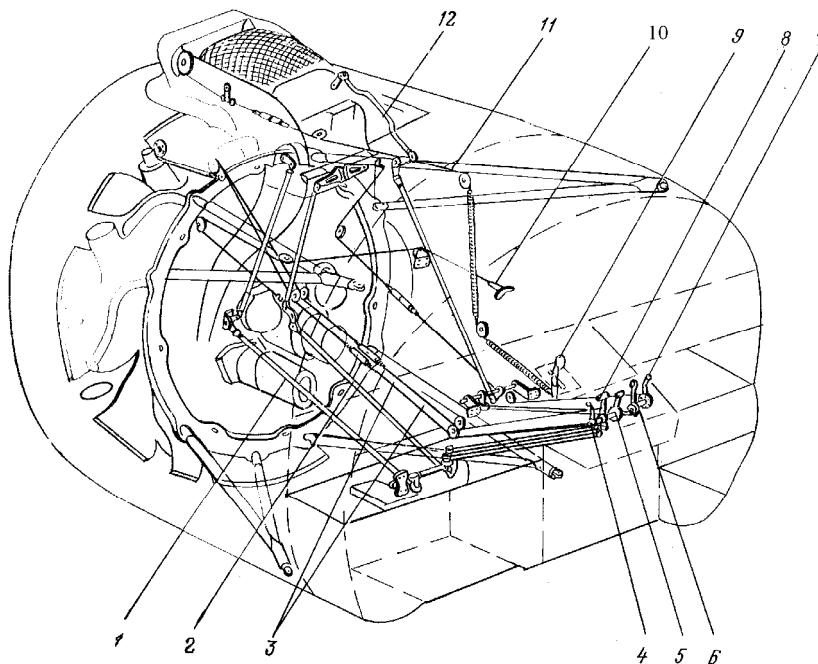


Рис. 8.26 Схема управления двигателем:

1— тяга управления высотным корректором; 2— тяга управления нормальным газом; 3— тросы управления шагом винта; 4— сектор управления высотным корректором; 5— сектор управления шагом винта; 6— сектор управления обогревом карбюратора; 7— сектор останова двигателя; 8— сектор управления нормальным газом; 9— сектор управления заслонкой всасывающего патрубка; 10—

рукоятка ручного включения храповика стартера РИМ-У-24ИР; 11— трос управления заслонкой всасывающего патрубка; 12— тяга управления обогревом карбюратора

На пульте в кабине пилотов рычаг высотного корректора установлен в крайнем заднем положении на полное обогащение и имеет фиксацию в прорези пульта. Переднее положение соответствует бедной смеси.

Установка поводка высотного корректора карбюратора при наземном регулировании автомата зафиксирована общей риской, нанесенной на торце валика и обойме рычага.

Управление нормальным газом двигателя выполнено 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 дюралюминиевыми тягами.

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 $n=2150\text{—}2200$ об/мин, $p_k=1050$ мм рт. ст. (форсированный режим), 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 на земле ($n=2100$ об/мин, $p_k=900$ мм рт. ст.).

Управление шагом винта. В масляной системе винта АВ-2 установлен регулятор оборотов Р-9СМ2. Винт и регулятор работают по прямой схеме и имеют двухканальную маслопроводку. Управление регулятором шага винта выполнено двусторонней тросовой проводкой и жесткой тягой, подсоединенной к сектору на оси регулятора.

От сектора шага винта, установленного на центральном пульте в кабине пилотов, до кронштейна на раме двигателя — проводка тросовая, двусторонняя. Тросы проходят через текстолитовые ролики, расположенные на шпангоуте № 1 и на внутреннем капоте. Тросы соединены тандемами. Проводка от кронштейна на раме двигателя до сектора на оси регулятора оборотов выполнена жесткой тягой.

Крайнее переднее положение сектора шага винта на центральном пульте в кабине пилотов соответствует «Малому шагу», а крайнее заднее — «Большому шагу».

Полное перемещение сектора обеспечивает работу регулятора на равновесных оборотах в диапазоне $2200\text{—}1400$ об/мин.

При выходе из строя тросового управления или масляной системы регулятор винта автоматически обеспечивает крейсерский режим полета.

Управление подогревом карбюратора выполнено жесткими тягами с двумя промежуточными качалками. Первая промежуточная качалка, установленная на кронштейнах шпангоута № 1, сварная и изготовлена из стали. Вторая промежуточная качалка изготовлена из штамповки АКБ и установлена на верхнем подкосе рамы двигателя на специальном кронштейне с хомутом.

Промежуточные качалки и рычаг на пульте управления соединены между собой, а также с поводком заслонки дюралюминиевыми 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». Крайнее 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. Трос перед установкой на самолет предварительно вытягивается. На рычаге пульта управления трос заделан шариком в ролики; 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 слабину. 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 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.

Управление заслонкой всасывающего патрубка. На самолетах, изготовленных в Польше, изменена конструкция пылефильтра. Неподвижный сетчатый фильтр установлен сверху над воздухозаборником крышки внешнего капота, а внутри заборника установлена заслонка с осью и рычагом.

Управление заслонкой осуществляется из кабины пилотов аналогично управлению пылефильтром. Чтобы открыть заслонку, необходимо сектор, установленный на центральном пульте, переместить полностью вперед «От себя». Обратный трос выбирается пружиной и заслонка при этом полностью перекрывает сечение воздухозаборника (при установке сектора в крайнее заднее положение. При закрытой заслонке воздух поступает в карбюратор через неподвижный сетчатый пылефильтр, смонтированный в верхнюю обшивку всасывающего патрубка.

Управление створками капота

Управление створками 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, установленного на центральном пульте сзади рычага стоп-крана и автомата защиты сети АЗС-10, установленного на центральном электрощитке.

При включенном аккумуляторе и АЗС-10 при нажатии на переключатель «От себя» створки капота открываются и при нажатии на переключатель «На себя» створки капота закрываются. Контроль за положением створок капота производится из кабины пилотов визуально.

В процессе эксплуатации после остановки двигателя створки капота необходимо закрывать: летом при температуре головок цилиндров не выше 80°С и в зимнее время не выше 100° С во избежание перегрева и расплавления резиновой изоляции проводников зажигания двигателя.

Управление створками масляного радиатора

Управление створками масляного радиатора так же, как и управление, створками капота, дистанционное и осуществляется от электромеханизма УР-7, установленного на кожухе створок масляного радиатора.

Нажимный переключатель установлен на центральном пульте. Автомат защиты сети АЗС-10 установлен на центральном щитке рядом с АЗС-10 створок капотов. При нажиме на переключатель «От себя» створки открываются и при нажиме «На себя» — закрываются.

Для контроля за состоянием положения створок маслорадиатора на центральном пульте рядом с указателем положения закрылков УЗП-47 установлен указатель положения створок масляного радиатора УПЗ-48. Оба указателя включаются автоматом защиты сети АЗС-10, установленным на электрощитке центрального пульта, второй справа.

10. ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ*

Противопожарное оборудование установленное на самолете Ан-2 обеспечивает защиту от пожара двигательного отсека самолета. Противопожарное оборудование осуществляет: обнаружение пожара, сигнализацию летчику о наличии пожара, тушение пожара.

Противопожарное оборудование самолета (рис. 8.27) состоит из: системы сигнализации пожара ССП-2А, баллона с пироголовкой 11, распределительного коллектора 1 и трубопровода от баллона к коллектору.

Установленная на самолете система ССП-2А выполняет следующие функции:

- обнаруживает возникновение пожара;
- выдает летчику световую сигнализацию о пожаре;
- обеспечивает ручное управление пожаротушением;
- обеспечивает проверку исправности противопожарного оборудования.

В состав ССП-2А входит:

- 9 датчиков пожара (поз.2) типа ДПС-1АГ, расположенных в двигательном отсеке;
- исполнительный блок БИ-2АЮ (поз.8), расположенный под полом кабины летчиков между шпангоутами 3 и 4.

**Противопожарное оборудование приведено для самолетов, начиная с 172 серии*

Для контроля за работой ССП-2А и управления пожаротушением на основной панели приборной доски сверху установлены: красная лампа сигнализации пожара СЛЦ-45 (поз.5), желтая лампа СМ-31 сигнализации исправности пиротехнической головки (поз.7) и кнопка тушения пожара ПО2 (поз.6). Кнопка тушения пожара закрыта защитным колпачком с надписью «Пожар». Колпачок кнопки тушения пожара должен быть опломбирован. На центральной щитке приборной доски расположен АЗС-5 цепи противопожарного оборудования.

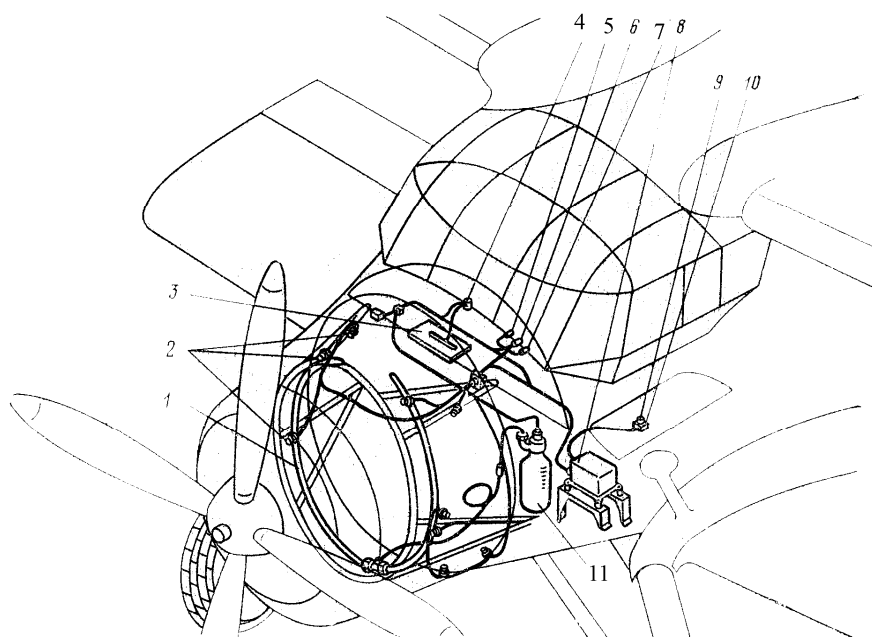


Рис. 8.27. Монтажная схема противопожарного оборудования:

1— коллектор тушения пожара; 2— датчик пожара ДПС-1АГ; 3— плюсовой щиток; 4— АЗС противопожарной системы; 5— лампа сигнализации пожара; 6— кнопка 204К включения баллона; 7— лампа проверки исправности баллона; 8— исполнительный блок БИ-2АЮ; 9,10— переключатель проверки исправности системы; 11— баллон с пироголовкой

Датчики пожара ДПС-1АГ (рис.8.28) представляют собой батарею из восьми хромель-копелевых термопар 1. Одни спаи термопар выполнены в виде расклепанных дисков толщиной $0,14 \div 0,16$ мм. Температура этих спаев незначительно отличается от температуры в защищаемом отсеке, поэтому они называются малоинерционными (поз.7). Вторые спаи выполнены в виде шариков (поз.6). Температура этих спаев ввиду их сравнительно большой массы будет «отставать» от температуры в защищаемом отсеке в случае изменения последней. Поэтому такие спаи называются инерционными.

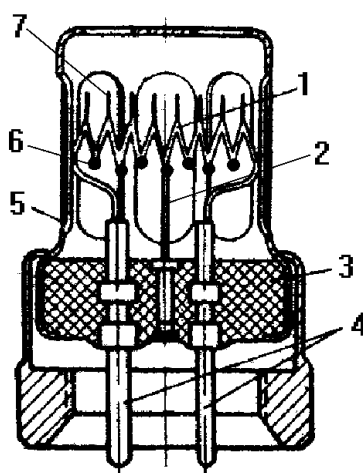


Рис 8.28. Датчик пожара ДПС-1АГ:

1— чувствительный элемент (батарея термопар); 2— стойка; 3— основание; 4— штыри контактные; 5— защитный кожух; 6— инерционные спаи; 7— малоинерционные спаи

При возникновении пожара происходит рост температуры в двигательном отсеке. В батареях датчиков ДПС-1АГ вследствие разности температур инерционных и неинерционных спаев возникает термо

- э.д.с., вызывающая ток в обмотке реле, расположенного в блоке БИ-2АЮ. Реле срабатывает и включает лампу сигнализации пожара в кабине пилотов. После ее загорания пилот должен нажать кнопку (ПО2) тушения пожара.

Для загорания лампы сигнализации о пожаре скорость изменения температуры в двигательном отсеке должна быть не ниже $2^{\circ}\text{C}/\text{сек}$ и температура нагрева трех датчиков равна 170°C .

Противопожарный баллон с пироголовкой (готовое изделие) емкостью 2,5 л наполнен углекислотой CO_2 под давлением $150 \text{ кгс}/\text{см}^2$. Вес пустого баллона — около 4 кг, вес CO_2 — $2 \pm 2,2$ кг, вес баллона с CO_2 около 6 кг. Вес CO_2 и вес баллона с CO_2 нанесены черной краской на баллоне. Наличие CO_2 в баллоне проверяют ежемесячно путем взвешивания

Крепится баллон на шпангоуте № 4 в специальном седле и кронштейне стяжным хомутом. Кронштейн и седло изготовлены из листового дюралюминия Д16. При нажатии летчиком кнопки тушения пожара к пироголовке баллона подается напряжение, она взрывается, открывая доступ углекислого газа в распределительный коллектор.

Распределительный коллектор установлен сзади двигателя и укреплен хомутами на дефлекторе внутреннего капота. Коллектор представляет собой разомкнутое кольцо с отверстиями. При тушении пожара углекислый газ выходит через отверстия в двигательный отсек, вытесняя из него кислород воздуха. Вследствие этого горение прекращается. Коллектор изготовлен из трубок сплава АМгМ сечением 12×10 мм.

Все трубопроводы, монтажные детали противопожарного оборудования и баллон окрашены в красный цвет.

Перед каждым запуском двигателя и вылетом самолета в рейс необходимо проверить исправность лампы сигнализации пожара и наличие пломб на пиротехнической головке противопожарного баллона и защитном колпачке с надписью «Пожар».*

Приложение.

Пользование 4-х ходовым краном.

На стоянке самолета при неработающем двигателе кран должен быть закрыт. Ручка управления краном должна находиться в положении «Бензин выключен» во избежание перетекания топлива из одной группы баков в другую при положении крана «Баки открыты».

После заправки самолета топливом независимо от способа заправки баков необходимо через 10—15 мин, переключая четырехходовой топливный кран, слить отстой (0,5—1 л) отдельно из каждой группы баков через фильтр-отстойник.

Во время прогрева или при опробовании двигателя проверить работу двигателя поочередно на левой и правой группах баков, переключая четырехходовой топливный кран на время не менее 1 мин. Взлет и посадку самолета производить при положении четырехходового крана «Баки открыты». После взлета и набора высоты до заданного эшелона четырехходовой кран переключить на правую группу баков и вырабатывать 120—150 л топлива, контролируя расход его по топливомеру. После этого переключить кран и переключатель топливомера на левую группу и выработать 120—150 л топлива с левой группы, затем снова переключить кран и топливомер на правую группу и продолжать работать до остатка топлива в баках 300 л. При остатках топлива 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 на левой приборной панели под указателем топливомера установлен трафарет с надписью «Не допускать разницы более 150 л».

При выполнении авиационно-химических работ в полете четырехходовой кран находится все время в положении «Баки открыты», т. е. обе группы баков включены.

*Порядок проверки противопожарного оборудования приведен в пособии «Электрооборудование самолета Ан-2»

Глава 9. Электрооборудование самолета Ан-2.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Электрооборудование самолета Ан-2 состоит из источников электроэнергии, коммутационных и регулирующих устройств, электрической сети и потребителей электроэнергии.

В качестве основного источника электроэнергии применяется генератор постоянного тока ГСН-3000М, работающий в комплекте с угольным регулятором напряжением Р-25АМ, дифференциальным минимальным реле ДМР-400Д, стабилизирующим трансформатором ТС-9М-2, сетевым фильтром СФ-3000Р.

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 бортовую сеть самолета. При стоянке на земле самолет получает питание от аэродромных источников, которые подключаются к бортовой сети самолета через штепсельный разъем аэродромного питания ШРАП-500, размещенный на левом борту фюзеляжа между шпангоутами № 17 и 18.

При подключении аэродромного питания бортовые аккумуляторы отключаются и у розетки ШРАП-500 загорается лампа СЛМ-61.

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 ГСН-3000М равно 28,5 в, при работе аккумуляторных батарей — 24 в.

Защита цепей отдельных потребителей электроэнергии осуществляется при помощи автоматов защиты сети (АЗС), которые одновременно используются и как выключатели и как автоматы защиты.

Для контроля работы генератора и аккумуляторных батарей в цепь генератора включен амперметр, а в цепь аккумуляторов — вольтамперметр ВА-3 (рис.9.1), установленный на приборной доске в кабине летчиков*. Вольтамперметр ВА-3 — это комбинированный прибор, измеряющий напряжение и силу тока. Обычно он показывает ток аккумулятора, а для измерения напряжения необходимо нажать кнопку 1 на передней панели прибора. Вольтамперметр имеет две шкалы: одну для измерения напряжения (верхняя) с делениями от 0 до 30 в, а другую (нижняя) для измерения силы тока. Нижняя шкала — двусторонняя, с оцифровкой 40-0-120 а.

Для установки стрелки на 0 на вольтамперметре ВА-3 имеется винт механической коррекции 2. Прибор помещен в экранированный корпус и размещается на центральном электрощитке в кабине пилотов.



Рис. 9.1. Вольтамперметр ВА-3:

1 — кнопка включения вольтметра; 2 — винт механической установки стрелки

2. ИСТОЧНИКИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ И РЕГУЛИРУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА

2.1. Самолетный генератор ГСН-3000М

Название генератора расшифровывается так: Г — генератор, С — самолетный, Н — низкооборотный, 3000 — мощность в ваттах, М — модернизированный.

Генератор ГСН-3000М (рис. 9.2) предназначен для питания электрорадиооборудования самолета и подзаряда аккумуляторных батарей в полете. Он является четырехполюсной, шунтовой электрической машиной постоянного тока с четырьмя дополнительными полюсами.

Генератор ГСН-3000М (рис.9.3) состоит из корпуса, полюсов, коллекторного щита, якоря, щеток и других деталей. Корпус генератора изготовлен из электротехнической стали. К корпусу генератора крепятся четыре

* Подробно оборудование кабины летчиков приведено в пособии «Приборное оборудования самолета Ан-2»

основных и четыре дополнительных полюса с обмотками возбуждения, представляющими собой магнитную систему генератора.

Охлаждение генератора — принудительное, путем продува встречным потоком воздуха, который 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.

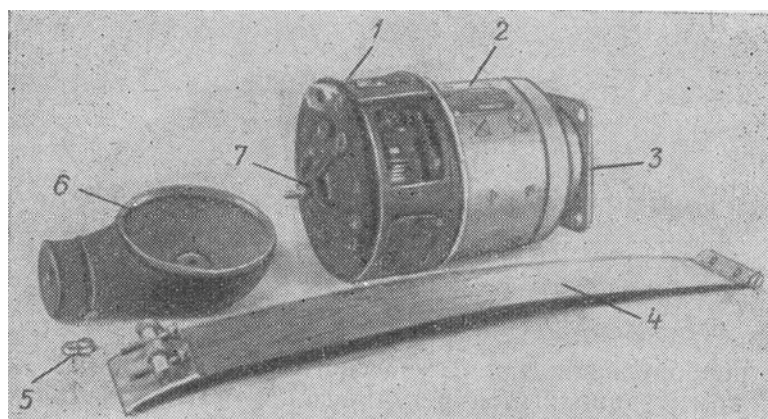


Рис. 9.2. Генератор ГСН-3000М:

1— коллекторный щит; 2— корпус; 3— фланец; 4— защитная лента; 5— гайка крепления патрубка; 6— патрубок; 7— крестовина

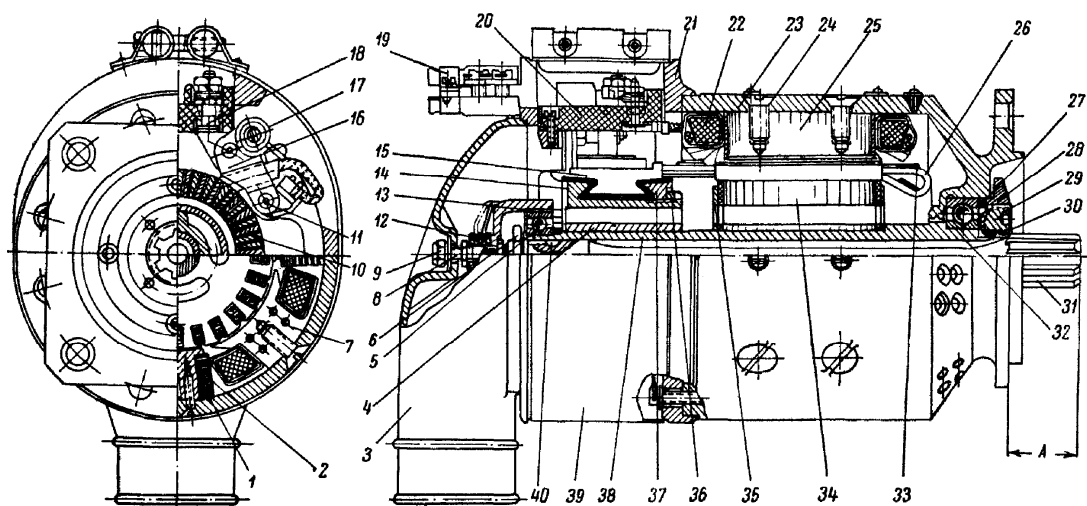


Рис.9.3. Конструкция генератора ГСН-3000:

1— дополнительный полюс; 2— катушка дополнительной обмотки; 3— патрубок; 4— втулка; 5— шарикоподшипник; 6— гайка; 7— основной полюс; 8— стальной винт; 9— самоконтрящаяся гайка; 10— коллектор; 11— шайба; 12— междущеточное соединение; 13— втулка; 14— втулка (коллекторная); 15— коллекторная пластинка; 16— щеткодержатель; 17— спиральная пружина; 18— клемма; 19— хомут; 20— панель; 21— коллекторный щит; 22— катушка шунтовой обмотки; 23— корпус; 24— винт крепления основного полюса; 25— пакет железа основного полюса; 26— обмотка, якоря; 27— прокладка; 28— фланец; 29— гайка маслозащиты; 30— стопорная шайба; 31— гибкий вал; 32— шарикоподшипник; 33— бандаж; 34— пакет железа якоря; 35— нажимная шайба; 36— гайка; 37— нажимная шайба; 38— полый вал; 39— защитная лента; 40— шпонка.

Эксплуатация генератора. При правильной эксплуатации генератор 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;

б) правильность установки и легкость хода щеток в гнездах щеткодержателей, а также правильность положения пружин, прижимающих щетки к коллектору. Нажимный 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 ч работы — 0,7 мм. Полная высота щеток — 20 мм. Если щетки из-за износа уменьшились по высоте до 18 мм, их надо заменить новыми;

в) рабочую поверхность коллектора. Она имеет сизоватый налет. При нагаре или замасливания протереть коллектор чистой салфеткой, смоченной в бензине. Если нагар не снимается, подчистить коллектор стеклянной бумагой марки 00. Затем следует продуть генератор сжатым воздухом (1—2 кгс/см²), очистив его от щеточной пыли.

При смене щеток новые щетки притереть бумагой марки 00. После притирки щеток дать генератору поработать вхолостую, без нагрузки 2 ч для окончательной приработки щеток.

Основные технические данные ГСН-3000М

Таблица 9.1.

Номинальное напряжение, <i>в</i>	28,5
Сила тока, <i>а</i>	100
Мощность, <i>вт</i>	3000
Обороты, <i>об/мин</i>	3800 — 6500
Максимальная сила тока (в течение 2 мин), <i>а</i>	150
Максимальная мощность, <i>вт</i>	4500
Направление вращения	правое
Передаточное число от вала двигателя к якорю генератора	2,17 : 1
Вес генератора, <i>кгс</i>	12,3

2.2. Аккумуляторная батарея 12-А-30

На самолете Ан-2 устанавливают одну или две аккумуляторные батареи 12-А-30 (рис. 9.4). Марка аккумуляторов расшифровывается так: 12— количество элементов в батарее, А— авиационные, 30— емкость батареи в ампер-часах при +20° С.

Батарея 12-А-30 состоит из 12 последовательно соединенных элементов с общим напряжением в заряженном состоянии 25 в.

Если на самолете устанавливают две батареи 12-А-30, то общая их емкость при параллельном соединении будет равна 60 а·ч.

Аккумуляторная батарея 12-А-30 является резервным источником питания и предназначена:

- 1) для питания аппаратуры пускового зажигания при запуске двигателя;
- 2) для питания бортовой сети самолета при работе двигателя на малых оборотах (руление, посадка) и питания потребителей при выключенном двигателе на стоянке;
- 3) для питания потребителей электроэнергии в полете при выходе генератора из строя.

При совместной работе генератора с аккумуляторной батареей последняя является буфером генератора, сглаживающим пики нагрузок генератора.

Аккумуляторные батареи (одна или две) устанавливаются 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 которой выведен за борт самолета.

Включение аккумуляторов в бортовую сеть осуществляется выключателем В-45 с надписью «Аккумулятор», расположенным на электрощитке центрального пульта в кабине пилотов.

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 12 независимых ячеек. В каждую ячейку вставляется отдельный элемент, состоящий из блока положительных пластин (три пластины) и блока отрицательных пластин (четыре пластины). Пластины одинаковой полярности соединены между собой перемычками, называемыми баретками, и имеют общий выводной штырь. В качестве изоляции между пластинами устанавливаются эбонитовые изоляционные прокладки — сепараторы.

Пластины изготавливаются из чистого свинца и имеют форму решетки. В решетку 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 небольшим для уменьшения внутреннего сопротивления элемента. Каждый элемент 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 батареи в собранном виде сверху заливаются 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.

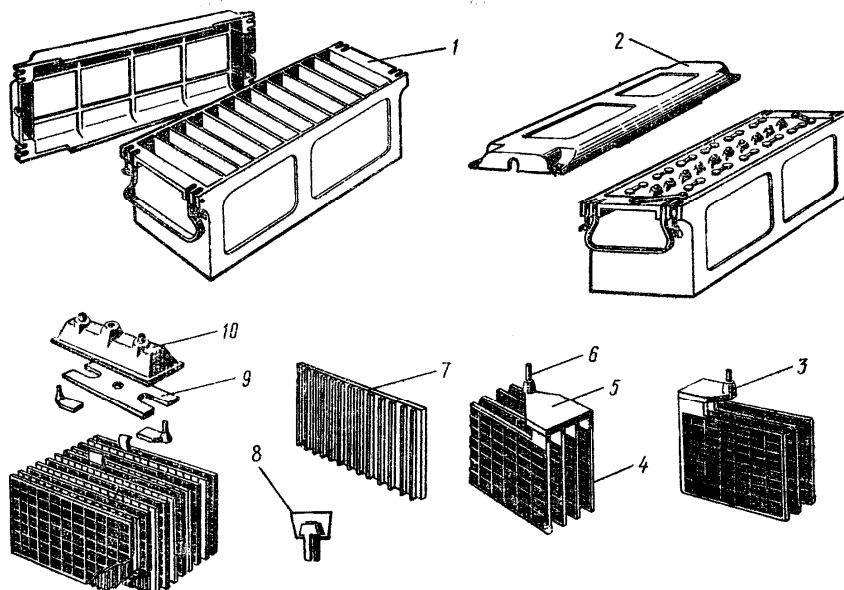


Рис. 9.4. Аккумуляторная батарея 12-А-30:
1— эбонитовый моноблок; 2— крышка батареи; 3— блок положительных пластин; 4— блок отрицательных пластин; 5— баретка; 6— выводной штырь; 7— сепаратор; 8— вентиляционная пробка; 9— эбонитовый щиток; 10— крышка элемента

Основные технические данные 12-А-30

Таблица 9.2.

Напряжение заряженной батареи, в	25
Ток 10-часового разряда, а	3
» 5-минутного » , а	107
» 2-минутного » , а	210
Емкость, а · ч	30
Конечное напряжение на элементе, в	1,7
Вес батареи с электролитом, кгс	27,5
Объем электролита в батарее, л	3,6
Плотность электролита, г/см ³	1,285

Между шпангоутами № 16 и 17 на левом борту фюзеляжа укреплена распределительная коробка (РК-аккумуляторов), в которой установлены следующие агрегаты:

- три контактора КМ-200Д-Б, обеспечивающие дистанционное включение бортовых и аэродромных аккумуляторов;
- три диода Д231А, исключающие возможность включения в бортовую сеть источников питания с перепутанной полярностью;
- два диода Д231А, предохраняющие от выравнивания емкостей бортовых аккумуляторов.*

*На самолетах последних серий в электрооборудование внесены некоторые изменения:
— аккумуляторы устанавливаются между шпангоутами № 17 и 18;
— вместо выключателя В-45 установлен переключатель ППН-45М, который имеет два положения «БОРТ-АЭРОДР». Для включения аккумуляторов в бортовую сеть ППН-45М необходимо перевести в положение «БОРТ.»;
— предусмотрена возможность проверки напряжения каждого из двух аккумуляторов в отдельности (в случае установки двух). Проверка осуществляется поочередным нажатием кнопок «Контроль аккумулятора». Кнопки расположены под центральным щитком приборной доски. Величина напряжения контролируется по

вольтамперметру ВА-3.

При эксплуатации аккумуляторов необходимо выполнять следующие основные правила:

1. На самолет должны устанавливаться только исправные и полностью заряженные аккумуляторы. Перед установкой на самолет необходимо осмотреть аккумуляторы и убедиться, что нет подтека электролита и мастика не имеет трещин; межэлементные соединения смазаны тонким слоем технического вазелина и выводные клеммы не окислены; все вентиляционные пробки плотно завернуты и снабжены резиновыми шайбами.

Степень заряженности аккумулятора проверяется вольтамперметром ВА-3 под нагрузкой 6 а, для чего следует включить ПТ-125Ц, ПАГ-1ФП, лампы освещения и сигнализации. Напряжение аккумулятора при этой нагрузке должно быть не менее 24,5 в.

При эксплуатации необходимо постоянно следить за степенью заряженности аккумулятора, уровнем электролита в элементах и плотностью электролита. Независимо от состояния аккумулятора он должен не реже 1 раза в месяц направляться на аккумуляторную станцию для зарядки.

2. В зимнее время аккумуляторы должны находиться в отдельном сухом и теплом помещении и устанавливаться на самолеты только перед полетом. Запрещается использовать бортовые аккумуляторы для проверки потребителей перед полетом. Их проверку полагается производить от аэродромного источника электроэнергии.

3. Аккумулятор в контейнер устанавливать в следующем порядке:

- установить его в ванночку и к выводным клеммам присоединить провода от розетки ванночки;
- установить крышку аккумулятора, закрепить ее винтами и закрепить аккумулятор лентами ванночки;
- ванночку с аккумулятором установить в контейнер, укрепив ее винтом с барашковой гайкой.

4. Перед запуском двигателя проверить правильность подключения аккумулятора и его напряжение. При нажатии кнопки вольтамперметра стрелка должна отклониться вправо. Двигатель запускать только при выключенном выключателе возбуждения генератора.

5. Не допускается включение стартера больше 3 раз подряд. После трехкратного запуска делать перерыв 10—15 мин. В зимних условиях запускать двигатель от бортового аккумулятора не рекомендуется.

2.3. Угольный регулятор напряжения Р-25АМ

Угольный регулятор напряжения Р-25АМ предназначен для поддержания постоянного напряжения генератора ГСН-3000М 27,5 — 28,5 в при различных оборотах двигателя и различных нагрузках генератора. Регулятор установлен на левом борту грузовой кабины — между шпангоутами № 5 и 6 в специальном металлическом чехле и охлаждается встречным потоком воздуха, входящим через специальный заборник.

Угольный регулятор Р-25АМ (рис. 9.5) состоит из угольного столбика, электромагнита, основания, монтажной панели и реостата для регулирования 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 плюс 1,5—3 в. Чтобы изменить сопротивление реостата, необходимо его головку повернуть рукой или отверткой.

Принцип работы угольного регулятора Р-25АМ (рис. 9.6) состоит в том, что в цепь обмотки возбуждения последовательно включен угольный столбик, сопротивление которого автоматически изменяется при помощи электромагнита в зависимости от напряжения генератора. Основная обмотка электромагнита угольного регулятора подключена параллельно к зажимам генератора. Когда генератор не работает, угольный столбик при помощи пружин находится в сжатом состоянии.

С увеличением напряжения генератора до номинального значения, на которое регулятор заранее отрегулирован, сопротивление угольного столба несколько увеличивается и при помощи электромагнита поддерживается постоянным, пока не изменяется частота вращения или нагрузка генератора.

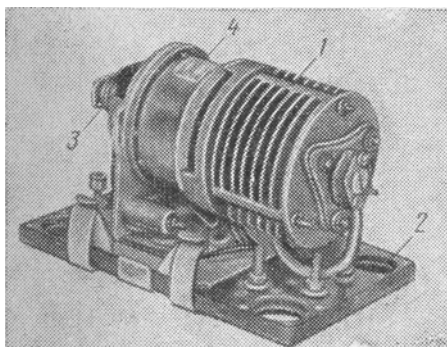


Рис. 9.5. Угольный регулятор напряжения Р-25АМ:

1— корпус; 2— монтажная панель; 3— реостат для регулирования напряжения; 4— электромагнит

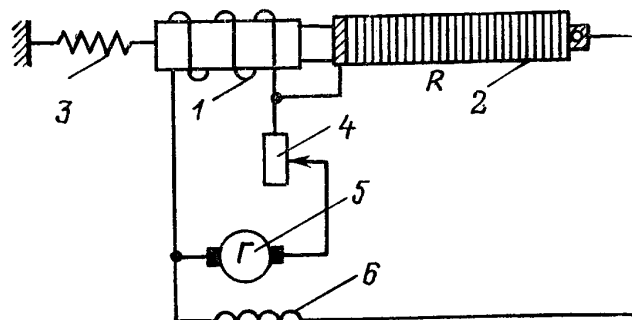


Рис. 9.6. Принципиальная схема работы угольного регулятора напряжения Р-25АМ:
 1— электромагнит; 2— угольный столбик; 3— пружина; 4— регулировочный реостат; 5— генератор ГСН-3000М; 6— обмотка возбуждения генератора

При увеличении частоты вращения или при уменьшении нагрузки напряжение генератора увеличится, вследствие чего сила электромагнита возрастет. Это вызовет притяжение якоря электромагнита к сердечнику и уменьшение давления пружин на угольный столбик, его сопротивление увеличится, а ток в обмотке возбуждения уменьшится и, следовательно, уменьшится и напряжение генератора.

Якорь электромагнита займет новое положение, при котором сопротивление угольного столба будет соответствовать новому режиму работы генератора при заданном напряжении.

Наоборот, если частота вращения генератора уменьшится или увеличится его нагрузка, то напряжение генератора в первый момент понизится. Тогда сила электромагнита уменьшится, давление пружин на угольный столбик увеличится, благодаря этому сопротивление угольного столба уменьшится, а ток возбуждения генератора и напряжение генератора увеличится. Якорь электромагнита регулятора займет новое положение, соответствующее новому режиму работы генератора.

Таким образом, напряжение генератора поддерживается постоянным, равным 28,5 в при различных режимах работы. Для улучшения работы регулятора напряжения в нем имеются еще температурно-компенсационное и стабилизирующее сопротивления.

Уход за регулятором Р-25АМ. В течение всего срока службы, необходимо проводить периодические осмотры, которые состоят в следующем:

1. Регулятор снимают с панели и проверяют состояние поверхности стабилизирующего сопротивления и сопротивления температурной компенсации. Регулятор необходимо направлять в ремонт, если на поверхности сопротивлений обнаружены трещины и выпучивания.
2. Проверяют надежность электрических соединений и контровку регулировочного винта.
3. Проверяют надежность крепления панели на самолете, состояние амортизаторов.
4. Проверяют состояние контактных поверхностей и затяжку гаек на выходных зажимах.
5. Проверяют надежность крепления регулятора на панели (состояние пружинных зажимов).

2.4. Дифференциальное минимальное реле ДМР-400Д

Дифференциальное минимальное реле ДМР-400Д 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-400Д работает как обычное минимальное реле. Включение генератора в этом случае происходит при напряжении 13,5—20 в;
- 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-400Д (рис. 9.7) 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 замыкающими контактами;
- 4) реле ТКЕ-210Б.

В цепь обмотки командного реле включено дополнительное сопротивление ПС-10. Все элементы ДМР-400Д крепятся к основанию винтами.

Вспомогательное и командное реле закрыты снаружи колпаком. На самолетах ДМР-400Д установлено на шанпоуте № 1 вблизи плюсового щитка.

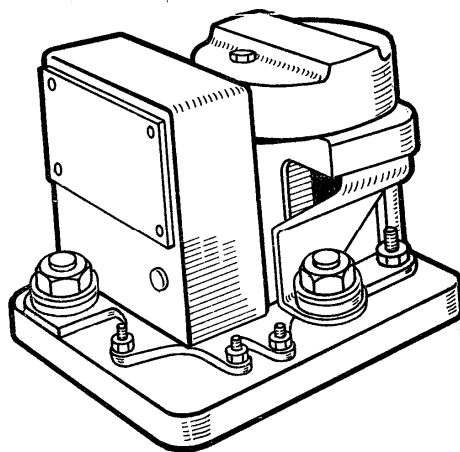


Рис. 9.7. Дифференциальное минимальное реле ДМР-400Д

Основные технические данные ДМР-400Д

Таблица 9.3.

Номинальное напряжение, <i>в</i>	28,5
Номинальный ток, проходящий через контактор, <i>а</i>	400
Разность напряжений генератора и сети, при которой происходит включение генератора в сеть, <i>в</i>	0,3—0,7
Обратный ток отключения, <i>а</i>	15—35
Напряжение срабатывания контактора и реле при температуре +20° С, <i>в</i>	не более 20
Напряжение отключения контактора и реле при температуре +20° С, <i>в</i>	» » 5
Режим работы	длительный

2.5. Проверка источников электроэнергии перед полетом

Для проверки источников электропитания постоянного тока (рис. 9.8) необходимо:

1. Включить аккумуляторную батарею и 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 этого, плавно увеличивая обороты двигателя, следить за лампой генератора. При 900 — 1000 *об/мин* двигателя лампа генератора гаснет. Это свидетельствует о том, что при помощи ДМР-400Д генератор подключился на бортовую сеть. Напряжение генератора при этом должно быть в пределах 24,5—26,5 *в*.

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 остаться 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, УКВ, РСБ-5). Напряжение генератора должно оставаться постоянным в пределах 27,5—28,5 *в*, а амперметр должен показывать ток нагрузки генератора.

5. Проверить ДМР-400Д 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, лампа генератора загорается — генератор отключился от бортовой сети. Это свидетельствует о нормальной работе ДМР-400Д.

6. В полете генератор и аккумулятор должны быть включены, поэтому 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 аккумулятор — влево от 0, показывая, ток подзаряда аккумулятора, если аккумулятор был разряжен, или стоять на 0, если аккумулятор заряжен.

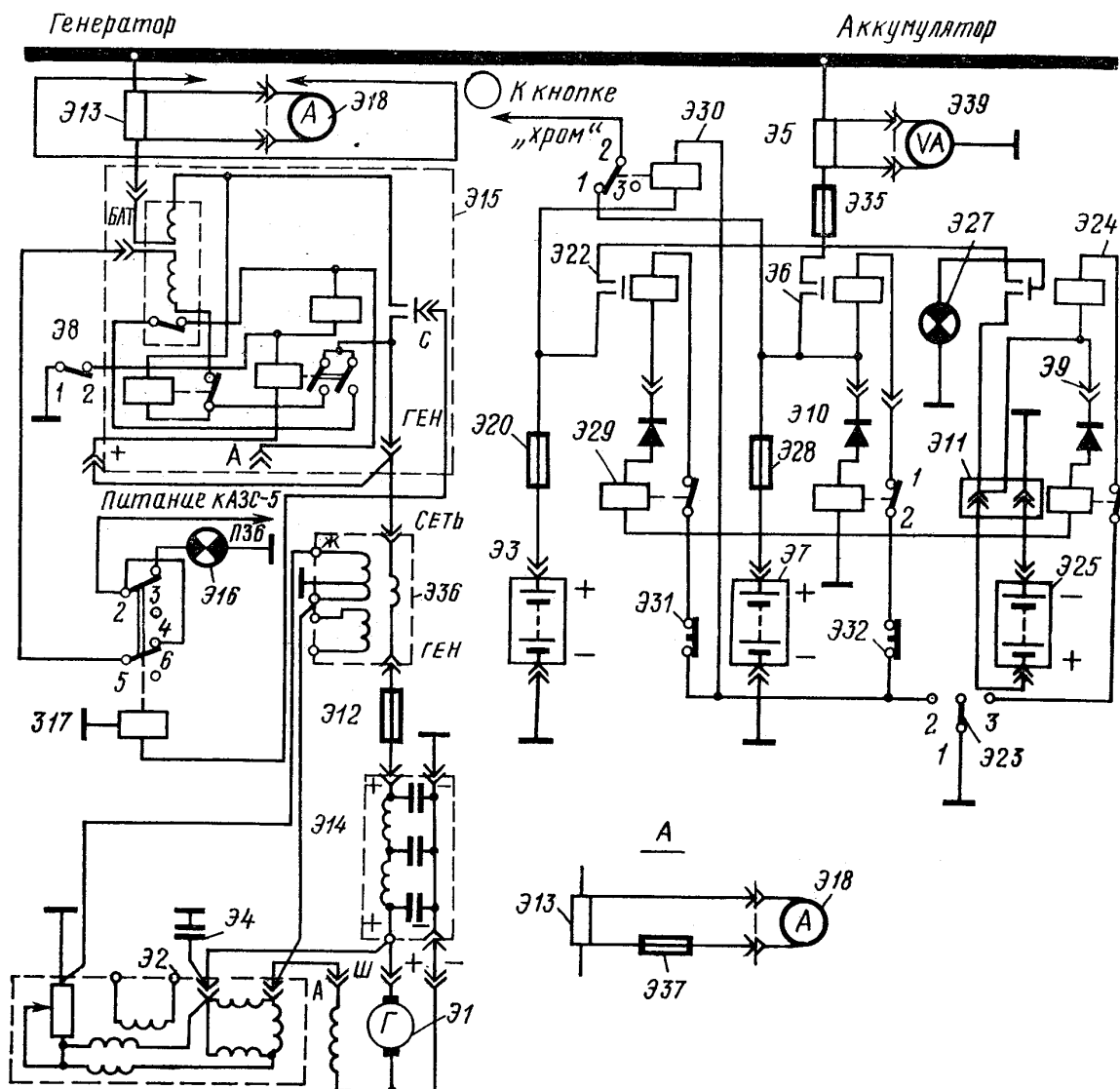


Рис. 9.8. Принципиальная схема источников постоянного тока самолета Ан-2*:

Э1— генератор ГСН-3000М; Э2— регулятор Р-25АМ; Э3, Э7 — аккумулятор 12-А-30; Э4— конденсатор КБМ-Э1; Э5 — шунт вольтамперметра ША-340; Э6, Э22— контактор включения аккумулятора КМ-200Д; Э8— выключатель генератора В-45; Э9, Э10, Э29 — поляризованное реле ТДЕ-210; Э11— разъем аэродромного питания ШРАП-500К; Э12— ИП-150; Э13— шунт амперметра ША-46; Э14— фильтр СФ-3000М; Э15— ДМР-400Д; Э16— лампа сигнализации отказа генератора СЛУ-51(к); Э17, Э30 — реле ТКЕ-52ПД; Э18— амперметр А-1; Э19— вольтамперметр ВА-3; Э20, Э21, Э28— ИП-100; Э23— переключатель ППН-45 «БОРТ-АЭРОДРОМ»; Э24— контактор включения аэродромного источника КМ-200Д; Э25— наземный источник постоянного тока; Э27— лампа сигнализации включения аэродромного питания СЛЦ-51 (с); Э31, Э32 - кнопка контроля аккумуляторов ГР3604006

Если в полете загорится лампа генератора, то это значит, что генератор неисправен и отключился от бортсети. Питание потребителей электроэнергии при этом будет осуществляться от аккумулятора. При отказе генератора в бортсети необходимо оставить включенными только минимально необходимое количество потребителей, чтобы заряда аккумулятора было достаточно до посадки. Радиостанции РСБ-5, УКВ 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 бортсети 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 и останутся в таком положении, то это значит, что залипли силовые контакты ДМР-400Д и идет разряд аккумулятора на генератор.

Этот режим опасен пожаром, поэтому надо обязательно выключить аккумулятор.

* Упрощенная принципиальная схема включения источников постоянного тока самолета Ан-2 приведена в приложении 2.

2.6. Централизованная сеть однофазного переменного тока

Для питания радиоаппаратуры (АРК-5, УС-9ДМ, СПУ-6 и РСИУ-3М) на самолетах Ан-2 применена централизованная сеть однофазного переменного тока напряжением 115 в с частотой 400 гц.

Источниками электропитания этой электросети являются два преобразователя (рис. 9.9) типа ПО-500 (основной и резервный). Оба преобразователя размещены под полом кабины пилотов. Рабочий — между шпангоутами № 4 и 5, резервный — между шпангоутами № 1 и 2. Доступ к ним осуществляется через лючок в полу между сиденьями пилотов.

Преобразователи включают переключателем ПО-500 на центральном щитке приборной доски, имеющим три положения: «Рабочий», «Выключено» и «Резервный». При включении резервного преобразователя на приборной доске рядом с переключателем загорается сигнальная лампа.

Если же переключатель преобразователей включен в положение «Рабочий» и при этом загорается сигнальная лампа, 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 КПП-1, установленной на шпангоуте № 1 под полом.

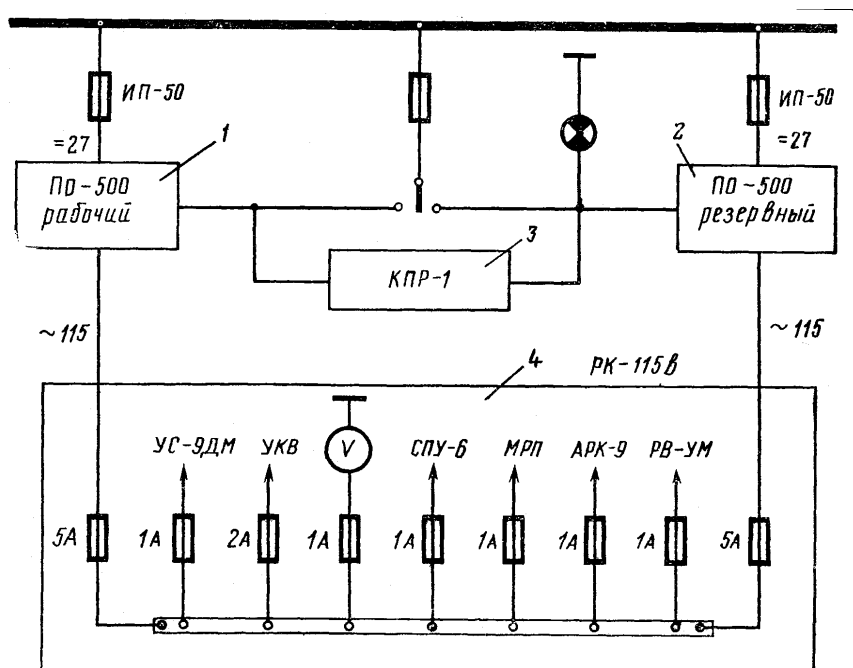


Рис. 9.9. Упрощенная схема включения рабочего и резервного преобразователя ПО-500: 1 — ПО-500 рабочий; 2 — ПО-500 резервный; 3 — коробка КПП-1; 4 — ПК-115в

Преобразователь ПО-500 предназначен для преобразования постоянного тока бортовой сети напряжением 27 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 ядре и помещены в один корпус. Сверху на корпусе преобразователя установлена коробка с пускорегулирующей аппаратурой и фильтрами.

Основные технические данные ПО-500

Таблица 9.4.

Напряжение питания, в	27±10%
Потребляемый ток, а	39,5
Выходное переменное напряжение, в	115±4%
Частота, гц	400. ₃ ⁺⁷ %
Выходная мощность, вт	500
Отдаваемый переменный ток, а	4,35
Режим работы	продолжительный
Обороты, об/мин	12000
Вес, кгс	12,5

Переменное напряжение от преобразователя ПО-500 подводится к распределительной коробке «РК-115 в», размещенной у шпангоута № 5 под радиоаппаратурой. В этой коробке установлены стеклянноплавкие предохранители (СП-1, СП-2, СП-5), через которые переменный ток подводится к потребителям.

Контроль за напряжением сети переменного тока производится при помощи вольтметра типа ВФ-150, 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-9, МРП-56П, СРО). Если преобразователь ПО-500 включать без нагрузки, то обороты его якоря могут достичь предельно допустимых. В этом случае срабатывает центробежный выключатель и выключит преобразователь аварийно. Для того чтобы вновь включить аварийно отключенный преобразователь, необходимо нажать 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.

2.7. Централизованная сеть трехфазного переменного тока

Для питания авиаприборов (АГК-47Б, ГПК-48, ГИК-1М) на самолетах Ан-2 применена централизованная сеть трехфазного переменного тока напряжением 36 в с частотой 400 гц. Источниками электропитания этой сети являются преобразователи ПТ-125Ц и ПАГ-1ФП, которые установлены под полом кабины пилотов.

Источником питания трехфазного тока для авиагоризонта АГК-47Б левого пилота и ГПК-48 является преобразователь типа ПАГ-1ФП, АГК-47Б правого пилота и ГИК-1М питаются от преобразователя ПТ-125Ц. Включение преобразователей ПТ-125Ц и ПАГ-1ФП производится выключателями В-45 на центральном пульте в кабине пилотов.

Преобразователи ПТ-125Ц и ПАГ-1ФП предназначены для преобразования постоянного тока бортсети напряжением 27 в в переменный трехфазный ток напряжением 36 в с частотой 400 гц.

Каждый из преобразователей 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.

Основные технические данные ПТ-125Ц

Таблица 9.5.

Напряжение питания (постоянного тока), в	27±10%
Потребляемый ток, а	не более 8
Выходное переменное напряжение, в	36
Номинальный ток нагрузки, а	2
Частота переменного тока, гц	400
Полезная мощность, в·а	125
Число фаз генератора	3

Основные технические данные ПАГ-1ФП

Таблица 9.6.

Напряжение питания (постоянного тока), в	27±10%
Потребляемый ток, а	не более 3,5
Выходное переменное напряжение, в	36±3,6
Номинальный ток нагрузки, а	0,85
Частота переменного тока, гц	400±40
Полезная мощность, в·а	53
Число фаз генератора	3
Вес, кгс	3,5

Переменный трехфазный ток от преобразователя ПТ-125Ц подводится к распределительной коробке «РК-36 в», расположенной на перегородке у шпангоута № 5 под радиоаппаратурой. В этой коробке установлены стеклянноплавкие предохранители СП-1 и СП-5 (на каждый авиаприбор по три предохранителя), через которые переменный трехфазный ток подводится к потребителям.

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 $1\text{—}2 \text{ кгс/см}^2$ из переносного баллончика. Периодически преобразователи проверяют в лаборатории.

В случае износа щеток преобразователя ПТ-125Ц до 12 мм и ниже их следует заменить новыми. Для ПАГ-1ФП допускается износ щеток до 10 мм.

2.8. Электрическая сеть самолета

Электрическая сеть самолета выполнена по однопроводной схеме с заземлением минусовых проводов на корпусе самолета. По двухпроводной схеме выполнен участок сети от генератора до фильтра. Плюсовые провода, идущие от генератора и аккумулятора, подсоединены к плюсовой шине, расположенной на специальной текстолитовой панели за приборной доской. На этой панели смонтированы шунты приборов контроля бортовой сети и основная плюсовая шина. От основной плюсовой шины отходят провода на плюсовые шины центрального щитка и шину на левом пульте. Плюсовая шина левого пульта подсоединена к основной плюсовой шине через инерционный предохранитель ИП-50.

Участки электропроводки соединяются между собой при помощи штепсельных разъемов. Между шпангоутами № 5 и 6 находится центральный распределительный щиток (ЦРЩ) с отсеком для запасных ламп. На крышке ЦРЩ с внутренней стороны закреплена фотосхема с указанием номеров проводов, подключенных к клеммным панелям.

Электропроводка выполнена проводами марки БПВЛ сечением от 0,5 до 25 мм², БПВЛЭ сечением 0,5 мм² и МГШВ сечением 0,5 мм². На концы проводов надеты хлорвиниловые трубки с буквенно-цифровой маркировкой.

Для защиты от перегрузок и от короткого замыкания в электросети самолета установлены следующие предохранители: ИП — инерционно-плавкие; СП — стеклянноплавкие; АЗС — автоматы защиты сети.

Предохранители ИП применяются в мощных цепях и в цепях с индуктивной нагрузкой (электродвигатели), пусковой ток которых в несколько раз превышает номинальный ток, потребляемый агрегатом длительное время. Предохранитель ИП устроен так, что в течение 10 сек способен выдерживать трехкратную перегрузку (пусковые токи электродвигателя) и не перегорать. Предохранители типа СП в основном применяются в цепях переменного тока.

Основным видом защиты электроцепей являются автоматы защиты сети АЗС. Каждый АЗС рассчитан на определенную величину тока. Например, АЗС-5 рассчитан на 5 а, АЗС-20 — на 20 а и т. д. АЗС выполняется на силу тока от 2 до 40 а. При превышении силы тока, на которую рассчитан АЗС, его биметаллическая пластина выгибается, АЗС срабатывает и размыкает цепь. После устранения причины превышения номинального тока в данной цепи АЗС вновь вручную устанавливается в положение «Включено».

Разветвленная электросеть самолета требует тщательного ухода, систематической проверки ее состояния и незамедлительного устранения всех выявленных неисправностей.

При осмотре электросети необходимо проверять:

- 1) состояние электропроводки и ее экранировку, крепление жгутов и проводов к самолету, надежность крепления минусовых перемычек к корпусу самолета;
- 2) состояние крепления проводов на зажимах потребителей в разъемах и другой коммутационной аппаратуре, надежность контактов, нет ли коррозии и грязи на контактных соединениях;
- 3) есть ли маркировка электропроводов и ее качество;
- 4) нет ли короткого замыкания в отдельных фидерах. Короткое замыкание характеризуется срабатыванием АЗС. Если при повторном включении АЗС через 1 или 2 сек, выключается, то следует проверить сеть на отсутствие короткого замыкания, для чего необходимо отсоединить провода от АЗС и подключить к ним контрольную лампочку. Загорание лампочки свидетельствует о коротком замыкании, которое необходимо найти и устранить.

2.9. Металлизация самолета

Металлизация самолета — это соединение всех металлических деталей конструкций самолета, агрегатов и его оборудования с корпусом самолета металлическими проводниками малого сопротивления. Металлизация обеспечивает создание эффективного противовеса для передатчиков радиостанций, уменьшает помехи радиоприему и увеличивает пожарную безопасность самолета. Соединенные детали конструкций самолета ведут себя как один сплошной металлический проводник, при воздействии на который электрического заряда все металлизированные элементы будут иметь одинаковый потенциал.

На самолете металлизированы следующие элементы: органы управления самолетом, двигатель, рама двигателя, топливная и масляная системы, приборные панели, электро- и радиооборудование. Металлизация

съемных и подвижных узлов и агрегатов выполнена гибкими перемычками из металлической оплетки, концы которой заделаны в трубчатые наконечники.

Для выравнивания потенциала самолета относительно потенциала земли на вилке хвостового колеса укреплен стальной тросик, длина которого позволяет при стоянке самолета или его движении по земле соединять самолет с землей.

Содержание металлизации и экранировки самолета в исправном состоянии обеспечивает надежную радиосвязь и пожарную безопасность самолета. При техническом обслуживании самолета необходимо проверять:

- целостность всех перемычек металлизации;
- наличие контрольных шайб на винтах крепления перемычек;
- надежность затяжки винтов крепления перемычек;
- нет ли окисления в местах соединения перемычек с корпусом самолета и металлизированными деталями;
- надежность затяжки свечей зажигания в цилиндрах двигателя;
- плотность соединения всех сочленений в экранировке и заземления проводов высокого и низкого напряжения.

3. ПОТРЕБИТЕЛИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ*

3.1. Агрегаты запуска двигателя**

Для запуска двигателя на самолете устанавливается электроинерционный стартер РИМ-У-24ИР. Инерционными стартеры называются потому, что в них используется инерция быстровращающегося маховика, которая затем через фрикционную муфту, редуктор и механизм сцепления передается на хвостовик коленчатого вала двигателя. Крепится стартер на задней крышке двигателя по центру.

В комплект агрегатов запуска двигателя входят: электродвигатель СА-189; реле храповика РА-176; магнитный выключатель МВ-177 или контактор К-300Д; кнопка стартера КС-3 или переключатель ПН-45М; пусковая катушка КП-4716; предохранитель запуска АЗС-20.

Управление электростартером дистанционное и осуществляется из кабины пилотов. Электродвигатель стартера типа СА-189 предназначен для раскручивания маховика стартера. Электродвигатель СА-189 серийный и развивает при запуске 12 000—18 000 *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 300 *а* и частые включения приведут к перегреву электродвигателя и соединительных проводов.

Магнитный выключатель МВ-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 для 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 рамы двигателя, служит для подачи высокого напряжения в момент запуска двигателя.

Кнопка стартера КС-3 (или переключатель ПН-45М) служит для включения реле запуска электродвигателя, пусковой катушки и реле храповика.

Запускать двигатель необходимо в следующем порядке:

- 1) включить аэродромный источник питания;
- 2) включить АЗС-20 на электропитание 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 на обмотку магнитного выключателя МВ-177. Магнитный выключатель сработает и втянет 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, и ток одновременно пойдет по двум направлениям:

на обмотку реле храповика РА-176. Реле сработает и сцепит храповик стартера с хвостовиком коленчатого вала двигателя. Коленчатый вал двигателя начнет вращаться со скоростью 80—90 *об/мин*;

на первичную обмотку пусковой катушки КП-4716. Сердечник катушки намагнитится и притянет подвижной якорек.

*Полный перечень потребителей электроэнергии на самолете Ан-2 приведен в приложении 1 (табл. 9.17).

** Конструкция и работа агрегатов системы запуска подробно рассмотрены в пособии «Система запуска двигателя АШ-62ИР».

При этом цепь питания первичной обмотки разомкнется, сердечник размагнитится и отпустит якорек, который снова замкнет контакт.

И так будет все время 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 3 раз подряд.

Если после третьей попытки двигатель не запустится, необходимо сделать перерыв 10—15 мин для охлаждения стартера, затем продолжить запуск.

Следует следить за тем, чтобы масло из двигателя не просочилось в камеру маховика стартера или в автоматическую муфту сцепления. Масло, попавшее на муфту сцепления, приводит к задержке сцепления. Зимой попавшее масло застывает и стартер не развивает номинальных оборотов или развивает их очень медленно. В таких случаях необходимо снять стартер, промыть его бензином, вытереть насухо, смазать и установить на двигатель.

Стартер полагается демонтировать в следующем порядке:

- 1) открыть крышки капота;
- 2) отсоединить электропроводку от стартера, магнитного выключателя и реле храповика; концы электропроводки заизолировать;
- 3) отпустить хомут, крепящий корпус генератора к корпусу стартера;
- 4) отвернуть гайки крепления фланца стартера к двигателю, снять стартер.

Стартер монтировать в обратном порядке.

3.2. Электромеханизмы дистанционного управления

Электромеханизм УТ-6Д

На самолете 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 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.

Основные технические данные УТ-6Д

Таблица 9.7.

Номинальное напряжение, в	28
Диапазон рабочего напряжения, в	23,4—29,7
Потребляемый ток при нагрузке на рейке 20 кгс, а	0,75
Номинальная нагрузка на рейке, кгс	20
Максимальная нагрузка на рейке, кгс	40
Ход рейки, мм	21,6
Время перевода триммера из одного крайнего положения в другое, сек	30
Режим работы повторно-кратковременный:	
число рабочих переводов	10
перерыв между переводами, мин	1
Вес агрегата, кгс	1

Управление электромеханизмами УТ-6Д (рис. 9.10) производится нажимными переключателями ПНГ-15 и 2ПНГ-15, установленными на центральном пульте.

При нажатии на ПНГ-15 замыкается обмотка электродвигателя. Якорь начинает вращаться и при помощи 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 ПНГ-15 в обратном направлении замыкается цепь левого вращения механизма и триммер будет отклоняться в противоположном направлении. При опускании ручки переключателя ПНГ-15 цепь питания электродвигателя размыкается и движение триммера прекращается.

Когда триммер находится в нейтральном положении, загорается сигнальная лампа, расположенная рядом с соответствующим переключателем на пульте в арматуре СЛМ-61.

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 останова электродвигателя необходимо прекратить нажатие на переключатель ПНГ-15.

Для быстрого затормаживания электромеханизма УТ-6Д управления триммером руля высоты в цепь питания УТ-6Д введено реле ТКЕ-52ПД и переключатель 2ПНГ-15. Реле ТКЕ-52ПД при установке переключателя в нейтральное положение включает обмотку электромеханизма на массу и тем самым приводит к быстрому торможению механизма УТ-6Д.

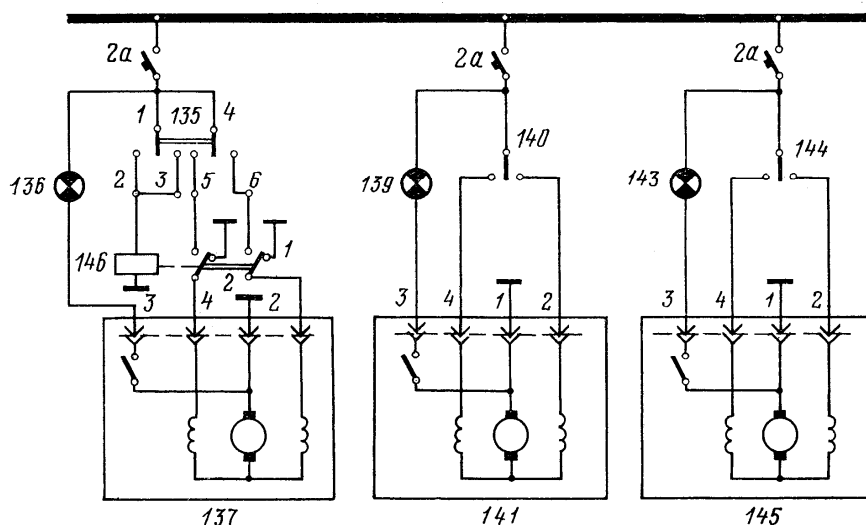


Рис. 9.10. Электрическая схема управления электромеханизмами триммеров:

135— нажимной переключатель 2ПНГ-15 управления триммером руля высоты; 136, 139, 143— лампы сигнализации нейтрального положения соответствующих триммеров; 137, 141, 145— электромеханизмы УТ-6Д триммеров, руля высоты, руля направления и элерона; 140, 144— нажимные переключатели ПНГ-15 управления триммерами руля направления и элерона; 146— реле ТКЕ-52ПД

Электромеханизмы УР-7М и УР-10

На самолете установлены два электромеханизма УР-7М или УР-10:

- 1) электромеханизм управления створками капота расположен на шпангоуте № 1 со стороны кабины пилота;
- 2) электромеханизм управления створками туннеля маслорадиатора расположен на съемном кожухе крепления створок.

Электромеханизм УР-7М состоит из следующих узлов:

- 1) реверсивного электродвигателя МУ-320 постоянного тока, двухполюсного, серийного, мощностью 100 Вт, на 5500 об/мин;
- 2) электромагнитной муфты ЭММ-2, предназначенной для останова двигателя после выключения;
- 3) червячного и планетарного редукторов, служащих для уменьшения числа оборотов 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 управляемая створка дойдет до своего крайнего положения.

Основные технические данные УР-7М

Таблица 9.8.

Максимальный момент вращения, кгс/см	600
Режим работы повторно-кратковременный	1 мин работы 10 мин перерыв

Напряжение питания, <i>в</i>	27
Потребляемый ток, <i>а</i>	2,1—2,5
Угол поворота выходного вала, <i>град</i>	250
Вес электромеханизма, <i>кгс</i>	2,8

Для защиты обоих электромеханизмов УР-7М или УР-10 в их цепях установлены по одному АЗС-10.

Управляют электромеханизмами с помощью нажимных переключателей ПНГ-15, расположенных на центральном пульте. Положение створок маслорадиатора контролируется прибором УПЗ-48, расположенным на центральном пульте.

Электромеханизмы УЗ-1АМ

Два электромеханизма УЗ-1АМ предназначены для управления верхними и нижними закрылками. Механизм управления верхними закрылками установлен в верхней части фюзеляжа между шпангоутами № 8 и 9, а механизм управления нижними закрылками — под грузовым полом, в этой же зоне. Доступ к нему осуществляется через лючок в полу.

Конструктивно механизм УЗ-1АМ состоит из следующих основных узлов: реверсивного электродвигателя Д-100ТФ; редуктора, винтовой шариковой пары; узла концевых выключателей; штепсельного разъема.

Технические данные УЗ-1АМ

Таблица 9.9.

Номинальное напряжение, <i>в</i>	27
Номинальная осевая нагрузка, <i>кгс</i>	300
Максимальная осевая нагрузка на шток, <i>кгс</i>	400
Ход штока, <i>мм</i>	107. ₃ ⁺²
Максимальное время хода при номинальной нагрузке, <i>сек</i>	6—9
Потребляемый ток, <i>а</i> : при номинальной нагрузке » максимальной нагрузке	не более 12 » » 15
Инерционный выбег штока после срабатывания концевых выключателей на холостом ходу механизма не должен превышать, <i>мм</i>	2

Выпуск и уборка закрылков производятся нажатием кнопок. Кнопка выпуска закрылков вмонтирована в рукоятку сектора газа, кнопка уборки закрылков расположена на верхней панели центрального пульта. Около кнопки имеется трафарет «Закрылки вверх».

Для дистанционного включения механизмов служат контакторы КМ-25Д и реле управления ТКЕ-53ПД, установленные в коробках РК-УЗ-1АМ.

Коробка РК-УЗ-1АМ верхних закрылков установлена на шпангоуте № 9, а коробка нижних закрылков установлена под грузовым полом между шпангоутами № 8 и 9.

Защита электроцепей питания и управления УЗ-1АМ выполнена тремя АЗС, установленными на щитке приборной доски. Один АЗС-5 установлен в общей цепи управления механизмами и два АЗС-15 — в цепи питания верхнего и нижнего УЗ-1АМ. Положение верхних закрылков контролируется прибором УЗП-47, указатель которого расположен на верхней панели центрального пульта.

Нейтральное положение УЗ-1АМ регулируется только вращением выдвижного штока, а угол выпуска регулируется специальным регулировочным винтом, расположенным в механизме УЗ-1АМ.*

3.3. Электрический топливный насос БПК-4

Электрический топливный насос БПК-4 предназначен для заправки самолета топливом из бочки в полевых условиях на авиационно-химических работах. Для заправки топливом на патрубок насоса надевают шланг, другой конец которого помещают в бочку с топливом.

Переключатель на самом агрегате надо установить в положение «Заправка» и включить АЗС-15 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 кабины пилотов.

Таблица 9.10.

Электродвигатель, приводящий насос в действие	Д-200
Номинальное число оборотов вала электродвигателя, об/мин	2750
Номинальный момент, кгс/см	7
Рабочая жидкость	авиационный бензин
Потребляемый ток, а	5,6
Производительность насоса при давлении на выходе 0,2 кгс/см ² , л/ч	3600
Напряжение на клеммах электродвигателя, в	27

*Внешний вид электромеханизмов УЗ-1АМ и расположение регулировочных элементов показаны в пособии «Система управления самолета Ан-2» рис.7.15, 7.16.

3.4.Обогрев ПВД-6М

Приемник воздушных давлений ПВД-6М снабжен электронагревательным элементом, питающимся от сети постоянного тока. Сила тока, потребляемая электронагревательным элементом, составляет $3,4 \div 3,9$ а.

Включается обогрев ПВД-6М на центральной щитке приборной доски при помощи АЗС-5 за 1—2 мин перед взлетом. Исправность электросхемы контролируют при помощи переключателя и лампы, размещенных на левом пульте. При включении переключателя контроля обогрева загорается сигнальная лампа.

3.5.Электрические стеклоочистители АС-2

Два комплекта стеклоочистителей АС-2, установленные на боковых стеклах слева и справа, предназначены для удаления воды, снега и льда со стекол кабины.

Размещены оба механизма АС-2 на шпангоуте № 1, включаются в работу при помощи выключателей АЗС-5 на левом пульте. Защита сети электромеханизмов АС-2 осуществляется одним АЗС-10 также размещенном на левом пульте.

Стеклоочиститель АС-2 (рис. 9.11) представляет собой агрегат, состоящий из электродвигателя, гибкого валика, редуктора с червячной и реечной парами и поводка с резиновой щеткой.

Для уменьшения помех радиоприему в цепь питания стеклоочистителей АС-2 (см. рис.9.12) включен фильтр Ф-14А, размещенный в нише фонаря кабины пилотов.

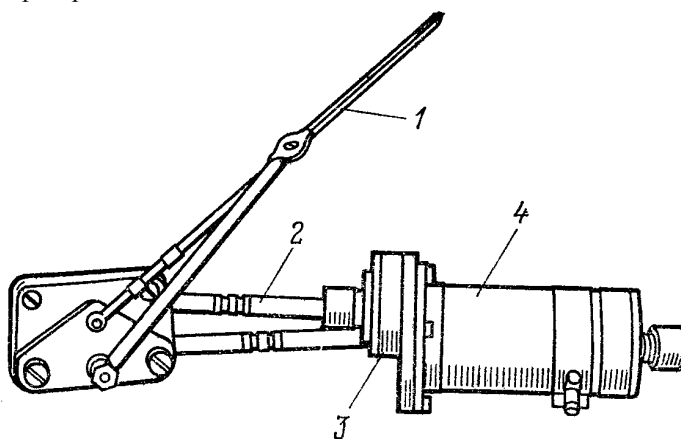


Рис. 9.11. Стеклоочиститель АС-2:
1— щетка; 2— гибкий валик; 3— редуктор; 4— электродвигатель

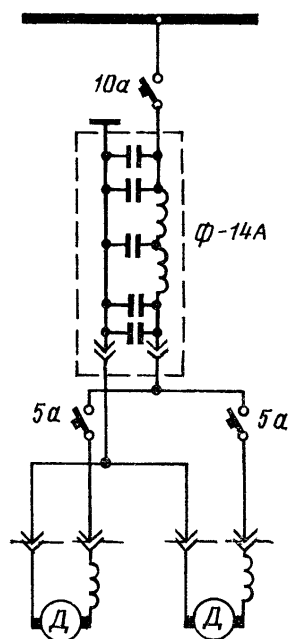


Рис. 9.12. Схема включения стеклоочистителя АС-2

Основные технические данные АС-2

Таблица 9.11.

Напряжение, в	27
Потребляемый ток при работе, а	2,5
Мощность, вт	не более 68
Число оборотов ротора электродвигателя, об/мин	6400
Режим работы	продолжительный
Момент на валу щетки, кгс·см	не более 15
Усилие прижатия щеток к стеклу, кгс	0,4—1,1
Максимальный вес (с электродвигателем), кгс	2,1

Принцип действия стеклоочистителя заключается в том, что вращательное движение вала электродвигателя превращается в возвратно-поступательное движение рейки, сцепленной с шестерней вала. Благодаря этому шестерня с валом, вращаясь в обе стороны в пределах угла около 112° , поворачивает в обе стороны планку со щеткой, прижимаемые пластинчатыми пружинами к стеклу кабины. Во время работы агрегат АС-2 делает 70 колебаний в минуту.

3.6. Электромагнитный кран разжижения масла ЭКР-3

Электромагнитный кран разжижения масла топливом ЭКР-3 предназначен для перепуска топлива из топливной системы в масляную систему.* Он представляет собой клапан (рис.9.13) соленоидного типа. Внутри литого корпуса с входным и выходным каналами и перепускным отверстием помещается катушка электромагнита 4. В выключенном положении перепускное отверстие закрыто резиновым клапаном 5, на который воздействует сила со стороны пружины 6. При включении при подаче напряжения на катушку якорь 8 под действием магнитного поля соленоида, преодолевая силу пружины, втягивается и открывает перепускное отверстие. В результате этого топливо из входного канала будет переливаться в выходной канал и далее по трубам поступать к штуцеру выхода масла из масляного радиатора.

Производительность крана при давлении в топливной системе самолета $0,2—0,3 \text{ кгс/см}^2$ составляет 2 л топлива в минуту.

Электромагнитный кран ЭКР-3 расположен на противопожарной перегородке. Управляют электрокраном при помощи АЗС-5, расположенного на левом пульте.

* Подробно технология разжижения масла бензином приведена в пособии «Масляная система двигателя АШ-62ИР»

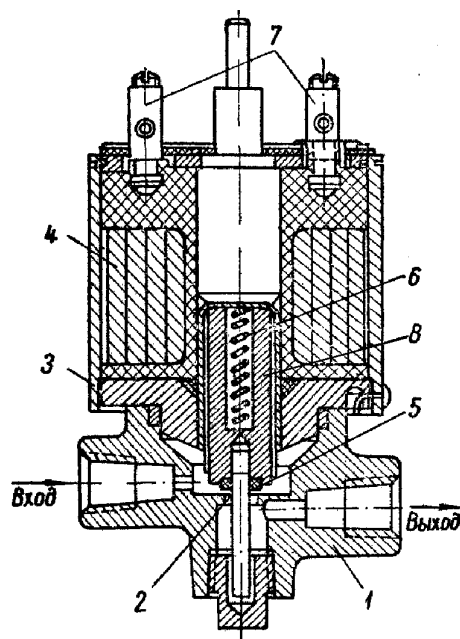


Рис.9.13 Конструкция электромагнитного крана разжижения масла бензином ЭКР-3:
 1— корпус крана; 2— перепускное отверстие; 3— корпус электромагнита; 4— катушка электромагнита (соленоид); 5 — резиновый клапан; 6— пружина; 7— клеммы для присоединения проводов; 8— якорь электромагнита

3.7.Электрообогрев стекол

Электрообогрев стекол предназначен для борьбы с обледенением и запотеванием. На самолете Ан-2 предусмотрен электрический обогрев двух стекол — среднего и левого.

Электронагревательные элементы стекол питаются от бортовой сети постоянного тока напряжением 27,5 в, потребляя мощность от 800 до 1130вт.

В комплект электрообогрева стекол входят (рис.9.14):

- 1) нагревательные элементы стекол — 2шт.;
- 2) датчики температуры стекол ТОС-1 — 2шт.;
- 3) автомат регулирования АОС-81М — 1 шт.;
- 4) контакторы включения КМ-50Д — 2 шт.;
- 5) автоматы защиты сети АЗС (АЗС-20, АЗС-25, АЗС-5).

Электрообогреваемые стекла ТСБП-17 представляют собой триплекс, состоящий из двух закаленных силикатных стекол, бутверной пленки между ними и электронагревательного элемента из тонких константановых проводов. В триплексы запрессованы термисторные датчики температуры стекол ТОС-1.

При включенном электрообогреве автоматом регулирования АОС-81М поддерживается постоянная температура стекол. Завод-изготовитель регулирует автомат АОС-81М на поддержание температуры стекол 35^{+5}_{-2} °С. В процессе эксплуатации допускается дополнительная регулировка температуры стекол. Регулировочные винты расположены на корпусе автомата АОС-81М. Регулировочный винт с индексом «Л» регулирует температуру среднего стекла, с индексом «П» — бокового.

АОС-81М установлен под полом кабины пилотов.

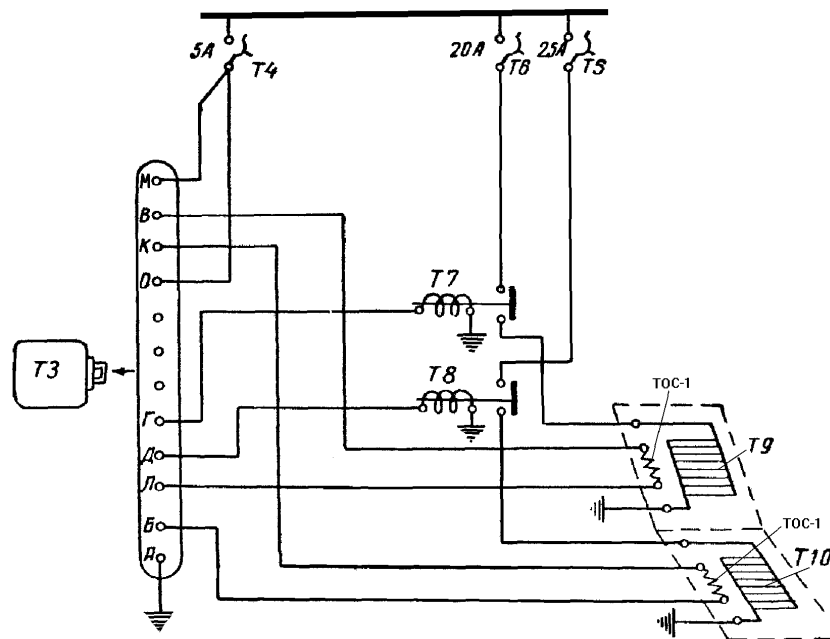


Рис.9.14.Схема электрообогрева стекол:

T3— автомат обогрева стекол АОС-81М; T4— автомат защиты сети АЗС-5; T5— автомат сети АЭС-25; T6— автомат защиты сети АЗС-20; T7, T8— контактор КМ-50Д; T9— электронагревательный элемент среднего стекла; T10— электронагревательный элемент бокового стекла ТСБП47; ТОС-1— датчик температуры стекла

Для включения электрообогрева (рис. 9.14) стекол необходимо:

- 1) Включить АЗС-5 (Т4). АЗС-5 обеспечивает защиту цепи питания АОС-81М. Рядом с ним надпись «Обогрев стекол».
 - 2) Включить АЗС-20(Т6), АЗС-25(Т5). При их включении подается напряжение к нагревательным элементам соответственно среднего и бокового стекол. Рядом с ними надписи «Среднее стекло» и «Боковое стекло».
- Все перечисленные АЗС располагаются на левом пульте.

Пользоваться электрообогревом стекол в полете необходимо для предупреждения обледенения и запотевания стекол (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 этом разрешается использовать напряжение только от наземного источника постоянного тока или от генератора ГСН-3000М при работающем двигателе.

3.8.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 ракеты.
2. Установки внутреннего освещения, необходимые для нормальной работы экипажа в ночное время и для создания необходимых удобств 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, световой связи самолета с землей и связи между самолетами при ночном полете.

Для внешней сигнализации применяются аэронавигационные огни, кодовые огни и пиротехнические сигнальные ракеты; для внутренней — светосигнальная арматура и цветными фильтрами.

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 в вырезе передней кромки левой половины нижнего крыла рядом с посадочной фарой. Сверху фара закрыта плексигласом.

Включается рулежная фара ФР-100 при помощи выключателя АЗС-5, установленного на приборной доске.

Таблица 9.12.

Напряжение, в	28
Мощность, вт	70
Максимальная сила света, св	5000
Угол рассеивания в горизонтальной плоскости, град	30

Посадочные фары ФС-155. Две фары ФС-155 предназначены для обеспечения посадки самолета в ночных условиях. Фары установлены на шарнирных кронштейнах в передних кромках нижнего крыла. Отсеки фар закрыты плексигласовой крышкой. 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 (см.рис.9.15). Фары включаются раздельно автоматами защиты сети АЗС-15, установленными на приборной доске.

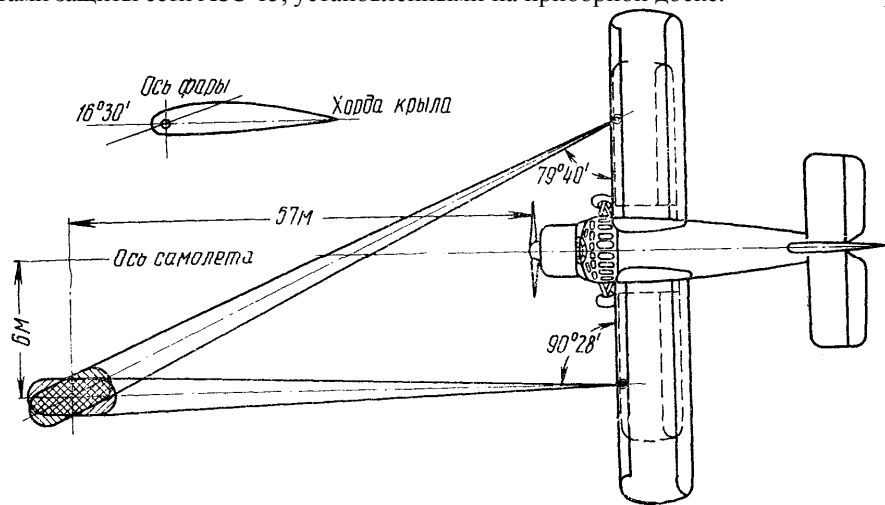


Рис. 9.15. Установочные углы посадочных фар ФС-155 на самолете
Установки внутреннего освещения

Для освещения кабины пилотов, 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 УФО-4А в арматуре АРУФОШ-45*. Вблизи арматуры АРУФОШ-45 смонтированы реостаты РУФО-48. Каждая лампа включается через самостоятельный реостат.

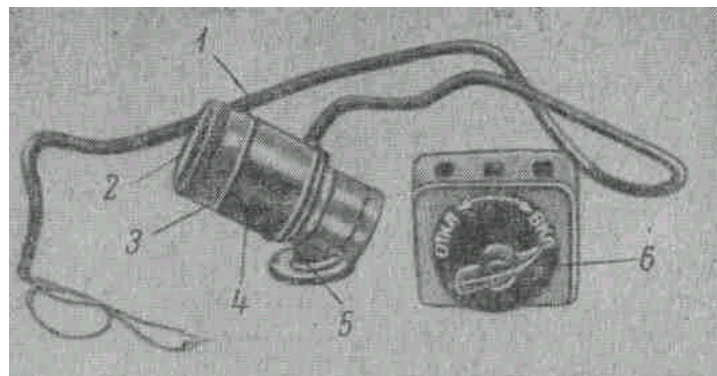


Рис. 9.16. Арматура ультрафиолетового облучения АРУФОШ-45:

- 1— провод; 2— шторка; 3— штупцер с пружинным замком;
4— корпус блинкера; 5— кронштейн; 6— реостат РУФО-48

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 стенах 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 входят арматура с шарнирным креплением, внутри которой помещается люминесцентная газоразрядная лампа и реостат для включения и регулирования интенсивности излучаемого лампой светового потока.

Внутри корпуса находятся два светофильтра из черного увиолевого стекла (шторка). Оба светофильтра имеют по два секторообразных выреза под углом 90°. Нижний светофильтр укреплен на цилиндрической насадке, верхний — на 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 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 УФО-4А (рис. 9.17) 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, движок 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 размыкает 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 мин и более, биметаллическая пластинка охладится только через 2 мин и замкнет цепь между катодом и анодом. После этого лампа снова может быть включена.

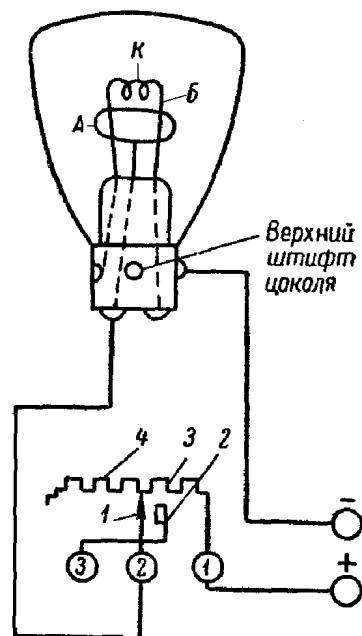


Рис. 9.16. Люминесцентная лампа УФО-4А и электрическая схема ее включения:

А — анод; Б — биметаллическая пластинка; К — катод

1 — движок пускорегулирующего реостата; 2 — пружинный упор; 3 — балластное сопротивление; 4 — регулируемое сопротивление

**На самолетах последних серий устанавливается АРУФОШ-48.*

Основные технические данные УФО-4А

Таблица 9.13.

Напряжение, <i>в</i>	26—28
Сила тока, <i>а</i>	0,35
Мощность, <i>вт</i>	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-49Д, который установлен над приборной доской.

Для освещения пространства за приборной доской установлена лампа белого цвета в арматуре КЛС-39. Включение лампы производится автоматически выключателем ВК-2-142Г при открытии центрального щитка приборной доски.

Плафон П-39 служит для освещения коммуникаций, расположенных под полом кабины пилотов. Его включает автоматически выключатель ВК-2-142Г при открытии люка. Защита цепей питания выполнена автоматом защиты сети (АЗС).

Основные технические данные П-39

Таблица 9.14.

Напряжение лампы, <i>в</i>	28
Мощность лампы, <i>вт</i>	15
Световой поток, <i>лм</i>	16
Тип цоколя «Сван»	«Миньон»

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*.

Освещение грузового отсека осуществляется двумя плафонами П-39, смонтированными 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 включает выключателем В-45, находящимся рядом с плафоном со стороны грузовой кабины.

Для переносного освещения предусмотрены три штепсельные розетки, размещенные вблизи ЦРШ, 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 БАНО-45 (бортовые АНО) и хвостового огня ХС-39. Установлены БАНО-45 на концах консолей верхнего крыла.

В конструкцию БАНО-45 входят: лампы 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 технические данные БАНО-45

Таблица 9.15.

Напряжение, <i>в</i>	28
Мощность, <i>вт</i>	24
Сила света, <i>св</i>	21
Колпак	красный или зеленый

Хвостовой огонь ХС-39 смонтирован на задней кромке руля направления и укреплен при помощи трех винтов. Арматура огня состоит из корпуса с патронодержателем, оправки для крепления стеклянного

колпака и двухконтактного патрона «Сван».

Основные технические данные ХС-39

Таблица 9.16.

Напряжение, в	28
Мощность, Вт	10
Сила света, св	2,5
Патрон	«Сван» 2С-15

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 цвета и размещенных на правой вертикальной стенке центрального пульта.

Строчные огни ПССО-45 устанавливаются на самолетах с 37-й серии и предназначаются для сигнализации между самолетами, летящими в строю. Количество огней—10. Они расположены следующим образом: три огня в один ряд на нижней обшивке фюзеляжа; три огня в один ряд на верхней обшивке фюзеляжа; два огня на верхнем крыле, два огня на нижнем крыле. Включают огни выключателями В-45.

На самолете предусмотрена сигнализация открытого положения грузовой и пассажирской дверей, осуществляемая выключателем А-702Д, работающим на размыкание, и сигнальной лампочкой в арматуре СЛМ-61 с красным светофильтром. Выключатель смонтирован на окантовке двери, арматура СЛМ-61 — на центральном пульте. Когда одна из дверей открыта, горит сигнальная лампа на центральном пульте.

Для звуковой сигнализации на шпангоуте № 6 установлена сирена С-1, включаемая кнопкой 205-К на центральном пульте.

3.9. Система сигнализации пожара ССП-2А

На самолетах Ан-2 установлена система ССП-2А, которая выполняет следующие функции:

- 1) обнаруживает возникновение пожара на двигателе;
- 2) выдает световую сигнализацию о пожаре;
- 3) обеспечивает ручное управление пожаротушением;
- 4) обеспечивает проверку исправности противопожарной системы.

В систему сигнализации пожара ССП-2А (рис.9.16) входят: девять датчиков ДПС-1А (смонтированы на двигателе); исполнительный блок БИ-2АЮ (находится под полом кабины пилотов между шпангоутами № 3 и 4); девять розеток Р-417 для крепления датчиков на двигателе; автомат защиты сети АЗС-5 пожаротушения (расположен на приборной доске пилотов).

Температура срабатывания системы при скорости нарастания температуры среды, окружающей датчик, равной 2° С в секунду, и одновременном нагреве трех датчиков равна 170° С. Система приходит в состояние готовности к действию после прекращения нарастания температуры среды, а также при снижении температуры до 130°С (температура опускания системы). Система также обеспечивает не менее чем пятикратное срабатывание и возвращение в состояние готовности к действию в условиях охвата датчиков пламенем.

Система ССП-2А сохраняет свою работоспособность в следующих условиях:

- при изменении температуры окружающей среды: для исполнительного блока БИ-2АЮ — в пределах от —60 до +60° С; для датчиков ДПС-1А — в пределах от —60 до +350° С;
- при кратковременном охвате датчиков ДПС-1 пламенем (порядка 10 сек);
- при влажности окружающей среды до 98%;
- при разрежении среды до 400 мм рт. ст.

Система не дает ложных срабатываний при коротком замыкании и при обрыве цепи датчиков. Она срабатывает от бортовой сети напряжением 27 в ±10%.

Принцип действия системы ССП-2А 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-э. д. с., вызывающая ток в обмотке поляризованного реле в блоке исполнения БИ-2АЮ, достаточный для срабатывания этого реле. Реле срабатывает и включает лампу сигнализации пожара через промежуточное реле РВЗ-45 пожарной системы.

При загорании красной лампы сигнализации пожара пилот должен нажать на кнопку тушения пожара. При этом подается питание на пироголовку пожарного баллона, которая взрывается и открывает доступ пожаротушающей смеси от баллона к распылительному коллектору на двигателе. При этом гаснет желтая лампа СМ-31 сигнализации исправности пироголовки.

Если пожар наблюдается визуально, а система сигнализации по каким-либо причинам не сработала, то кнопку пожаротушения необходимо нажать, не дожидаясь загорания красной лампы сигнализации пожара.

Исправность системы сигнализации пожара ССП-2А перед полетом необходимо проверять следующим образом:

1) включить АЗС-5 системы пожаротушения (поз.4). При этом загорается желтая сигнальная лампа исправности пироголовки пожарного баллона (поз.7);

2) переключатель проверки исправности системы (поз.9,10) переключить в положение 1-й группы датчиков. При этом в блоке БИ-2АЮ сработает реле Р2 и замкнет свой контакты 2—3 и 5—6. Тем самым напряжение бортсети через цепи трех датчиков ДПС-1А будет подано на реле Р1. Реле сработает и включит красную лампу сигнализации пожара (поз.5);

3) проверка 2-й и 3-й групп датчиков производится таким же образом. Только переключатель проверки уже надо устанавливать соответственно в положение 2-й и 3-й групп датчиков. Кнопку пожаротушения при этом нажимать нельзя, так как сработает пироголовка баллона.

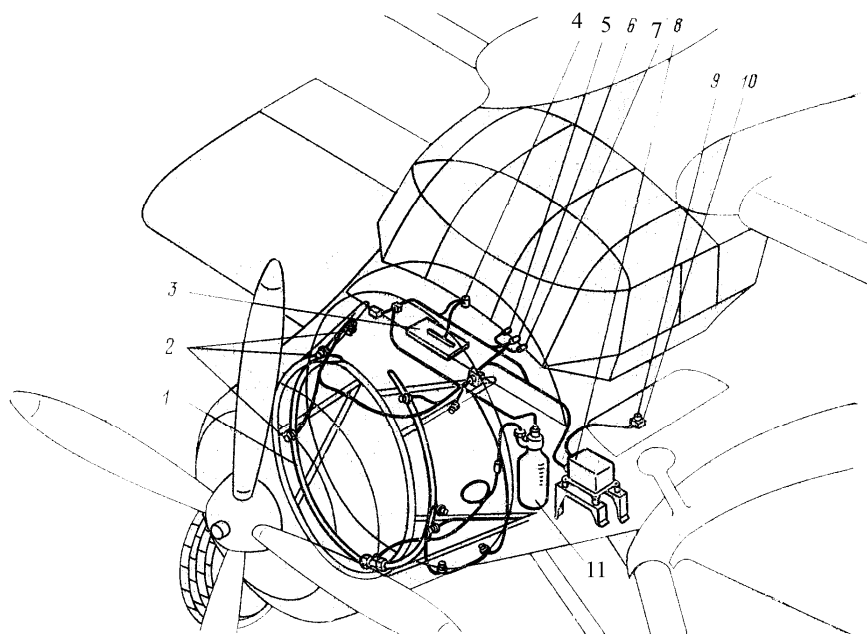


Рис. 9.16. Монтажная схема противопожарного оборудования:

1—коллектор тушения пожара; 2—датчик пожаротушения ДПС-1АГ; 3—плюсовой щиток; 4—АЗС противопожарной системы; 5—лампа сигнализации пожара; 6—кнопка 204К включения баллона; 7—лампа проверки исправности баллона; 8—исполнительный блок БИ-2АЮ; 9,10—переключатель проверки исправности системы; 11—баллон с пироголовкой

Приложение 1.

Перечень потребителей электроэнергии на самолете Ан-2.

Таблица 9.17.

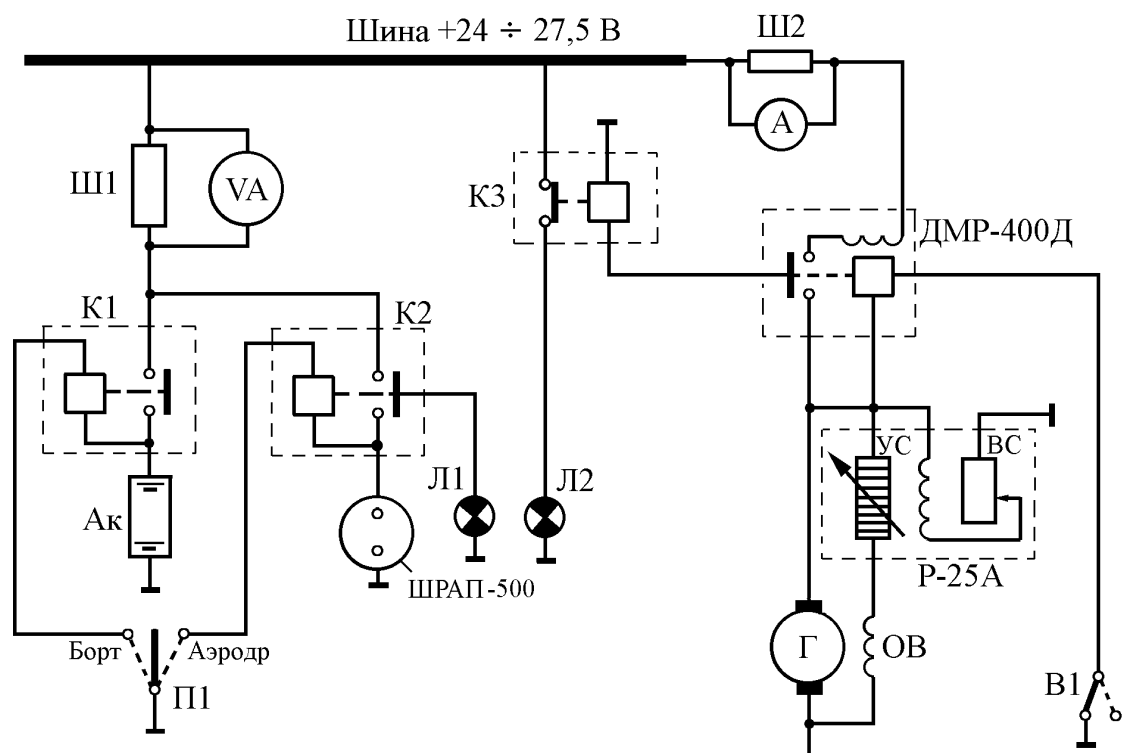
Потребители электроэнергии	Тип	Количество	Потребляемая мощность на одного потребителя, Вт	Потребляемая сила тока на одного потребителя, А
Электрические механизмы, пусковые устройства и электромагнитные реле				
Электродвигатель стартера РИМ-У-24ИР	С А- 189	1	—	100
Электромеханизм управления триммерами	УТ-6Д	3	—	0,75
Электромеханизм управления створками капота	УР-10	1	—	2,1
Электромеханизм управления створками маслорадиатора	УР-10	1	—	2,1
Электромеханизм управления закрылками	УЗ-1АМ	2	—	20
Электромеханизм стеклоочистителя	АС-2	2	—	2,5
Гироиндукционный компас	ГИК-1	1	30	—
Бензонасос	БПК-4	1	—	5,8

Электромагнитный кран разжижения масла	772А	1	—	1,3
Реле храповика стартера	РА- 176	1	—	2,1
Вентилятор	ДВ-302ТВ	2	—	—
Электромагнитный переключатель стопора хвостового колеса	694700М	1		1,5
Электрообогревательные устройства				
Электрообогрев ПВД	ПВД-6М	1	—	3,4—3,9
Электрообогрев часов	АЧС-1	1	—	0,5
Электрообогрев левого стекла кабины пилота	ТСБП-17	1	—	14,6
Электрообогрев переднего стекла кабины пилота	ТСБП-17	1	—	16,8
Автомат обогрева стекол	АОС-81М	1	3	—
Радиооборудование				
Связная радиостанция	Р-842	1	300	
Командная радиостанция	«Перо-У»	1	85	—
Радиокомпас	АРК-9	1	—	2
СПУ	СПУ-7	1	25	—
Другие типы радиооборудования	Компл	1	500	—
Электрические приборы				
Авиагоризонт	АГК-47Б	1	—	0,4
Гирополукомпас	ГПК-48	1	—	0,27
Трехстрелочный индикатор	ЭМИ-3К	1	—	0,3
Указатель положения закрылков	УЗП-47	1	5	—
Указатель положения створок маслорадиатора	УЗП-48	1	5	—
Термометр наружного воздуха	ТУЭ-48	1	—	0,6
Термометр карбюратора	ТУЭ-48	1	—	0,6
Бензиномер	СБЭС-1447	1	—	0,6
Освещение приборов и кабин				
Лампа подсвета компаса	СМ-30	1		0,17
» освещения планшета	СМ-30	2	—	0,17
» плафона кабины	СМ-15	1	10	—
» освещения за приборной доской	СМ-16	1	10	—
Лампа плафона под полом кабины пилота	СМ-15	1	10	—
Лампа УФО освещения приборной доски	УФО-4А	6	—	0,35
Лампа УФО освещения левого пульта	УФО-4А	1	—	0,35
Лампа плафона грузовой кабины	СМ-15	2	10	—
Лампа плафона хвостового отсека	СМ-15	1	10	—
Лампа освещения передатчика связной радиостанции	СМ-30	1	—	0,17

Лампа освещения бортового визира	СМ-30	2	—	0,17
Сигнальные устройства и посадочные фары				
Лампа бортового АНО	СМ-22	2	24	
» хвостового АНО	СМ-15	1	10	—
» рулевой фары	СМ-21	1	70	—
» посадочной фары	—	2	220	—
» строевого огня	СМ-30	10	—	0,17
» сигнализации нейтрального положения триммеров	СМ-39	3	2	—
Лампа сигнализации критического остатка бензина	СМ-39	1	2	—
Лампа сигнализации закрытого положения двери	СМ-39	1	2	
Лампа сигнализации о пожаре	СМ-39	1	2	
Лампа сигнализации работы электромагнитного крана 772А	СМ-39	1	2	—
Лампа сигнализации включения электромагнитного переключателя 694700/М	СМ-39	1	2	
Лампа плафона сигнализации о выбрасывании груза	СМ-15	3	10	—
Сирена	С-1	1	—	0,85

Приложение 2.

Принципиальная упрощенная схема подключения источников постоянного тока к бортовой сети



П1— переключатель «Борт—Аэродром»; Ак— аккумуляторная батарея; К1— контактор подключения аккумуляторной батареи; К2— контактор подключения аэродромного питания; К3— контактор сигнальной лампы «Отказ генератора»; ШРАП-500—

штепсельный разъем подключения аэродромного питания к бортовой сети самолета; Г— генератор ГСН-3000; ОВ— обмотка возбуждения генератора; ДМР-400Д— дифференциально-минимальное реле; Р-25А— угольный регулятор напряжения; В1— выключатель генератора; ВА— вольтамперметр ВА-3; А— амперметр А1; Ш1, Ш2— шунты; Л1— сигнальная лампа подключения аэродромного питания; Л2— сигнальная лампа «Отказ генератора»; УС— угольное сопротивление регулятора напряжения; ВС— выносное сопротивление регулятора напряжения

Глава 10. Приборное оборудование самолета Ан-2.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ПРИБОРНОМ ОБОРУДОВАНИИ САМОЛЕТА Ан-2

Приборное оборудование на самолете Ан-2 предназначено для осуществления контроля за работой силовой установки и за режимами полета самолета. Комплекс приборов, установленных на самолете, дает возможность выполнять безопасный полет в любое время года и суток, а также в сложных метеорологических условиях.

Авиационные приборы в зависимости от их назначения подразделяются на следующие: приборы, контролирующие работу силовой установки; пилотажно-навигационные приборы; вспомогательные приборы. В зависимости от принципа работы приборы подразделяются на электрические, манометрические, радиоэлектронные и гироскопические.

Принцип работы 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, расположенный в кабине пилотов на приборной доске. Указатель измеряет ток, а градуировка шкалы производится на измеряемую неэлектрическую величину. Электрические приборы применяются преимущественно для контроля за работой силовой установки самолета. Электрические приборы характеризуются высокой точностью показаний, малым габаритом указателей, отсутствием запаздывания в показаниях и надежностью.

Принцип работы манометрических приборов основан на измерении величины давления воздуха. Чувствительными элементами таких приборов являются мембраны, анероидные коробки, мембранные коробки. Манометрические приборы позволяют измерить высоту, скорость полета и применяются, в основном, как пилотажно-навигационные.

Работа радиоэлектронных приборов связана с генерацией, излучением, приемом и преобразованием электромагнитных волн радиодиапазона. Радиоэлектронные приборы, как правило, относятся к пилотажно-навигационным. Такими приборами являются: радиовысотомер РВ-2, автоматический радиокompас АРК-9, и др.

Работа гироскопических приборов основана на свойстве гироскопа сохранять положение оси его вращения в пространстве. Гироскопические приборы, как правило, являются пилотажно-навигационными. Основное назначение таких приборов — измерение углов пространственного положения самолета, курса самолета. Такими приборами являются: авиагоризонт АГК-47Б, гироскопический компас ГИК-1, электрический гироскопический компас ГПК-48 и др.

В данном пособии подробно будут рассмотрены только электрические и манометрические приборы.

2. ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Трехстрелочный электрический моторный индикатор ЭМИ-3К предназначен для дистанционного контроля величины давления топлива, давления и температуры масла. Три стрелки на циферблате показывают измеряемые величины.

Прибор ЭМИ-3К (рис. 10.1) состоит из электрического дистанционного указателя (УКЗ-1) 3, приемника давления топлива (П-1Б) 4, приемника давления масла (П-15Б) 1 и приемника температуры масла (П-1) 2.

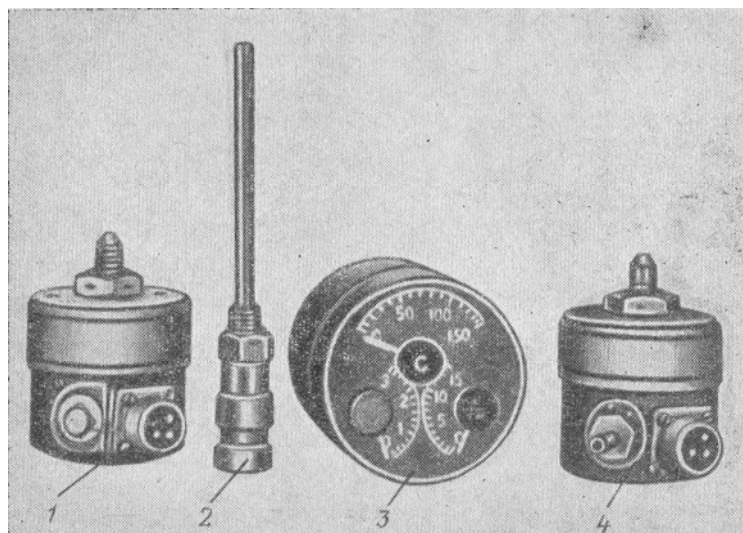


Рис. 10.1. Прибор ЭМИ-ЗК:

1— приемник давления масла П-15Б; 2— приемник температуры масла П-1; 3— дистанционный указатель УКЗ-1; 4— приемник давления топлива П-1Б;

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 кгс/см², давление масла от 0 до 15 кгс/см² и температуру масла от 0 до 150° С.

Манометр давления топлива (рис.10.2). 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 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 «С» 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.

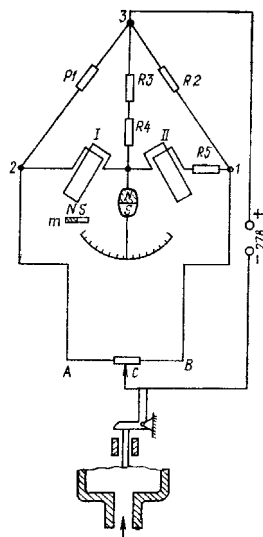


Рис.10.2 Измерительная схема манометра топлива

Постоянный магнит устанавливается по результирующей магнитного поля рамок, которая определяется соотношением магнитных полей рамок и, 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 выключения стрелка прибора возвращается в исходное положение дополнительным магнитиком.

Манометр давления масла имеет схему, подобную манометру давления топлива, и отличается от него иным присоединением проводников от потенциометра «АВ» и положением возвращающего магнитика, а также более упругой гофрированной мембраной.

Термометр масла (рис.10.3). Принцип работы термометра масла основан на свойстве теплочувствительного элемента приемника (никелевой проволоки) изменять свое электрическое сопротивление с изменением температуры. Причем каждой температуре 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 «А» и «С» будут одинаковы, а потенциал точки «В» будет больше, чем в точке «А», 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 .

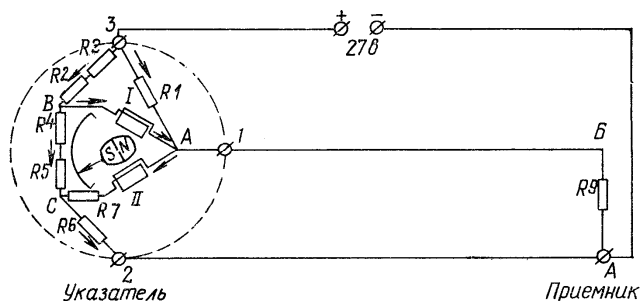


Рис. 10.3. Измерительная схема термометра масла

При увеличении температуры приемника сопротивление его увеличится, что приведет к увеличению потенциала точки «А», и при температуре $+75^{\circ}\text{C}$ разность потенциалов между точками «В»—«А» и между «А»—«С» будет одинакова. При этом ток потечет от точки «В» к «А» и от «А» к «С» и токи в рамках будут одинаковы. Постоянный магнит со стрелкой займет среднее положение (между рамками), стрелка на шкале покажет $+75^{\circ}\text{C}$.

При дальнейшем повышении температуры приемника потенциал точки «А» будет приближаться к потенциалу точки «В» и все более превышать потенциал «С». Это приведет к увеличению тока в рамке I и уменьшению тока в рамке II. 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 магнетиком. Сопротивления R_2 и R_4 из меди служат для устранения температурных ошибок рамок логометра.

Указатель УКЗ-1 (рис.10.1 поз.3) имеет три штепсельных разъема для присоединения электропроводки от датчиков. Эти разъемы окрашены в разные цвета. При снятии указателя или отсоединения штепсельных разъемов необходимо помнить, что последующее присоединение разъемов следует производить, ориентируясь по их расцветке.

При выключенном питании стрелки прибора занимают положение ниже нулевого значения шкалы. При неработающем двигателе и включенном питании прибора стрелки манометров устанавливаются на нуле, а стрелка термометра показывает температуру окружающей среды.

Суммирующий электрический топливомер СБЭС-1447 предназначен для измерения количества топлива в баках. При помощи этого топливомера можно замерить количество топлива в каждой группе баков в отдельности и сумму топлива в обеих группах. Топливомер также снабжен красными сигнальными лампами, каждая из которых загорается, если в группе осталось 55 л топлива.

Работа суммирующего электрического топливомера основана на преобразовании неэлектрической величины уровня топлива в баках в электрическую, которая замеряется при помощи логометрического указателя.

Топливомер состоит из датчика и указателя, соединенных дистанционной связью (рис.10.4). Датчик состоит из поплавка, который через системы рычагов и гофрированную коробочку связан с ползуном потенциометра. Гофрированная коробочка датчика предотвращает попадание паров топлива в камеру потенциометра. При выработке топлива в баке 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 топлива в баках.

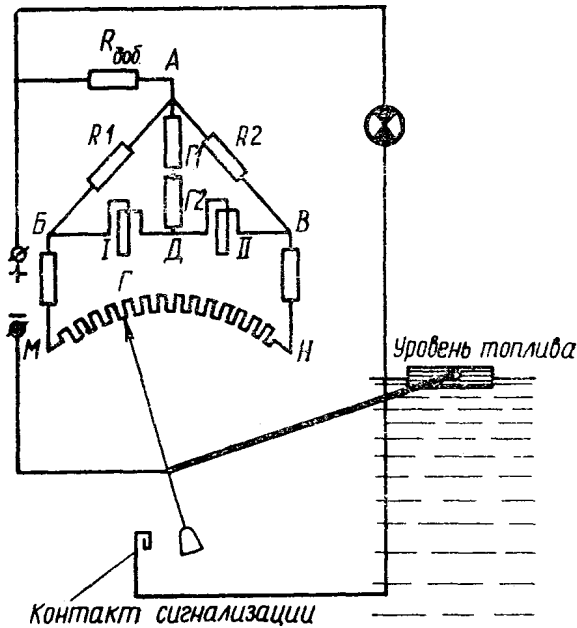


Рис. 10.4. Принципиальная электрическая схема топливомера

На самолете Ан-2 датчики топливомера установлены в каждом топливном баке в специальных горловинах под углом 85° и 87° к осям бака (рис. 10.5) 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 топлива в группе топливных баков (рис. 10.6).

Сопротивление потенциометров датчиков каждой группы подобраны так, что изменение их величины по мере движения ползунков соответствует количеству топлива в группе. При помощи переключателя подключаются датчики каждой группы топливных баков в отдельности («Левая группа», «Правая группа») или же датчики обеих групп («Сумма»).

Указатель имеет двойную шкалу: верхняя шкала служит для отсчета суммарного количества топлива, а нижняя — для определения количества топлива в каждой группе.

Погрешности показания указателя не должны превышать $\pm 5\%$ по индивидуальной шкале и $\pm 7\%$ по суммарной шкале от номинального значения шкалы

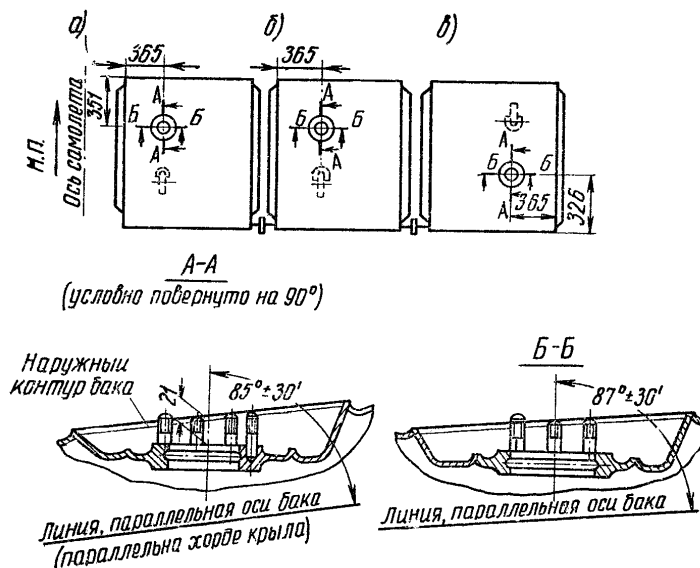


Рис. 10.5. Установка фланцев на топливных баках под датчики топливомера СБЭС-1447:

а — корневой бак; б — центральный бак; в — консольный бак
(Вид сверху на правую группу топливных баков. Для левой группы — отраженный вид)

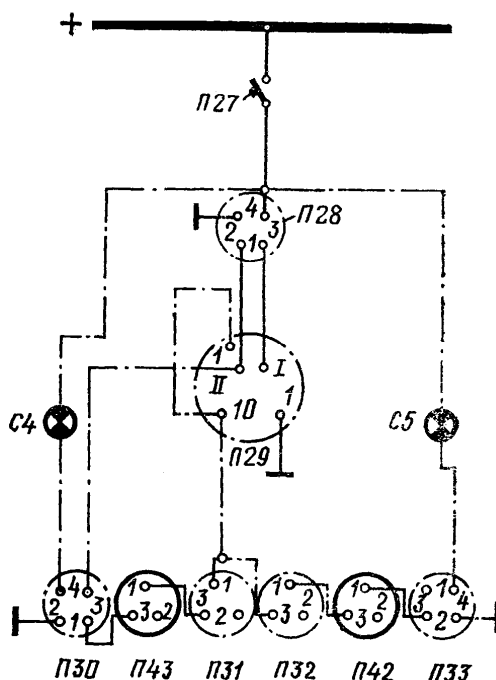


Рис. 10.6. Электрическая схема соединения датчиков топливомера СБЭС-1447 с указателем: С5 — лампа сигнализации остатка топлива в правых баках; П33 — правый корневой датчик топливомера; П42 — правый центральный датчик топливомера; П32 — правый консольный датчик топливомера; П31 — левый консольный датчик топливомера; П43 — левый центральный датчик топливомера; П30 — левый корневой датчик топливомера; С4 — лампа сигнализации остатка топлива в левых баках; П29 — переключатель топливомера; П28 — указатель топливомера; П27 — АЗС-5 топливомера.

(Штрихпунктирными линиями указана неизменяемая часть схемы при замене топливомера.)

Унифицированный электрический термометр ТУЭ-48 предназначен для дистанционного измерения температуры воздуха. Термометр может измерять температуру от -70 до $+150^{\circ}\text{C}$. На самолете Ан-2 установлено два термометра ТУЭ-48: один для измерения температуры воздуха на входе в карбюратор, второй для измерения температуры наружного воздуха.

Принцип действия термометра 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 служит 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 устанавливается по равнодействующей электромагнитного поля рамок. Стрелка на шкале показывает измеряемую температуру (рис.10.7).



Рис.10.7. Указатель термометра ТУЭ-48

Датчик температуры наружного воздуха установлен на кронштейне левой стойки бипланной коробки, датчик температуры воздуха в переходнике карбюратора.

Допустимые погрешности прибора в диапазоне от -40 до $+130^{\circ}\text{C}$ составляют от ± 5 до $\pm 8^{\circ}\text{C}$. Погрешность от приемника — не более 2°C .

Термоэлектрический термометр головок цилиндров 2ТЦТ-47 служит для измерения температуры головок цилиндров. 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.

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 головок цилиндров 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 одними концами припаивается к медной шайбе, подкладываемой под заднюю свечу цилиндра, а свободные холодные концы присоединяются к компенсационным проводам, которые, в свою очередь, присоединяются к штепсельной розетке указателя.

Указателем является вибрационно-устойчивый 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 и стрелка по шкале показывает 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 силового сопротивления, которое присоединяется к одному концу рамки. Ко 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 уменьшается, и наоборот. Поэтому с изменением температуры в указателе общее сопротивление цепи останется без изменения. Следовательно, показания прибора будут зависеть только от величины э.д.с.

На самолете устанавливаются две термопары, медные шайбы которых подкладываются под свечи 1-го и 9-го цилиндров. Указатели со своими шкалами и стрелками смонтированы в одном корпусе (рис.10.8).

Допустимые погрешности прибора при температуре окружающего воздуха $+20^{\circ}\text{C}$ не более $\pm 8^{\circ}\text{C}$.



Рис. 10.8. Указатель сдвоенного термометра 2ТЦТ-47 температуры 1-го и 9-го цилиндров

Электрический тахометр ТЭ-45 служит для измерения количества оборотов коленчатого вала двигателя при его работе. Он состоит из датчика и указателя и дает возможность измерять обороты от 0 до 3500 в минуту.

Указатель (рис.10.9) представляет собой синхронный электродвигатель с магнито-тахометрической частью. Датчиком является генератор трехфазного переменного тока. 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 электродвигателя 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 вращающийся момент, пропорциональный числу оборотов магнита и, следовательно, коленчатого вала двигателя. Этот вращающийся 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.



Рис.10.9. Указатель тахометра ТЭ-45

Большая стрелка через четыре шестерни (с передаточным числом 1:10) связана с малой стрелкой. Допустимые погрешности при оборотах 600—3000 в минуту и температуре $\pm 20^{\circ}\text{C}$ составляют ± 35 об/мин; при температуре $+50$ и -60°C составляют ± 70 об/мин.

Мановакуумметр МВ-16 (рис. 10.10) служит для измерения абсолютного давления наддува воздуха во всасывающем трубопроводе двигателя за нагнетателем. Мановакуумметр относится к манометрическим приборам. Прибор работает по принципу металлического барометра с анероидной коробкой.

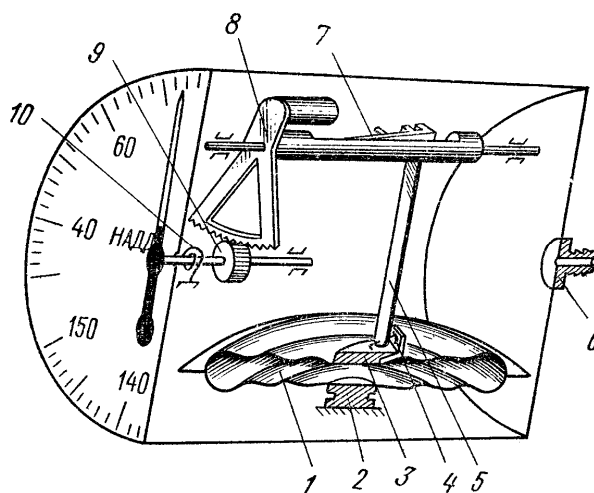


Рис. 10.10. Мановакуумметр МВ-16:

1— анероидная коробка; 2— нижний центр; 3— верхний центр; 4— биметаллический валик; 5— тяга; 6— штуцер; 7— биметаллическая пластинка; 8— зубчатый сектор; 9— трибка; 10— волосок

Чувствительным элементом является анероидная коробка, помещенная в герметический корпус, связанный трубкой со всасывающим трубопроводом двигателя. При изменении давления, создаваемого нагнетателем двигателя, анероидная коробка сжимается или разжимается. Эта деформация коробки через передающий механизм передается на стрелку, которая по шкале покажет давление наддува в миллиметрах ртутного столба. При неработающем двигателе давление во всасывающем трубопроводе равно атмосферному, поэтому и мановакуумметр должен показать наружное атмосферное давление.

Деления на шкале нанесены через 20 мм рт. ст., а цифры, указывающие величину давления, — в сантиметрах ртутного столба. Диапазон измерения от 300 до 1600 мм рт. ст.

3. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

Высотомер ВД-10 предназначен для определения высоты полета. Различают следующие высоты (рис 10.11): истинная ($H_{ист}$) — высота полета над данной местностью; абсолютная ($H_{абс}$) — высота полета над уровнем моря; относительная ($H_{отн}$) — высота полета над пунктом взлета или пунктом посадки.

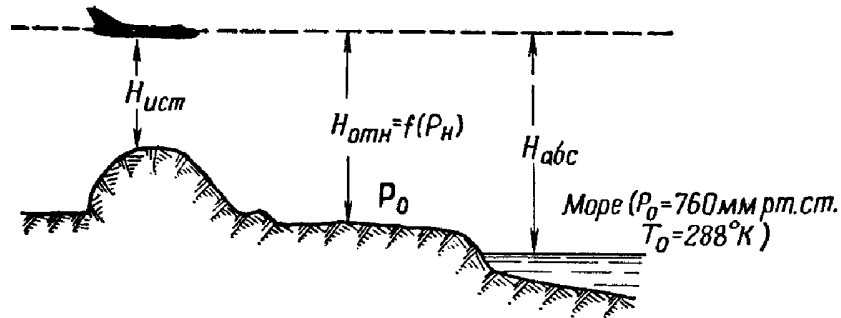


Рис. 10.11. Высота полета самолета:

$H_{ист}$ — истинная высота; $H_{отн}$ — относительная высота; $H_{абс}$ — абсолютная высота

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 (рис.10.12), упругим элементом которого является блок анероидных коробок (поз.1,2), помещенных в герметическом корпусе, внутрь которого поступает атмосферное давление.

Анероидные коробки через передающий механизм связаны с двумя стрелками (большой 14 и малой 16), помещенными на лицевой части прибора. Работа высотомера заключается в том, что с поднятием на высоту давление окружающей среды уменьшается и анероидные коробки расширяются. Перемещение центра коробок через передаточный механизм передается на стрелки, которые, поворачиваясь, показывают на шкале высоту. Шкала высот 15 проградуирована 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, а для малой — тысячам.

Анероидные коробки и передающий механизм со стрелками можно перемещать при помощи кремальеры 18, переводя при этом стрелки высотомера. Одновременно при вращении кремальеры вращается шкала барометрического давления 17 и два индекса (поз.12,13).

Стрелки высотомера, шкала барометрического давления и индексы связаны между собой кинематически. При этом, если на барометрической шкале установить 760 мм. рт. ст, то стрелки будут показывать абсолютную высоту а индексы будут в положении «0». Если на барометрической шкале установить величину атмосферного давления аэродрома, то стрелки будут показывать $H_{отн}$ — высоту относительно аэродрома, а индексы по шкале 15 будут показывать высоту аэродрома над уровнем моря.

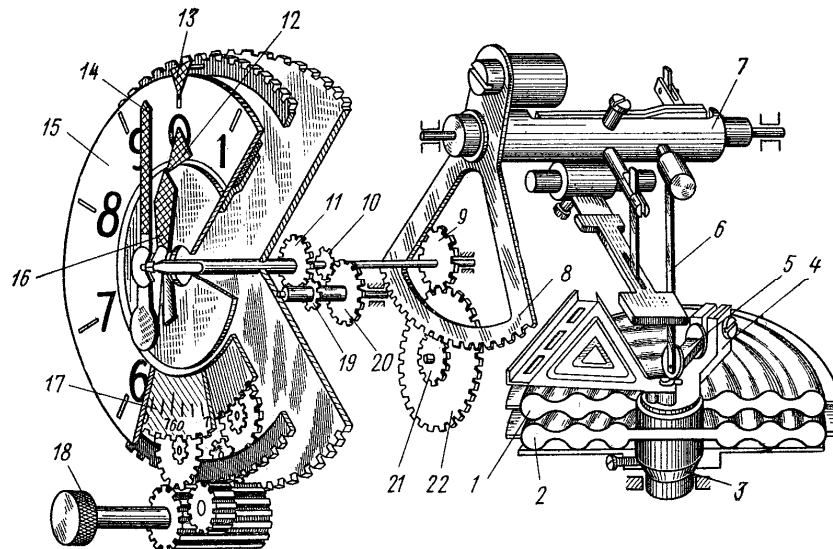


Рис. 10.12. Высотомер ВД-10:

1, 2— анероидные коробки; 3— нижний центр; 4— верхний центр; 5— биметаллический компенсатор; 6— тяга; 7— ось сектора; 8— зубчатый сектор; 9,10,19,20,21,22 — шестерни; 11— шестерня малой стрелки; 12,13— индексы; 14— большая стрелка; 15— шкала; 16— малая стрелка; 17— шкала барометрического давления; 18— кремальера

Оцифровка шкалы барометрического давления от 670 до 790 мм рт. ст. через 10 мм рт. ст., цена деления 1 мм рт. ст.

Для повышения безопасности полетов существуют единые правила пользования высотомерами:

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 при 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 подлете 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 как будет дано разрешение на снижение, второй высотомер также устанавливается на эту высоту.

Указатель скорости УС-450 (рис. 10.13) служит для определения скорости движения самолета относительно воздуха. Он работает на принципе измерения скоростного напора (динамического давления

воздуха), который равен $\frac{\rho V^2}{2}$.

Где: ρ — плотность воздуха;

V — скорость полета самолета.

Указатель скорости состоит: из приемника воздушного давления (ПВД) 1, измерителя 4 и соединительных трубопроводов: полного 2 и статического (атмосферного) 3 давлений. Приемник воздушного давления имеет две камеры: переднюю и боковую. Передняя камера воспринимает полное давление (статическое и динамическое), боковая камера воспринимает только статическое давление. Приемник воздушного давления крепится на левой стойке между верхним и нижним крылом самолета так, чтобы встречный поток воздуха не искажался действием воздушного винта и завихрениями от деталей самолета.

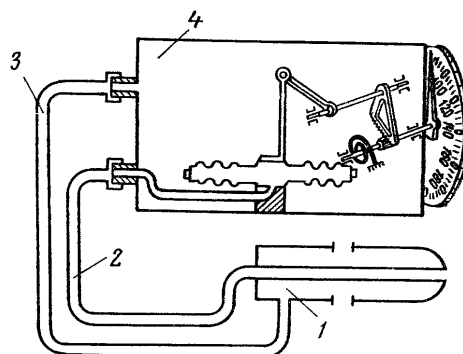


Рис. 10.13. Указатель скорости УС-450:

1 — приемник воздушного давления (ПВД); 2 — трубопровод полного давления; 3 — трубопровод статического давления; 4 — измеритель

Приемник воздушного давления при помощи трубопроводов полного и статического давлений соединен с измерителем. Измеритель представляет собой чувствительный манометр, мембранная коробка которого соединена с трубопроводом полного давления, а герметический корпус — с трубопроводом статического давления. Мембранная коробка через передающий механизм соединена со стрелками. При увеличении воздушной скорости возрастает динамическое давление, воспринимаемое мембранной коробкой, которая, расширяясь, через передающий механизм повернет стрелки. Стрелки на шкале покажут воздушную скорость. Деформация мембранной коробки будет происходить только лишь за счет динамического давления, так как давление — статическое — внутри герметического корпуса и внутри мембранной коробки взаимно уравновесится.

Деформация мембранной коробки, а значит и показания прибора, будут определяться величиной скоростного напора воздуха. То есть указатель скорости измеряет динамическое давление, которое зависит не только от скорости самолета, но и плотности воздуха. 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 показания прибора будут отличаться от истинных. С поднятием на высоту плотность воздуха уменьшается, динамическое давление уменьшается и прибор будет показывать заниженную величину скорости. Учитывается эта ошибка при помощи навигационной линейки.

Допустимые погрешности при нормальной температуре на всех давлениях шкалы не более ± 6 км/ч. На последних выпусках самолета устанавливается сигнализация электрообогрева ПВД.

Вариометр ВД-10 (рис. 10.14) служит для определения вертикальной скорости подъема и снижения самолета. Принцип работы вариометра основан на измерении разности давлений воздуха наружного атмосферного на данной высоте и внутри сосуда, связанного с наружным атмосферным воздухом при помощи капилляра. Эта разность давлений возникает при вертикальном перемещении сосуда, и величина ее зависит от скорости вертикального перемещения.

Вариометр состоит из гофрированной коробки, связанной трубкой большого диаметра с окружающей атмосферой. Коробка заключена в герметический корпус, связанный с окружающей средой при помощи капилляра. Через передающий механизм коробка связана со стрелкой.

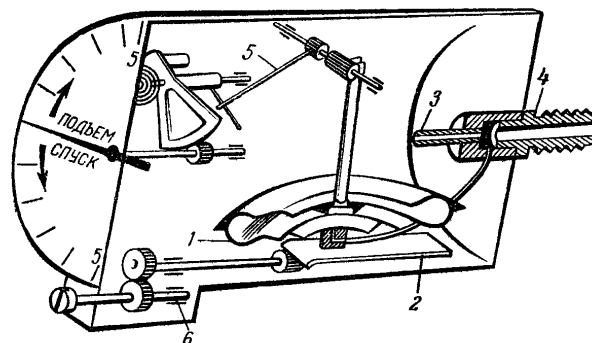


Рис. 10.14. Вариометр ВР-10:

1— манометрическая коробка; 2— пружина; 3— капиллярная трубка; 4— штуцер;
5— передающий механизм; 6— юстировочное устройство

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 коробки, в которой давление всегда равно давлению окружающей среды. Под давлением этой разности коробка будет сжиматься и через передающий механизм передвигать стрелку вверх от нуля, показывая величину вертикальной скорости подъема в метрах в секунду, так как разность давлений в корпусе и коробке и, следовательно, величина сжатия коробки зависят от скорости вертикального перемещения.

При снижении самолета атмосферное давление внутри гофрированной коробки увеличивается, а внутри корпуса отстает на величину, пропорциональную скорости снижения. Под действием разности давлений гофрированная коробка расширяется и через передающий механизм передвигает стрелку вниз от нуля, показывая вертикальную скорость снижения в метрах в секунду.

Для того чтобы поставить стрелку на 0 при отсутствии вертикальных скоростей перемещения самолета, имеется специальный юстировочный винт, который необходимо вывернуть, потянуть на себя и, повернув, подвести стрелку на 0. Это производится при стоянке самолета на земле.

Погрешность прибора при нормальной температуре не должна превышать на отметках от 1 до 10 м/сек величины +1 м/сек.

Схема соединения пилотажно-навигационных приборов

Как было рассмотрено выше, ко всем манометрическим пилотажно-навигационным приборам необходимо подавать атмосферное (статическое) давление, кроме того, к УС-450 подводится также полное давление. Причем давление необходимо подавать к приборам, расположенным на правой и левой панелях приборной доски. На самолете Ан-2 ко всем пилотажно-навигационным приборам давление подается от ПВД. Схема соединения высотомеров ВД-10, указателей скорости УС-450 и вариометров ВР-10 с приемником воздушного давления ПВД-6М показана на рис. 10.15.

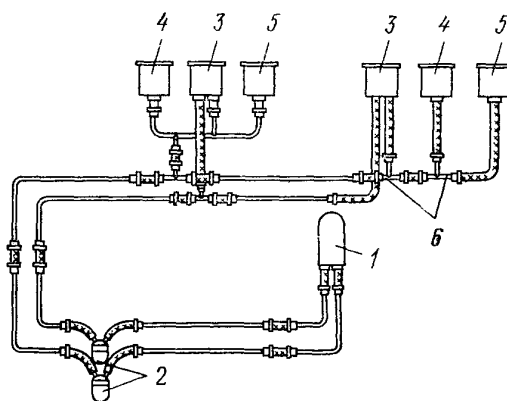


Рис. 10.15. Принципиальная схема системы ПВД:

1— приемник воздушных давлений ПВД-6М; 2— отстойник конденсата; 3— указатель скорости УС-450; 4— высотомер ВД-10; 5— вариометр ВР-10; 6— тройник

4. РАЗМЕЩЕНИЕ ПРИБОРНОГО ОБОРУДОВАНИЯ В КАБИНЕ ПИЛОТОВ

Все указатели рассмотренных приборов и другое оборудование, которым необходимо пользоваться в полете размещены в кабине пилотов. Места размещения: приборная доска, левый пульт, центральный пульт и борта кабины.

Приборная доска (рис. 10.16) состоит из основной панели 5, правой 6 и левой 3 съемных панелей и откидного центрального щитка 4.

Основная панель является конструктивной базой для крепления других частей приборной доски. Основная панель крепится к каркасу фюзеляжа и к центральному пульту. Крепление осуществляется винтами с анкерными гайками, в местах крепления установлены амортизаторы. На основной панели расположены (рис.10.17) автомат защиты сети АЗС-20 системы запуска, переключатель магнето ПМ-1 19, кнопка ПН-45 (ПНГ-15) стартера (или переключатель) 22, рукоятка ручного сцепления храповика стартера 21, АЗС-5 обогрева часов АЧС-1 47.

На левой панели расположены: указатель скорости УС-450 13, авиагоризонт АГК-47Б 14, гироскопический компас ГПК-48 17, амперметр генератора А-1 23 с сигнальной лампой, высотомер ВД-10 11, вариометр ВР-10 10, указатель гироскопического индукционного компаса УГР-1 12, тахометр ТЭ-45 15, трехстрелочный индикатор ЭМИ-ЗК 1 указатель радиовысотомера РВ-УМ 8, топливометр СБЭС-1447 6, термометр карбюратора ТУЭ-48 5, мановакууметр МВ-16 3, термометр 2ТЦТ-47 цилиндров 2, лампа сигнализации маркерного радиоприемного устройства МРП-48 4, кнопка 20 и лампы 16,18 сигнализации противопожарного оборудования, кнопка быстрого согласования компаса ГИК-1 9.

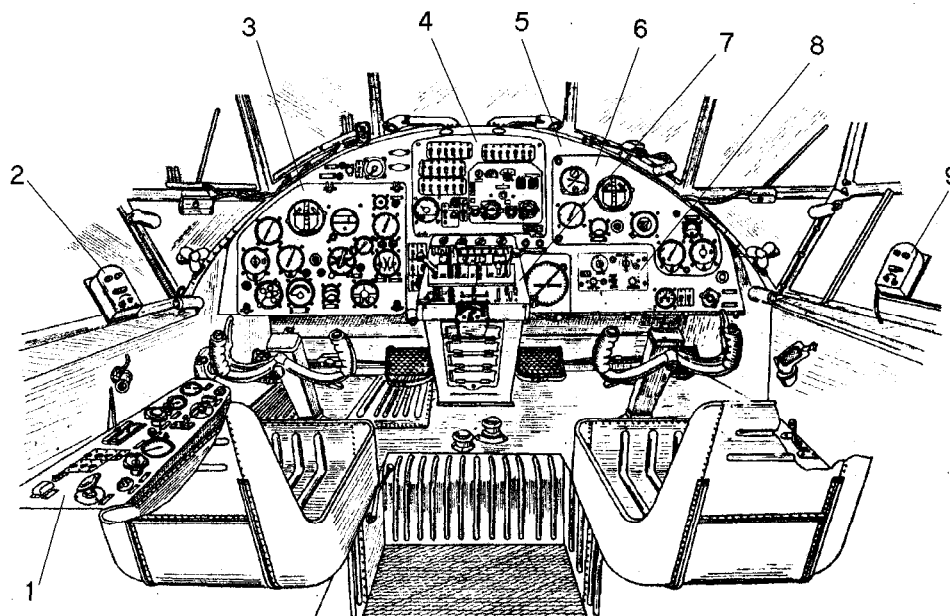


Рис 10.16. Кабина самолета Ан-2:

1— левый пульт; 2,9— абонентский аппарат СПУ-6; 3— левая панель приборной доски; 4— центральный щиток приборной доски; 5— основная панель приборной доски; 6— правая панель приборной доски; 7— центральный пульт; 8— пульт управления радиоприемником УС-9ДМ

Левая панель крепится к основной четырьмя пружинными амортизаторами. Для удобства подхода к тыльной стороне приборной доски левая панель сделана откидной и в откинутом положении удерживается ремешком.

На правой панели установлены часы АЧС-1 38, авиагоризонт АГК-47Б 40, указатель скорости УС-450 39, термометр наружного воздуха ТУЭ-48 41, указатель гироскопического индукционного компаса УК-3 43, вольтметр ЭВ-46 44, вариометр ВР-10 45, высотомер ВД-10 46, кнопка быстрого согласования компаса 42. Правая панель крепится к основной четырьмя пружинными амортизаторами.

Под правой панелью к основной панели крепится пульт управления радиоприемником УС-9ДМ 48 и указатель радиокompаса АРК-9 49

На центральном щитке расположены: автоматы защиты сети, щиток управления радиокompасом АРК-5 (АРК-9) 37, вольтамперметр ВА-3 бортовой сети 63, переключатель ПО-500 55, лампа сигнализации резервного ПО-500 53. Центральный щиток крепится к основной панели при помощи двух шарниров и удерживается двумя пружинными замками. В отклоненном положении щиток фиксируется специальным ремешком.

При отклонении центрального щитка за приборной доской загорается лампа для освещения тыльной части приборной доски.

Кроме приборной доски в кабине экипажа расположены левый и центральный пульта.

Левый пульт (рис. 10.18) расположен горизонтально у левого борта кабины пилотов и крепится к каркасу фюзеляжа. На панели левого пульта установлены АЗС-5 разжижения масла 1, АЗС обогрева стекол 2, 12, 14 и стеклоочистителей 3, выключатели В-45 стеклоочистителей 9, 10, манометр воздуха на 80 кгс/см² 11, манометр воздуха на 12 кгс/см² 5, манометр воздуха в цилиндре управления сельскохозяйственной аппаратурой 4, переключатель топливомера 6, АЗС топливного насоса 7, рукоятка четырехходового крана топливной системы 8, кран зарядки воздушной системы 13, реостат пульта РУФО-48 15, заливной шприц 16.

Центральный пульт (рис. 10.19). На панели центрального пульта расположены: кнопка уборки закрылков; нажимные переключатели триммеров руля высоты, руля поворота, элеронов; лампы сигнализации нейтрального положения триммеров; нажимной 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 обогревом карбюратора; сектор останова двигателя; кнопка сирены, лампа сигнализации дверей; сектор управления фильтром всасывающего патрубка; выключатели и автоматы защиты сети; реостаты ламп УФО; пульт управления командной радиостанцией, указатель положения закрылков УЗП-47 и указатель положения створок маслорадиатора УПЗ-48.

Центральный пульт крепится болтами к шпангоуту № 1 и к полу кабины пилотов.

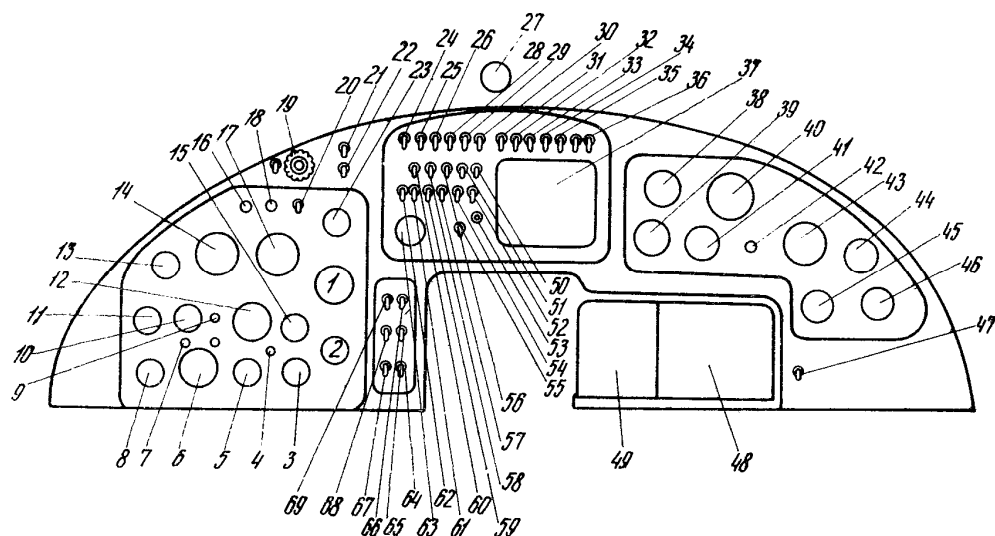


Рис. 10.17. Приборная доска

1— трехстрелочный индикатор ЭМИ-3К; 2— термометр цилиндров 2ТЦТ-47; 3— мановакуумметр МВ-16; 4— лампа сигнализации МРП-48; 5— термометр карбюратора ТУЭ-48; 6— топливомер СБЭС-1447; 7— сигнализация остатка топлива в левом крыле; 8— указатель радиовысотмера РВ-УМ; 9, 42— кнопки быстрого согласования ГИК-1; 10— вариометр ВР-10; 11— высотомер ВД-10; 12— указатель гироиндукционного компаса УГР-1; 13— указатель скорости УС-450 (УС-35У); 14— авиагоризонт АГК-47Б; 15— тахометр ТЭ-45; 16— контроль сигнала пожара; 17— гирополукомпас ГПК-48; 18— лампа сигнализации пожара; 19— переключатель магнето ПМ-1; 20— кнопка включения огнетушителя; 21— ручное включение стартера; 22— кнопка стартера ПН-45 (ПНГ-15) (переключатель); 23— амперметр А-1; 24— АЗС-15 верхних закрылков; 25— АЗС-5 управления закрылками; 26— АЗС-15 нижних закрылков; 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 радиовысотмера РВ-2; 35— АЗС-5 радиокомпаса АРК-5; 36— выключатель В-45 МРП-48; 37— щиток АРК-5; 38— часы АЧС-1; 39— указатель скорости УС-450 (УС-35У); 40— авиагоризонт АГК-47Б; 41— термометр ТУЭ-48 наружного воздуха; 43— указатель гироиндукционного компаса УК-3; 44— вольтметр ЭВ-46; 45— вариометр ВР-10; 46— высотомер ВД-10; 47— АЗС-5 обогрева АЧС-1; 48— пульт управления УС-9ДМ; 49— указатель радиокомпаса АРК-9; 50— АЗС-5 подсвета 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-5 нижних строевых огней; 65— АЗС-5 рулежной фары; 66— АЗС-15 правой фары; 67— АЗС-5 верхних строевых огней; 68— АЗС-5 АНО; 69— АЗС-15 левой фары

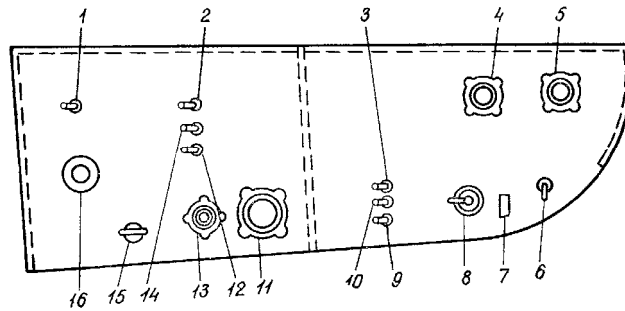


Рис. 10.18. Левый пульт:

1— АЗС-15 разжижения масла; 2— АЗС-5 обогрева стекол; 3— АЗС-10 стеклоочистителей; 4— манометр воздуха в цилиндрах сельхозоборудования; 5— двухстрелочный манометр тормозов на 12 кгс/см^2 ; 6— переключатель 2ППН-45 топливомера; 7— АЗС-15 топливного насоса БПК-4; 8— рукоятка четырехходового топливного крана; 9 и 10— В-45— выключатель левого и правого стеклоочистителей; 11— манометр воздуха на 80 кгс/см^2 ; 12— АЗС-20 обогрева среднего стекла; 13— кран зарядки воздушной системы; 14— АЗС-25 обогрева бокового стекла; 15— реостат пульта РУФО-48; 16— заливной шприц

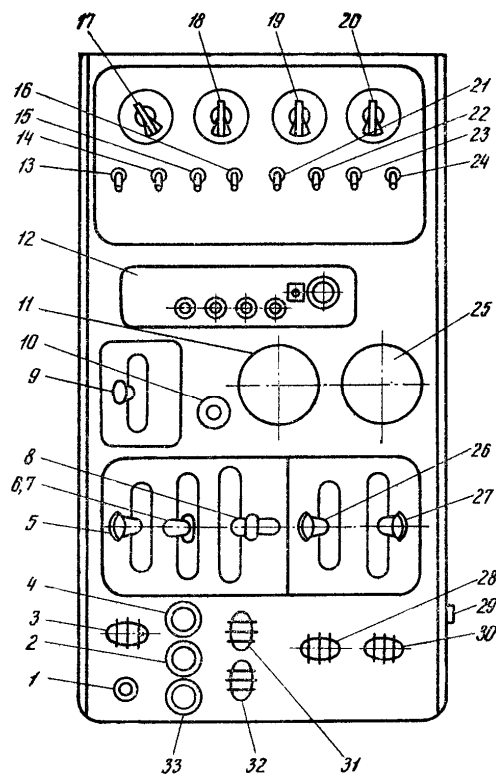


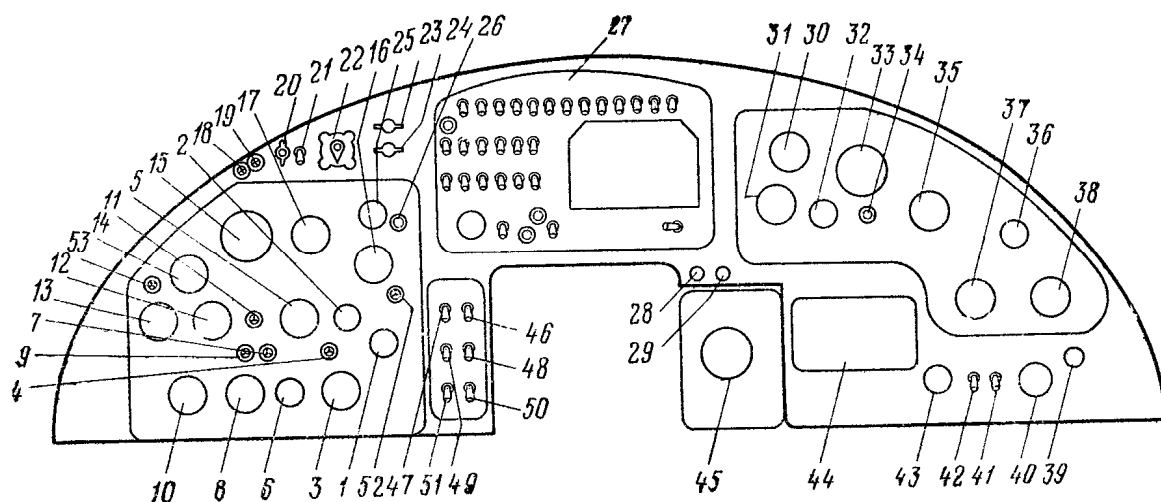
Рис. 10.19. Центральный пульт

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 радиостанцией; 13— выключатель В-45 генератора; 14— выключатель В-45 аккумулятора; 15— АЗС-5 АГК-47Б и ГПК-48; 16— выключатель В-45 ГИК-1 и АГК-47Б; 17— реостат левой лампы УФО; 18— реостат центральной передней лампы УФО; 19— реостат центральной задней лампы УФО; 20— реостат правой лампы УФО; 21— АЗС-5 топливомера; 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 двигателя; 28— переключатель створок маслорадиатора; 29— кнопки сигнализации для десанта (3 шт.); 30— переключатель створок капота; 31— переключатель триммера РН; 32— переключатель триммера элерона; 33— сигнализатор триммера элерона

Приложение.

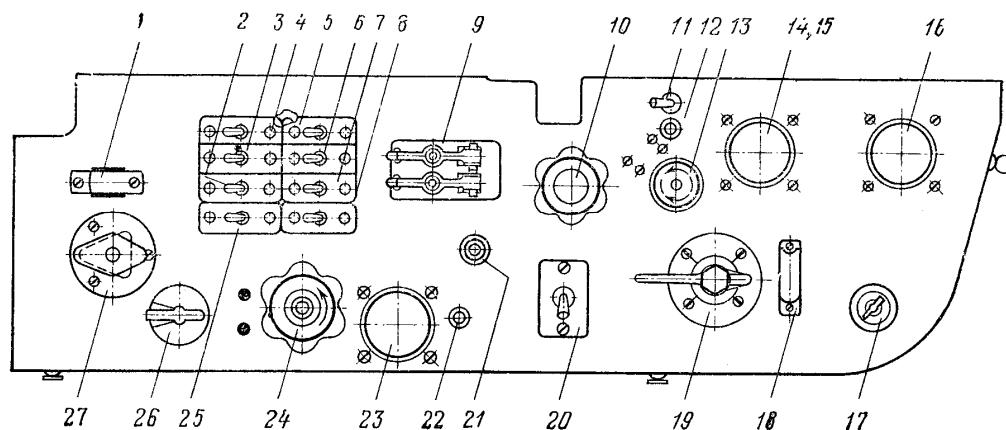
Оборудование кабины пилотов для самолетов, изготовленных в Польше.

Приборная доска



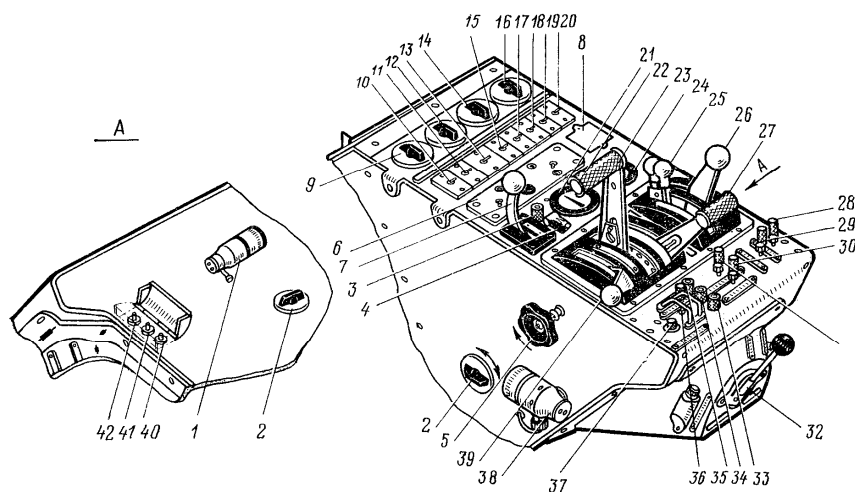
- 1— указатель термометра головок цилиндров 2ТЦТ-47; 2— указатель тахометра ТЭ-45 (ОБ-930); 3— указатель УКЗ-1 трехстрелочного индикатора ЭМИ-3К; 4— лампочка радиомаркера; 5— указатель УГР-1 компаса ГИК-1; 6— термометр карбюратора ТУЭ-48; 7— лампа критического остатка топлива правой группы; 8— указатель топливомера СБЭС-1447; 9— лампа критического остатка топлива левой группы; 10— указатель УВ-57 радиовысотомера РВ-УМ; 11— кнопка согласования компаса ГИК-1; 12— вариометр ВР-10У; 13— высотомер ВД-10; 14— указатель скорости УС35У; 15— авиагоризонт АГК-47Б; 16— мановакуумметр МВ-16У; 17— гироскопический компас ГПК-48; 18— лампа контроля сигнала пожара; 19— лампа сигнала пожара; 20— кнопка включения пиропатрона; 21— АЗС зажигания; 22— переключатель магнето ПМ-1; 23— рукоятка сцепления храповика стартера; 24— кнопка стартера; 25— амперметр А-1; 26— лампа сигнализации работы генератора; 27— центральный щиток приборной доски; 28, 29— кнопки контроля аккумуляторов 12-А-30; 30— часы АЧС-1; 31— указатель скорости УС-35У; 32— термометр наружного воздуха; 33— авиагоризонт АГК-47Б; 34— кнопка согласования компаса ГИК-1; 35— указатель УК-3 компаса ГИК-1; 36— вольтметр ВФ-Л50; 37— вариометр ВР-10У; 38— высотомер ВД-10; 39— кислородный редуктор КР-28 (только для Ан-2Т и Ан-2В); 40— кислородный вентиль КВ-2М (только для Ан-2Т и Ан-2В); 41— АЗС правого вентилятора ДВ-302ТВ; 42— АЗС обогрева часов; 43— кислородный индикатор ИК-18 (только для Ан-2Т и Ан-2В); 44— пульт управления радиостанцией Р-842; 45— указатель БСУШ-2 радиоконписа АРК-9; 46— АЗС правой посадочной фары; 47— АЗС левой посадочной фары; 48— АЗС рулевой фары; 49— АЗС АНО; 50— АЗС нижних строевых огней; 51— АЗС верхних строевых огней; 52— лампа сигнализации разжижения масла; 53— лампа сигнализации опасной высоты

Левый пульт



1— АЗС крана разжижения масла; 2— ВГ-15-2с правого стеклоочистителя; 3— ВГ-15-2с левого стеклоочистителя; 4— АЗС стеклоочистителей; 5, 6, 7— АЗС цепи обогрева стекол; 8— АЗС левого вентилятора ДВ-Э02ТВ; 9— ПНГ проверки противопожарной системы; 10— кислородный вентиль; 11— выключатель ВГ-15-2с (для Ан-2П); 12— переключатель 2ППНГ-15 (для Ан-2П); 13— кислородный редуктор; 14— кислородный индикатор; 15— манометр МВ-60 (только для Ан-2 с/х); 16— двухстрелочный манометр МВ-12; 17— переключатель высоты РВ-УМ; 18— АЗС бензиномера; 19— рукоятка четырехходового крана; 20— переключатель 2ППНГ-15 топливомера; 21— лампочка контроля обогрева ПВД-6М; 22— выключатель ГР3604006 контроля обогрева ПВД-6М; 23— манометр на 80 кгс/см²; 24— кран наполнения воздушной сети; 25— выключатель ВГ-15-2с якорных огней (для Ан-2В); 26— реостат лампы УФО; 27— заливной шприц

Центральный пульт



1— правая лампа УФО; 2— реостат левой лампы УФО; 3— лампочка сигнализации двери; 4— выключатель аварийной уборки закрылков; 5— маховик блокировки секторов; 6— пульт управления радиостанцией Р-860; 7— сектор пылефильтра; 8— таблица записи частот; 9— реостат левой лампы УФО; 10— выключатель генератора; 11— переключатель аккумулятора; 12— реостат центральной лампы УФО; 13— выключатель компаса ГИК-1 и авиагоризонта АГК-47Б; 14— реостат задней лампы УФО; 15— АЗС авиагоризонта АГК-47Б и гироскопа ГПК-48; 16— реостат правой лампы УФО; 17— АЗС бензиномера СБЭС-1447; 18— АЗС трехстрелочного индикатора ЭМИ-3К; 19— АЗС указателя УПЗ-47 или УПЗ-48; 20— АЗС термометра топливовоздушной смеси ТУЭ-48; 21— указатель положения закрылков УЗП-47; 22— кнопка выпуска закрылков; 23— сектор нормального газа; 24— указатель положения створок маслорадиатора УПЗ-48; 25— сектор обогрева карбюратора; 26— сектор останова двигателя; 27— сектор шага винта; 28— переключатель створок капота; 29— переключатель створок маслорадиатора; 30— переключатель триммера элерона; 31— переключатель триммера руля поворота; 32— кран управления сельскохозяйственной аппаратурой (только для самолетов в сельскохозяйственном варианте); 33— лампа сигнализации триммера элерона; 34— лампа сигнализации триммера руля высоты; 35— лампа сигнализации триммера руля поворота; 36— переключатель триммера руля высоты; 37— кнопка уборки закрылков; 38— левая лампа УФО; 39— сектор высотного корректора; 40— кнопка сигнализации выброса десанта; 41— кнопка сигнализации приготовления десанта; 42— кнопка сигнализации готовности десанта

Глава 11. Сельскохозяйственное оборудование самолета Ан-2.

1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет Ан-2 оборудован специальной сельскохозяйственной аппаратурой для применения его в сельскохозяйственном варианте. Для этой цели на самолете предусмотрены места установки сельскохозяйственной аппаратуры, а также герметизированы люки и зализы.

Самолет Ан-2 в сельскохозяйственном варианте применяется для:

- борьбы с вредными насекомыми, грызунами, болезнями растений и сорной растительностью;
- подкормки сельскохозяйственных культур минеральными удобрениями;
- предуборочного удаления листьев и ускорения созревания коробочек хлопчатника;
- аэросева леса (семена саксаула и хвойных пород);
- 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) опыливатель — для сыпучих химикатов (рис. 11.1);
- 2) опрыскиватель — для жидких химикатов (рис. 11.2).

Самолеты Ан-2 в сельскохозяйственном варианте серии 115-05 оборудуются специальной установкой для опрыскивания химикатами высокой токсичности (типа меркаптофос). Установка для опрыскивания химикатами высокой токсичности основана на принципе отдельной подачи воды из бака опрыскивателя и концентрата из бака для химиката, вынесенного за борт самолета, с последующим смешиванием компонентов в насосном агрегате.

Насосный агрегат дополнительно оборудован следующими агрегатами: проходным краном для перекрытия магистрали, питающей насос эмульгаторами; дозатором для регулировки подачи химиката и обеспечения требуемой концентрации эмульсии; обратным клапаном, предохраняющим от попадания химикатов в бак с водой; сливным краном.

В настоящей главе описание конструкции агрегатов опыливателя и опрыскивателя составлено применительно к сельскохозяйственной аппаратуре выпуска 1959—1962 гг. и для самолетов, изготовленных в Польше.

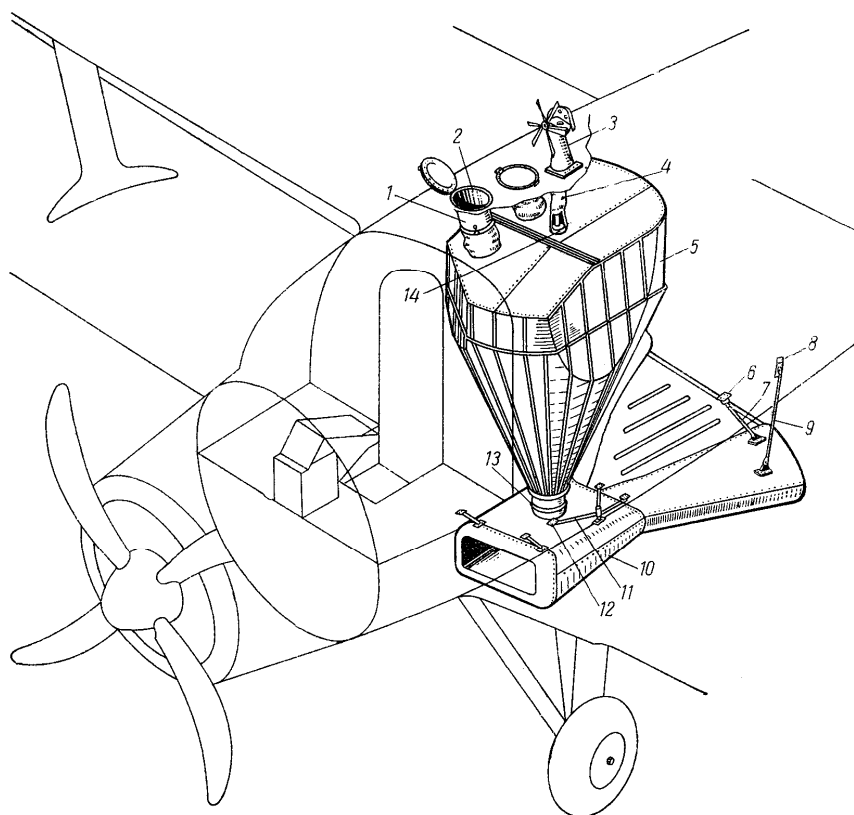


Рис. 11.1. Схема установки опыливателя:

1— загрузочный патрубок; 2— загрузочный люк; 3— ветряк; 4— чехол; 5— бак для химикатов; 6 и 8— кронштейны; 7 и 9— тяги; 10— туннельный распылитель; 11— ферма; 12— кронштейн; 13— горловина бака; 14— вал мешалки

В комплект опыливателя (см. рис. 11.1) входят следующие основные агрегаты: бак с загрузочными рукавами и мешалкой; верхний ветряк с червячным редуктором и тормозным устройством; туннельный распылитель с дозирующей горловиной и диском.

В комплект опрыскивателя (см. рис. 11.2) входят следующие агрегаты: бак с заправочной трубой и гидравлической мешалкой; насосный агрегат с нижним ветряком, тормозным устройством и дозатором; покрывные штанги с отводящими насадками, снабженные приспособлением ОЖ-2; выносной бак для высокоокислительных химикатов.

Управление опыливателем и опрыскивателем общее, т. е. осуществляется одним и тем же пневматическим краном.

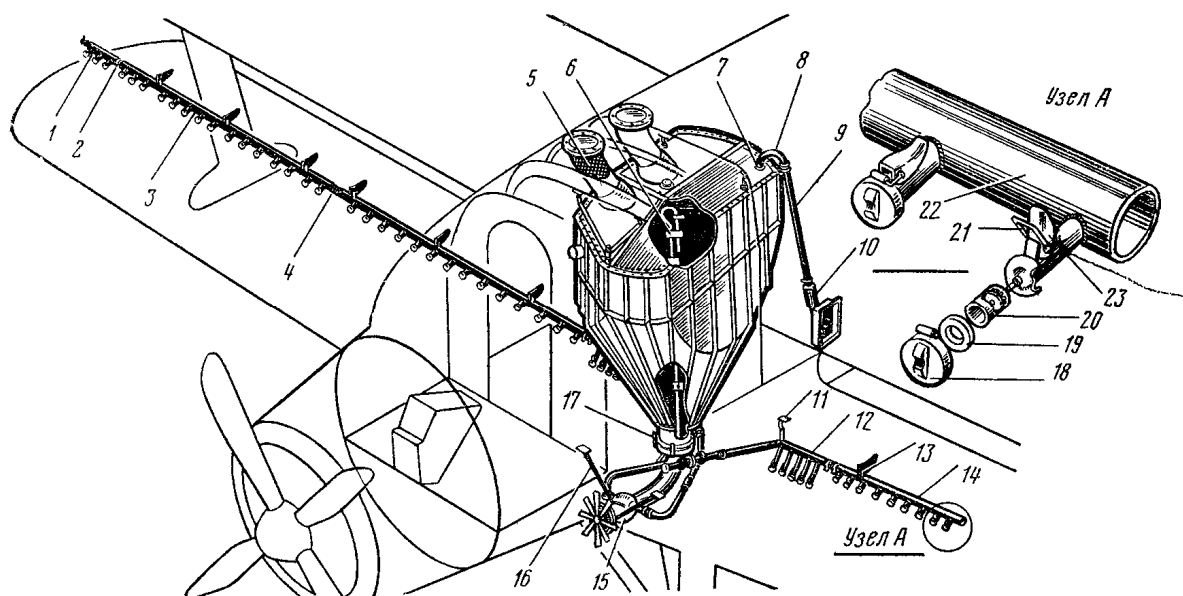


Рис. 11.2. Схема установки опрыскивателя:

1— приставная труба; 2— прокладка; 3— консольная штанга; 4— соединение штанг; 5— фильтр; 6— крепление гидравлической мешалки внутри бака; 7— крепление колена заправочной трубы к баку, 8— колено; 9— труба; 10— обратный клапан заправочной трубы; 11— кронштейн; 12— соединительная труба; 13— стопорная шпилька; 14— консольная штанга; 15— насосный агрегат Ш7609-500; 16— кронштейн крепления насосного агрегата к фюзеляжу; 17— крепление насосного агрегата к горловине бака; Узел А (крепление жиклеров к штуцерам штанг) 18— жиклер; 19— шайба; 20— клапан; 21— эксцентриковый замок; 22— штанга; 23— штуцер

2. ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Опыливатель

Таблица 11.1

Емкость бака, л	1400
Материал бака	нержавеющая сталь, эпоксидный ламинат
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 опыливателем	пневматическое
Давление воздуха в системе опыливателя, кгс/см ²	16
Время открытия и закрытия заслонок, сек	1—1,5
Расход воздуха на одно открытие заслонок, атм.	2—3
Время израсходования воздуха, сек	50—60
Максимальный расход удобрения, кгс/сек	до 20
Ширина рабочего захвата, м	от 20 до 80

Опрыскиватель

Таблица 11.2

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 от двигателя АМ-42
Рабочее число оборотов крыльчатки насоса, об/мин	3200
Давление в насосе опрыскивателя, кгс/см ²	3
Система распыливания жидкости	штанговая с одиночными распылителями
Размах штанги, м	15,2
Количество распылителей	80
Способ перемешивания суспензии	гидравлический
Управление опрыскивателем	пневматическое
Давление воздуха системы опрыскивателя, кгс/см ²	12
Время открытия и закрытия клапана, сек	1—1,5
Расход воздуха на одно открытие клапана, кгс/см ²	2,5
Время пополнения израсходованного воздуха, сек	50—60
Максимальный расход химикатов, л/сек	18,5
Ширина рабочего захвата, м	до 60
Вес комплекта опрыскивателя, кгс	не более 130

3. ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ АГРЕГАТОВ

Бак для химикатов (рис. 11.3) 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.

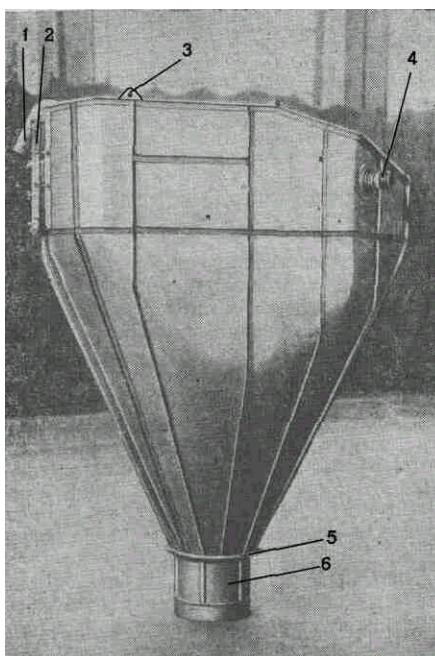


Рис. 11.3. Бак для химикатов металлический:

1— заправочная труба; 2— ремонтный люк; 3— узел крепления бака к штангоуту фюзеляжа; 4— окуляр; 5— фланец горловины бака; 6— горловина бака

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 химикатов сделан на левом борту фюзеляжа у шпангоута № 10 и обеспечивает подсоединение пожарного рукава с помощью специального переходника. В заправочной магистрали установлен обратный клапан, который препятствует вытеканию жидкости, оставшейся в трубе после заправки бака жидкими химикатами. Заправка производится через фильтр, прилагаемый к комплекту оборудования.

Бак химикатов 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 фланцем горловины бака устанавливается чашка со сливной трубкой для стока жидкости химикатов за борт в случае подтекания бака.

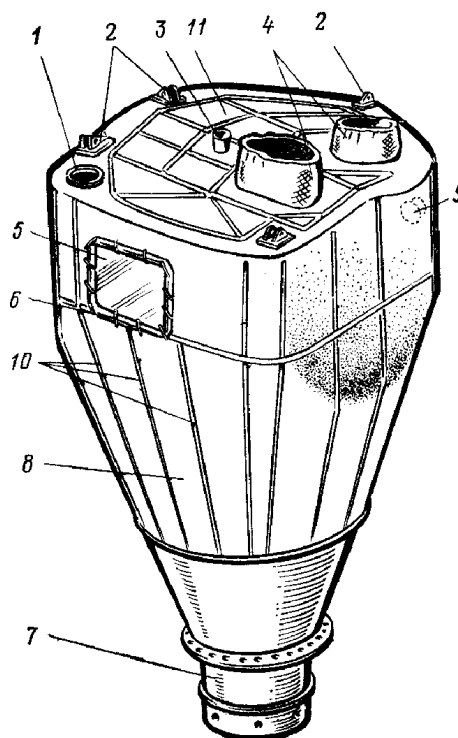


Рис. 11.4. Бак для химикатов из стеклоткани:

1— фланец крепления заправочного приспособления; 2— узлы крепления бака; 3— фланец с раструбом под чехол соединительного вала мешалки; 4— чехлы загрузочных рукавов; 5— крышка ремонтного люка; 6— болты крепления крышки люка; 7— выпускная горловина; 8— корпус бака; 9— окуляр; 10— стрингеры жесткости; 11— верхняя крышка

В процессе эксплуатации на баках для химикатов появляются трещины и в большинстве случаев на радиусах изгиба листов у сварных швов, соединяющих половины бака.

На самолетах последних выпусков производства Польши бак для химикатов (рис. 11.4) изготовлен из стеклоткани, пропитанной эпоксидной смолой (эпоксидного ламината). Из эпоксидного ламината изготовлены: корпус бака, верхняя крышка и ремонтный люк. Горловина бака выполнена из нержавеющей стали. Верхняя часть горловины имеет фланец для соединения ее с корпусом бака. Металлическая горловина вклеена в нижнюю конусную часть бака между слоями ламината.

Стенки корпуса бака и верхняя крышка укреплены стрингерами из ламината с пенопластовым (спененный полихлорвинил) наполнителем.

Стрингеры приклеены к стенке бака и верхней крышке, составляя с ними одно целое.

В верхней части корпуса бака имеется ремонтный люк с металлической окантовкой, к которой присоединены откидные болты с барашковыми гайками для крепления ламинатной крышки люка, окантованной металлическим профилем. Люк предназначен для ремонта бака, монтажа мешалки и гидромешалки, а также для очистки внутренней полости бака от налипших удобрений.

На верхней крышке бака расположены два загрузочных окна с рукавами, отверстие с фланцем для подсоединения заправочного приспособления, фланец с раструбом под чехол соединительного вала мешалки и узлы крепления бака к фюзеляжу. Верхняя крышка и узлы крепления бака к фюзеляжу

соединены с баком методом склеивания и дополнительно стянуты болтами из нержавеющей стали. Для контроля количества химикатов в баке имеется окуляр, смонтированный в верхней части бака.

На крышке заднего загрузочного люка установлен воздухозаборник для сообщения с внутренней полостью бака, с целью предупреждения образования в баке вакуума по мере расходования химикатов. Для освещения внутренней полости бака крышка переднего загрузочного люка выполнена из оргстекла.

Бак крепится в верхней части к фюзеляжу при помощи четырех узлов: передний — к шпангоуту № 6, два задних — к шпангоуту № 8 и один боковой для крепления по левому борту к шпангоуту № 7. В нижней части бак при помощи фланца и шести болтов крепится к каркасу пола грузовой кабины.

В варианте опрыскивателя к выпускной горловине бака подсоединяется хомутом со струбцинами фланец насосного агрегата, а в варианте опыливателя — стяжным хомутом со штифтами — дозирующая горловина.

Максимальное количество загружаемых в бак химикатов не должно превышать 1350 л.

Дозирующая горловина (рис. 11.5) является продолжением бака и служит для дозировки химикатов и перекрытия подачи химикатов в туннельный распылитель из бака. Заслонки дозирующей горловины перемещаются в стальном штампованном корпусе с помощью пневматических цилиндров.

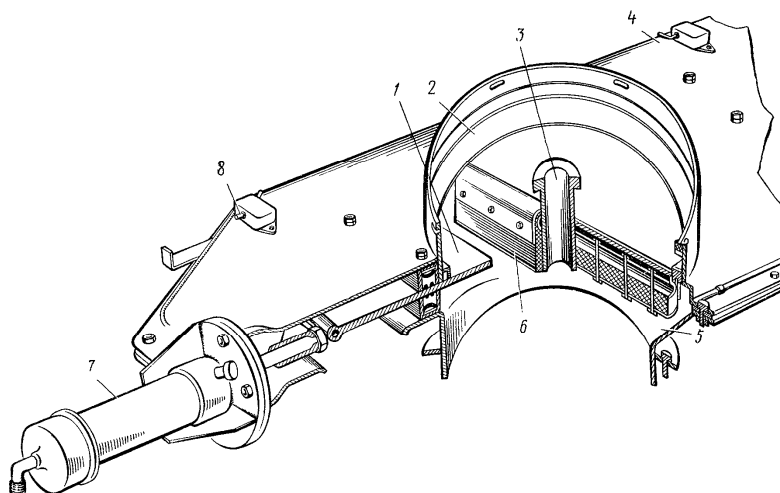


Рис. 11.5. Дозирующая горловина:

1— заслонка; 2— обечайка; 3— втулка с шаровой опорой; 4— верхний короб; 5— нижний короб; 6— резиновый буфер; 7— пневмоцилиндр; 8— концевой выключатель

Для предотвращения утечки порошка горловина герметизирована с помощью специальных лабиринтных профилей, прижимающихся винтами к заслонке по 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, сверху на трубе в центре горловины находится шаровая опора вала мешалки. Дозирующая горловина имеет концевые выключатели ламп сигнализации открытого и закрытого положения заслонок. При открытых обеих заслонках загорается на пульте управления красная лампа, а при закрытых заслонках — зеленая.

Мешалка (рис. 11.6.) расположена внутри бака, в нижней его части. Она имеет пружинные и жесткие рыхлители. Мешалка приводится во вращение от ветряка аэропыла через червячный редуктор и соединительные валы.

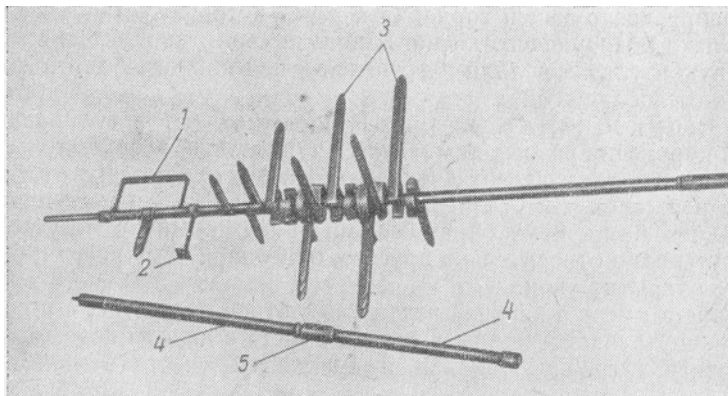


Рис. 11.6. Мешалка с пружинными жесткими рыхлителями:

1— скребок; 2— жесткий рыхлитель; 3— пружины; 4— соединительный вал; 5— место регулировки вала по длине

Вал мешалки изготовлен из стальной трубы диаметром 28×24 мм с укрепленными на ней при помощи болтов тройными рессорными пружинами различной длины. Пружины расположены друг к другу под углом 90°, образуя по контуру вращения конус. Нижние короткие пружины выполнены из стали толщиной 1 мм, и крепятся непосредственно к валу. Верхние удлиненные пружины, выполненные из стали толщиной 1,2 и 1,5 мм, 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 сферическую 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.

Бак для высокотоксичных химикатов (рис. 11.13) сварен из нержавеющей стали толщиной 1,2 мм и имеет емкость 39 л. Он установлен на специальном пилоне между шпангоутами № 13 и 14 на правом борту снаружи фюзеляжа и крепится лентами. Бак снабжен заливной горловиной с герметической крышкой, указателем уровня химикатов (стеклянная трубка со шкалой), крестовиной для подвода трубок наддува, дренажа и присоединения предохранительного клапана.

Бак соединен с насосными агрегатами наружным трубопроводом, изготовленным из нержавеющей стали.

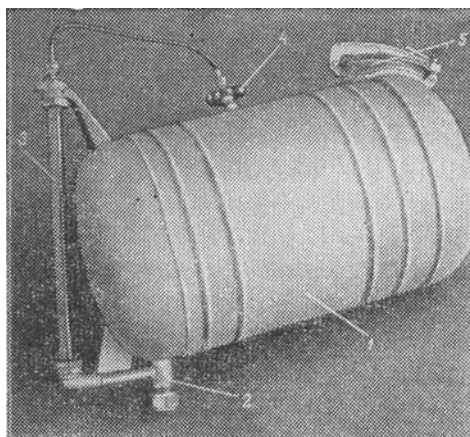


Рис. 11.13. Бак для высокотоксичных химикатов:

1— бак; 2— штуцер для присоединения наружного трубопровода; 3— стеклянная трубка со шкалой (указатель уровня химикатов); 4— крестовина; 5— заливная горловина

Дозирующий диск (рис. 11.7) служит для регулирования подачи порошкообразных химикатов в туннельный распылитель. Он 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.

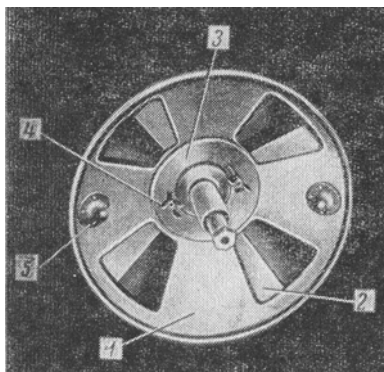


Рис. 11.7. Дозирующий диск:

1— верхний диск; 2— нижний подвижной диск; 3— ступица; 4— барашковый винт; 5— рукоятка нижнего диска

Ступица имеет в верхней части квадратное отверстие, 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 степени открытия окон на дисках. Регулирование расхода химикатов производится перед вылетом.

Ветряк аэропыла (рис. 11.8) установлен на верхней части фюзеляжа и служит для вращения мешалки. Он 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.

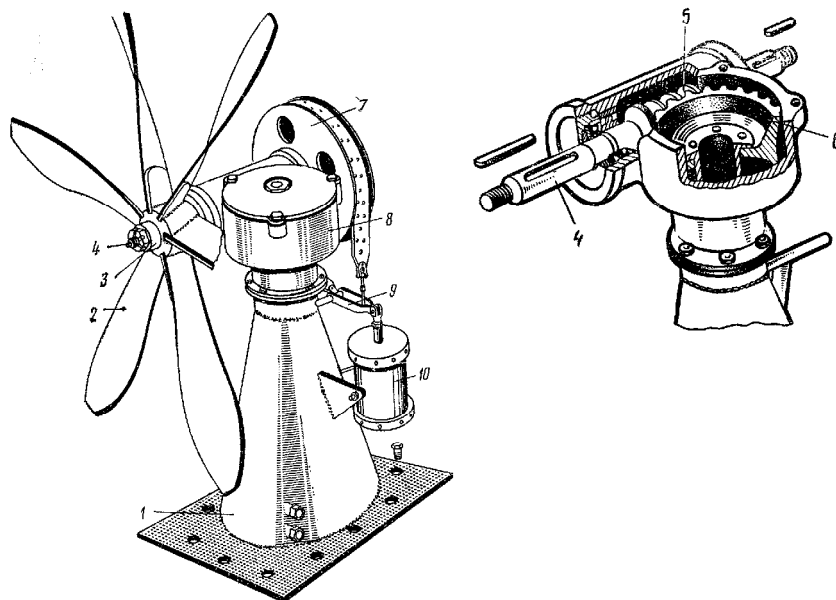


Рис. 11.8. Ветряк с редуктором:

1— колонка ветряка; 2— ветряк; 3— гайка-съёмник; 4— вал червяка; 5— червяк; 6— червячная шестерня; 7— тормозной шкив; 8— корпус червячного редуктора; 9— рычаг тормоза; 10— пневмоцилиндр

Винт ветряка состоит из шести штампованных лопастей, изготовленных из стали толщиной 2,5 мм, склепанных и приваренных у комля 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 червяка и червячной шестерни. Шестерня болтами крепится стальной ступице, вращение от которой передается к соединительному валу мешалки.

Для смазки редуктора внутренний объем его корпуса заполняется цилиндрическим маслом. 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.

Смазка червячной пары редуктора осуществляется маслом, которое заливается в корпус редуктора. Для предотвращения течи масла на валу червяка установлены сальники манжетного типа, а на валу ступицы — фетровый сальник.

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 (рис. 11.9) представляет собой трехканальный приемник химикатов, обеспечивающий распыление химикатов в полете с производительностью до 20 кгс/сек. Туннельный распылитель клепаной конструкции и состоит из внутреннего канала, наружного обтекателя и одного отъемного рукава.

Внутренний канал и рукав изготовлены из дюралюминия толщиной 1,5 мм, а наружный обтекатель — из дюралюминия толщиной 0,8 мм. В передней части распылителя на шпангоуте установлено профилированное кольцо, изготовленное из алюминиевого сплава 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 транспортирования разобранного распылителя в самолете.

В верхней части распылитель имеет отверстие для установки дозирующей горловины и вогнутость (выколотку) под передний пневматический цилиндр дозирующей горловины. В нижней части распылителя установлены заборники для дополнительного продува рукавов, а также имеются вырезы 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.

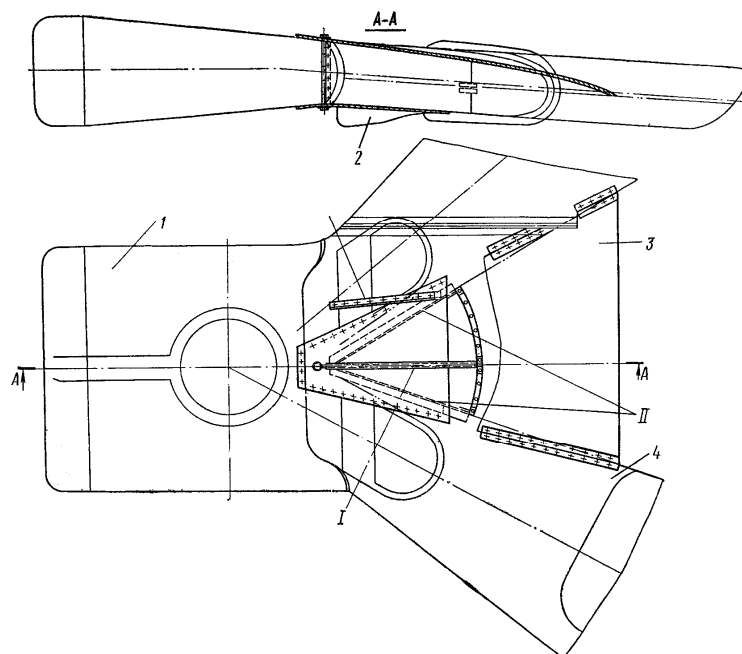


Рис. 11.9. Туннельный распылитель:

1— заборник воздуха; 2— дополнительный заборник воздуха; 3— отражатель; 4— расходящиеся каналы;

I — створки открыты; II — створки закрыты

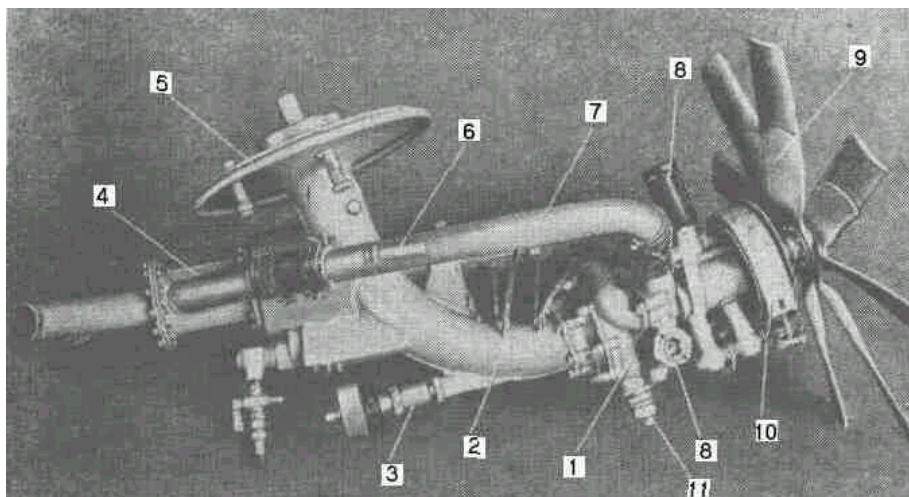
Крепится туннельный распылитель к нижней части фюзеляжа при помощи восьми жестких, регулируемых по длине, стальных трубчатых подкосов. Подкосы с ответными кронштейнами на фюзеляже соединяются самоконтрящимися валиками.

При включении аппаратуры поступающий 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 придается скребок для очистки внутренних каналов от налипших химикатов.

Насосный агрегат (рис. 11.10) 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 высокотоксичных химикатов с водой и подачи жидкой эмульсии под давлением в подкрыльевые штанги.

К насосному агрегату относятся: восьмилопастный ветряк, шкив с тормозной лентой, водяной насос, всасывающий рукав с фланцем, выпускной клапан, два пневматических цилиндра управления клапаном и тормозом, проходной кран, дозатор, обратный клапан, сливной кран.



*Рис. 11.10. Насосный агрегат с отдельной подачей химикатов:
 1— водяной насос; 2— всасывающий рукав; 3— дозатор; 4— камера с клапаном выпуска жидкости в подкрыльевые штанги; 5— фланец; 6— отвод гидромешалки; 7— нагнетающая труба; 8— масленка; 9— ветряк; 10— тормоз ветряка; 11— сливная пробка*

Восьмилопастный ветряк состоит из набора четырех штампованных дюралюминиевых лопастей толщиной 3,5 мм и четырех штампованных стальных 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 2,5 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. 11.11), 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 проходным краном № 630700 высокотоксичной системы и клапаном выпуска жидкости из бака.

Дозатор служит для регулирования подачи высокотоксичных ядохимикатов и обеспечения требуемой концентрации эмульсии. Дозатор состоит из корпуса и поворачивающейся в нем на трапециевидальной резьбе запорной иглы, на хвостовике которой насажен барабан (маховичок) с цифровой шкалой.

Для удобства пользования шкалой к корпусу дозатора прикреплена стрелка. Регулировка дозатора производится вращением барабана.

Вращение барабана по часовой стрелке уменьшает концентрацию ядохимикатов и, наоборот, вращение барабана против часовой стрелки увеличивает концентрацию ядохимикатов. При вращении барабана по часовой стрелке можно даже полностью прекратить доступ ядохимикатов в насосный агрегат.

Одно деление шкалы барабана соответствует осевому перемещению иглы на 0,14 мм. Полный ход иглы соответствует двум полным оборотам барабана. В связи с этим на хвостовике иглы нанесены цифры «1» и «2», которые в сочетании с соответствующей отметкой шкалы барабана позволяют точно определить положение запорной иглы.

Получение необходимой концентрации эмульсии зависит от вязкости химиката и температурных условий, при которых производится опрыскивание, поэтому дозировка устанавливается опытным путем.

К камере присоединены отводящие трубы насоса. От нагнетающей трубы насосного агрегата идут 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 на 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.

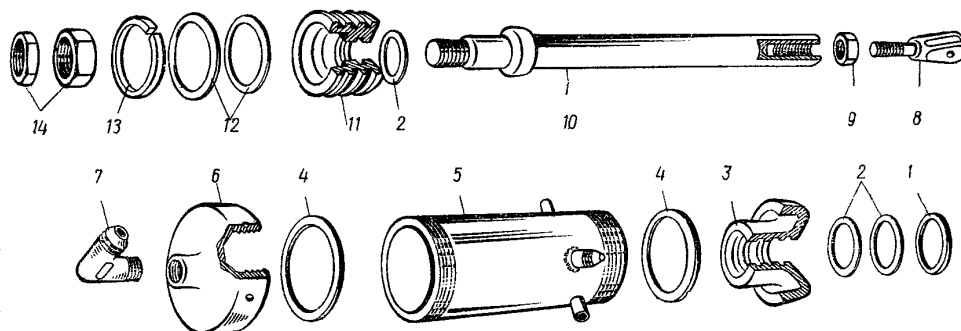


Рис. 11.11. Типовой пневматический цилиндр управления клапаном и тормозом:
 1— войлочный сальник; 2— уплотнительное кольцо; 3— крышка; 4— уплотнительное кольцо;
 5— цилиндр; 6— крышка; 7— угольник; 8— вилка; 9— гайка; 10— шток; 11— поршень; 12—
 уплотнительные кольца; 13— смазочное кольцо; 14— гайка

Насосный агрегат с эжектором. Назначение насосного агрегата с эжектором (рис. 11.12) такое же, как и насосного агрегата с дозатором, но отличается он тем, что может быть применен только для разбрызгивания химикатов нормальной токсичности (система выносного бачка отключается).

Агрегат состоит из восьмилопастного ветряка со шкивом и тормозной лентой, водяного насоса, всасывающего рукава с фланцем, выпускного клапана и эжектора, т. е. разница состоит практически только в применении эжектора, чем достигается мгновенное прекращение вытекания жидкости из подкрыльевых штанг после выключения опрыскивателя.

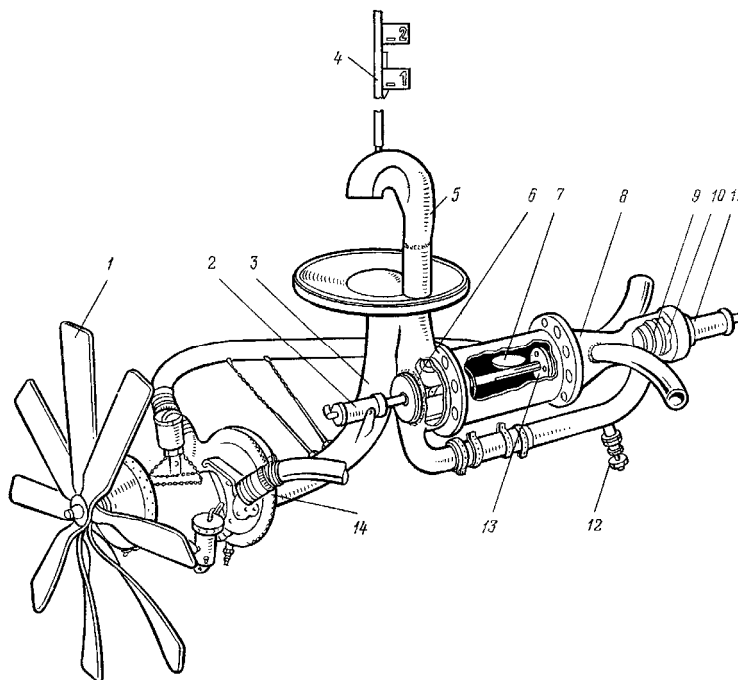


Рис. 11.12. Насосный агрегат с эжектором:
 1— ветряк; 2— пневмоцилиндр выпускного клапана; 3— всасывающий рукав с фланцем; 4—
 измеритель объема жидкости; 5— эжекторная труба; 6— эжекторное сопло; 7— камера выпускного
 клапана; 8— камера клапана эжектора; 9— пружина клапана эжектора; 10— клапан эжектора; 11—
 пневмоцилиндр клапана эжектора; 12— сливной кран; 13— выпускной клапан; 14— водяной насос

Сопло эжектора расположено в эжекторной трубе, один конец которой приварен к камере выпускного клапана, а второй выведен в нижнюю часть бака химикатов.

Работа эжектора состоит в том, что в момент закрытия перекрывного клапана (переключения опрыскивателя в положение «Мешалка») жидкость, подаваемая в камеру выпускного клапана, протекает

на пути в бак через сопло эжектора и создает вакуум в эжекторной трубе. Вследствие этого оставшаяся в подкрыльевых штангах жидкость засасывается в эжекторную трубу, откуда вместе с жидкостью, перекачиваемой насосом, попадает в бак химикатов.

Подкрыльевые штанги (см. рис. 11.2) служат для разбрызгивания жидких химикатов. Штанги разборные 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 штуцера — три на левой и четыре на правой трубе.

В штуцеры штанг вмонтированы съемные обратные клапаны, отсекающие жидкость при закрытии клапана насосного агрегата. Снаружи к штуцерам штанг крепятся жиклеры. Жиклеров на штангах устанавливается 78 шт. На последующих сериях самолетов установлено 80 жиклеров. Жиклеры могут быть установлены шести типов в зависимости от величины выходного отверстия, благодаря чему можно получить различный секундный выпуск суспензии.

Штанги крепятся самоконтрающимися валиками на наружных кронштейнах подвески закрылков нижнего крыла по всему размаху и выходят за габариты крыла на 70 мм с каждой стороны. Штанги соединены одна с другой 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/ч приведены в табл. 11.3. Расход жидкости может быть уменьшен за счет постановки глухих жиклеров, прилагаемых к аппаратуре в количестве 40 шт.

Таблица 11.3

№ жиклера	Размер окна жиклера, мм	Количество жиклеров	Расход жидкости, л/сек	
			без клапанов	с клапанами
1	1x1	80	3,3	2,0
2	1x5	80	10,1	8,0
3	2x5	80	13,0	10,3
4	3x5	80	15,6	13,6
5	4x5	80	16,8	14,6
6	5x5	80	17,4	16,2

Приспособление ОЖ-2 предназначено для мгновенного прекращения истечения жидкости из форсунок после закрытия клапана опрыскивателя и отсоса ее из штанг в подфюзеляжные бачки емкостью по 8 л каждый с целью защиты рядом расположенных участков полей, обработка которых не требуется. Кроме того, с помощью ОЖ-2 возможно регулировать расход жидкости, регулировка осуществляется сменой сопла эжектора

Приспособление ОЖ-2 устанавливается на самолете Ан-2 в комплекте с серийным опрыскивателем. Приспособление предназначено для работы с химикатами, не требующими мелкого распыления жидкости, в том числе с гербицидами и высокотоксичными химикатами. При установке на самолет приспособления ОЖ-2 серийный насосный агрегат и подкрыльевые штанги используются без каких-либо доработок, за исключением перестановки подкрыльевых штанг с правого крыла на левое и, наоборот, установка их штуцерами вверх и вперед по полету. Со штуцеров серийных штанг необходимо снять все жиклеры и вместо них поставить насадки штанг. Вместо серийных подфюзеляжных штанг устанавливаются подфюзеляжные штанги приспособления ОЖ-2, бачки с эжекторами и соединительные патрубки.

Для крепления приспособления ОЖ-2 на самолете используются четыре кронштейна подвески туннельного распылителя и опрыскивателя серийной сельскохозяйственной аппаратуры без каких-либо доработок.

Внутри подфюзеляжных штанг устанавливаются сменные сопла эжектора, изготовленные из пластмассы, которыми регулируется расход жидкости. Сопла эжектора имеют различные размеры с диаметрами выходного отверстия сопла 6, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 16 и 18 мм, чем достигается дозировка расхода химиката.

Эжектор соединяется со штангой, с насосом и баком с помощью трех накидных гаек. Герметичность соединения обеспечивается резиновыми уплотнительными кольцами. Всасывающий патрубок эжектора соединен с подфюзеляжным бачком накидной гайкой. Бачки подвешиваются двумя раскосами каждый, третьей точкой крепления служат всасывающая труба эжектора.

На бачке (рис. 11.14) имеется дренажная трубка, внутри которой по двум направляющим перемещается шток. Внутри бачка на одном конце штока закреплен пенопластовый поплавок, а на втором конце, снаружи, установлен клапан, который в исходном положении герметично закрывает дренажную трубку бачка (или сообщает внутреннюю полость бачка в нужный момент с атмосферой после того, как в бачках жидкость достигает определенного уровня).

Приспособление ОЖ-2 работает автоматически и специального управления не требуется. Система управления опрыскивателем изменениям не подвергается.

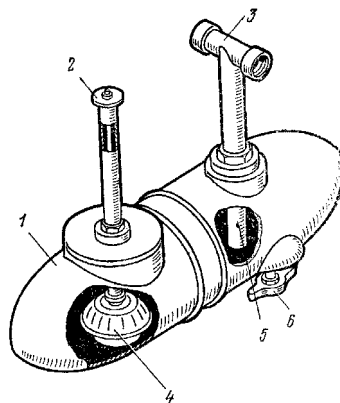


Рис. 11.14. Отсасывающий бачок:

1— бачок; 2— клапан; 3— тройник подсоединения соединительных труб; 4— поплавок; 5— отсасывающая труба; 6— сливная пробка

Принцип действия ОЖ-2 основан на образовании разрежения в бачках при движении струи жидкости через сопло эжектора. Жидкость, проходящая под давлением через сопло, установленное в каждой подфюзеляжной штанге, создает разрежение в бачках порядка $0,3—0,4 \text{ кгс/см}^2$, которое поддерживается до тех пор, пока продолжается движение жидкости из сопла.

Перед первым полетом самолета в бачках находится воздух. Поплавок при этом опущен вниз до отказа, а клапан сверху закрывает дренажную трубку бачка. При включении насоса опрыскивателя из бачков частично отсасывается воздух, клапан плотно закрывает дренажную трубку и в бачке поддерживается разрежение. В момент закрытия выпускного клапана насосного агрегата жидкость, оставшаяся в штангах опрыскивателя, мгновенно устремляется в подфюзеляжные бачки и при этом прекращается (отсекается) истечение жидкости. По мере поступления жидкости из штанг в бачки давление внутри бачков повышается и, когда оно будет близко к атмосферному, поплавок поднимается и открывается клапан бачка. Оставшаяся после отсечения в штангах жидкость самотеком сливается в бачки. При включении насосного агрегата опрыскивателя процесс создания разрежения в бачках повторяется.

После посадки самолета в бачках может оставаться жидкость в объеме, соответствующем объему штанг.

Регулировка расхода жидкости производится сменными соплами эжектора. К каждому приспособлению ОЖ-2 прикладывается комплект сопел эжектора с различными выходными отверстиями по два сопла каждого размера (для правого и левого эжектора по одному).

Расходы жидкости, составленные по результатам контрольного испытания данного приспособления, следующие:

Таблица 11.4.

Диаметр выходного отверстия сопла, мм	6	8	1 2	1 6
Расход воды, л/сек	2,1	3 ,4	7 ,1	1 1,2

При эксплуатации приспособления ОЖ-2 необходимо следить, чтобы все соединения были герметичны и не было подсоса воздуха в бачки, эжекторы, штанги и под клапаны бачков.

При работе высокотоксичными химикатами необходимо соблюдать все требования инструкции, так как в бачках после посадки самолета всегда имеется остаток жидкости в объеме, равном объему штанг (около 8 л), клапан бачка при этом открыт.

Трубопроводы. На нижней обшивке фюзеляжа выведены наружу четыре штуцера (№ 1, 2, 3 и 4), к которым присоединяются гибкие шланги пневматических цилиндров насосного агрегата и трубопроводы

пневматических цилиндров дозирующей горловины. В варианте опыливателя 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 пневматического цилиндра колонки ветряка аэропыла (в варианте опрыскивателя они закрываются заглушками).

4. УПРАВЛЕНИЕ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОЙ АППАРАТУРОЙ

Управление сельскохозяйственной аппаратурой — пневматическое и осуществляется сжатым воздухом от бортовой воздушной системы через редукционный клапан ПУ-7 (рис. 11.15).

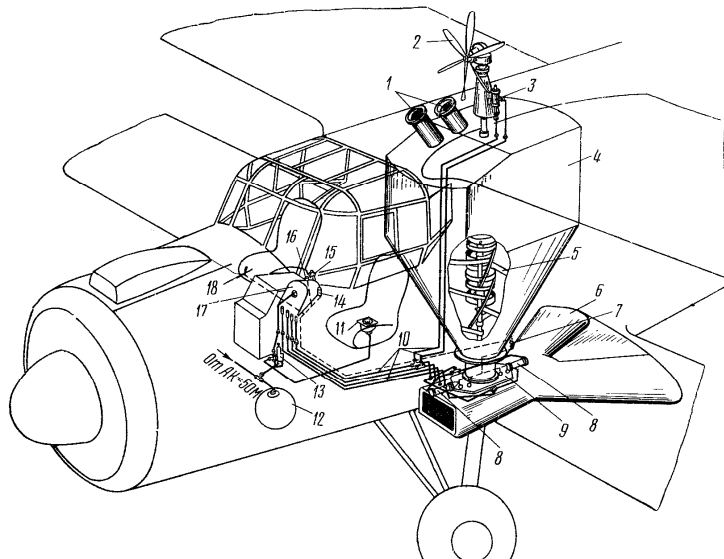


Рис. 11.15. Схема установки опыливателя и его пневмоуправления:

1— загрузочные патрубки; 2— ветряк; 3— пневмоцилиндр тормоза ветряка; 4— бак для химикатов; 5— рыхлители; 6— туннельный распылитель; 7— итепсельный разъем; 8— пневмоцилиндры заслонок; 9— дозирующая горловина; 10— трубопроводы пневмосистемы; 11— манометр; 12— баллон со сжатым воздухом; 13— редукционный клапан ПУ-7; 14— лампа сигнализации открытия заслонки (красная); 15— ручка включения пневмокрана; 16— лампа сигнализации закрытия заслонки (зеленая); 17— пульт управления сельскохозяйственной аппаратурой; 18— автомат защиты сети

Принципиальная схема управления сельскохозяйственной аппаратурой опыливателя и опрыскивателя показана на рис. 11.16. К пневмоуправлению относятся редукционный клапан ПУ-7, пневмокран, манометр, показывающий давление в магистрали управления сельскохозяйственной аппаратурой, пневматические цилиндры и трубопроводы.

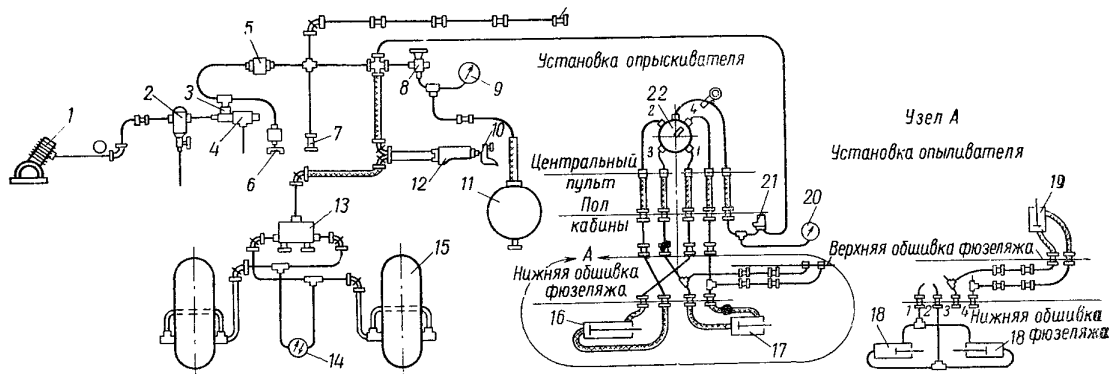


Рис. 11.16. Принципиальная схема пневматической системы самолета Ан-2:

1— компрессор АК-50М; 2— фильтр-отстойник ФТ-1300; 3— обратный клапан; 4— автомат давления; 5— прямоточный фильтр; 6— зарядный штуцер; 7— штуцеры подзарядки; 8— кран наполнения КН-9750/Д с редукционным клапаном; 9— манометр МВ-80 на 80 кгс/см²; 10— рычаг управления редукционным клапаном ПУ-7; 11— баллон со сжатым воздухом; 12— клапан ПУ-7 на левом штурвале; 13— дифференциал ПУ-8/1; 14— двухстрелочный манометр на 12 кгс/см²; 15— колесо шасси; 16— цилиндр управления клапаном опрыскивателя; 17— цилиндр тормоза опрыскивателя; 18— цилиндр управления заслонками; 19— цилиндр тормоза ветряка; 20— манометр МВ-60 на 60 кгс/см²; 21— редукционный клапан ПУ-7 на полу пилотов; 22— кран управления сельскохозяйственной аппаратурой

Редукционный клапан ПУ-7 предназначен для редуцирования (понижения) давления воздуха, поступающего из баллона воздушной системы самолета под давлением $40\text{--}50\text{ кгс/см}^2$, до давления 12 кгс/см^2 в варианте опрыскивателя и 16 кгс/см^2 в варианте опыливателя, 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. Клапан ПУ-7 (рис. 11.17) по своей конструкции аналогичен конструкции клапана ПУ-7 управления тормозами колес и лыж шасси.

Регулировочным болтом давление в клапане ПУ-7 устанавливается для опрыскивателя 12 кгс/см^2 и для опыливателя 16 кгс/см^2 и в процессе работы сельскохозяйственной аппаратуры давление воздуха поддерживается постоянным.

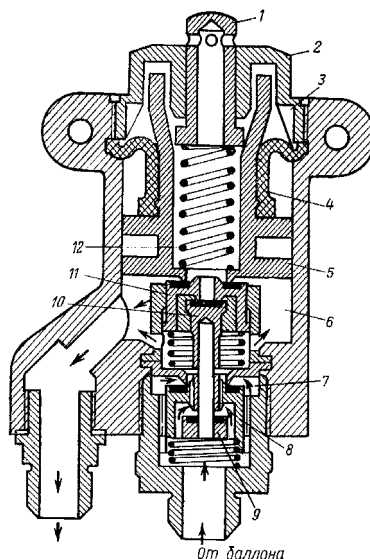


Рис. 11.17. Редукционный клапан ПУ-7:

1— толкатель; 2— гайка; 3— кольцо; 4— чувствительная мембрана; 5— поршень; 6— средняя полость; 7— нижняя полость; 8— большой клапан впуска; 9— малый клапан впуска; 10— малый клапан выпуска; 11— большой клапан выпуска; 12— редуцирующая пружина

При открытом положении крана наполнения КН-9750/Д воздух из баллона подходит к клапану ПУ-7, редуцируется на давление 10 или 16 кгс/см^2 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 кгс/см^2 .

Пневматический кран. Управление работой опыливателя или опрыскивателя осуществляется одним и тем же пневматическим краном, установленным на центральном пульте в кабине пилотов. Кран расположен так, что управление им может осуществлять как командир самолета с левого сиденья, так и второй пилот с правого сиденья. Такое размещение крана в кабине пилотов значительно облегчает пилотирование самолета при заходе на обрабатываемый участок и при выходе из него.

Пневматический кран (рис. 11.18) состоит из стального корпуса, крыши корпуса, золотника, оси управления золотником, 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.

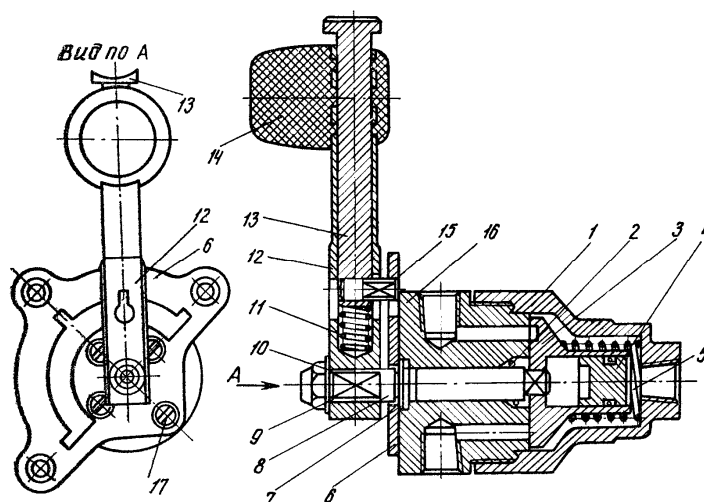


Рис. 11.18. Пневматический кран управления аппаратурой:
 1— крышка крана; 2— уплотнительное кольцо; 3— золотник; 4— заглушка; 5— пружина;
 6— пластина; 7— шайба; 8— ось; 9— шайба; 10— гайка; 11— пружина; 12— рукоятка; 13—
 стержень; 14— ручка; 15— фиксатор; 16— корпус; 17— винт

Рукоятка крана фиксируется с помощью стопора, входящего в пазы сектора, в четырех положениях и в следующей последовательности: «Выключено», «Нейтральное положение», «Мешалка» и «Включено».

Пневматический кран устанавливается в специальном корпусе, который крепится впереди центрального пульта кабины пилотов (рис.11.19).

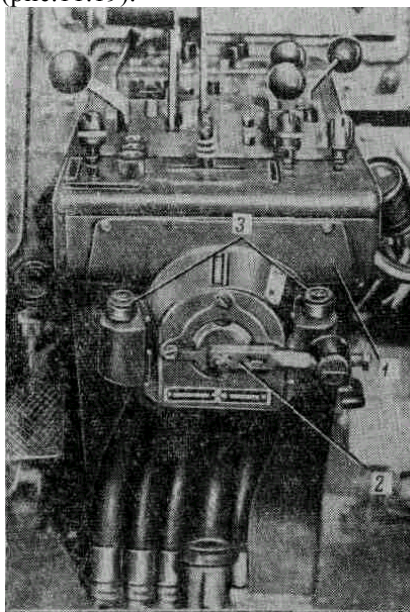


Рис.11.19. Установка пульта управления сельскохозяйственной аппаратурой в кабине пилотов:
 1— пульт управления; 2— пневматический кран; 3— лампы сигнализации

Пользование пневматическим краном. На рис. 11.20 показана схема работы крана управления сельскохозяйственной аппаратурой. На стоянке самолета рукоятка крана устанавливается в нейтральное положение, при этом 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 следует установить в положение «Мешалка» в варианте опрыскивателя и оставить в положении «Выключено» в варианте опыливателя. В варианте опрыскивателя поворот рукоятки крана в положение «Мешалка» включает пневмоцилиндр, освобождая тормоз, а в положении «Включено» срабатывает пневмоцилиндр открытия клапана (при освобожденном тормозе).

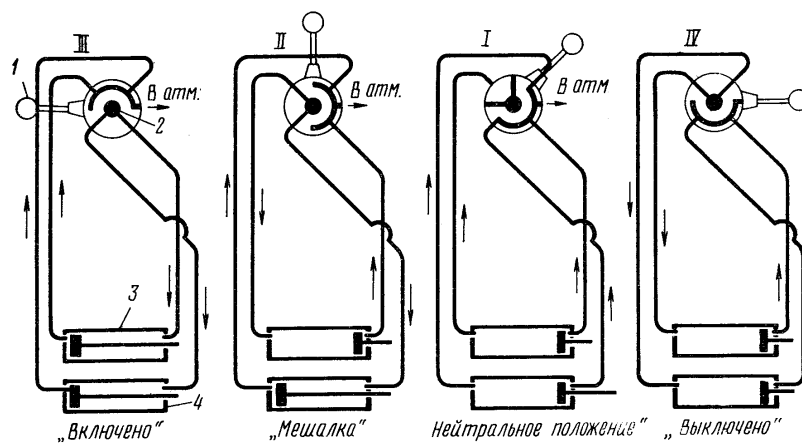


Рис. 11.20. Схема работы крана пневматического управления сельскохозяйственной аппаратурой:

1— рукоятка крана; 2— подвод воздуха; 3— цилиндр управления клапаном опрыскивателя или заслонками опыливателя; 4— цилиндр управления тормозом

Пуск жидкости в подкрыльевые штанги при работающем двигателе разрешается только с закрытого положения клапана насосного агрегата (положение ручки «Выключено»). Включать опрыскиватель с положения «Мешалка» запрещается.

Для переключения опрыскивателя с работы гидромешалки на открытие клапана пуска жидкости в подкрыльевые штанги необходимо:

- выключить опрыскиватель (положение рукоятки «Выключено»);
- выдержать паузу 3—6 сек;
- 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 пневматических цилиндра, открывающие заслонки.

Открытие заслонок дозирующей горловины сигнализируется с помощью ламп, установленных по обеим сторонам пульта пневматического крана. При открытых обеих заслонках зажигается красная сигнальная лампа, а при закрытых заслонках — зеленая. Выключатель находится в нижней части того же пульта.

Регулирующая аппаратура высокотоксичной системы. Аппаратура (рис. 11.21) смонтирована внутри самолета на правом борту грузовой кабины и состоит из редукционного клапана ПУ-7, редуктора низкого давления 436 и крана низкого давления 623600. Принципиальная схема пневматической системы показана на рис. 11.22.

Клапан ПУ-7, питающийся от пневматической системы самолета, понижает давление в системе до $5 \div 7 \text{ кгс/см}^2$ и по всей своей конструкции такой же, как и клапаны ПУ-7 тормозов и управления сельскохозяйственной аппаратурой самолета.

Редуктор 436, последовательно соединенный с клапаном ПУ-7, понижает давление воздуха до рабочего давления наддува $0,2 - 0,3 \text{ кгс/см}^2$, а кран низкого давления 623600 служит для подачи давления наддува в бак и дренажа его. На хвостовике оси крана внутри фюзеляжа укреплен стрелка, поворачивающаяся одновременно с рукояткой крана, находящейся снаружи. Положение стрелки показывает, соединен ли бак с наддувом или дренажем.

При опрыскивании химикатами высокой токсичности при повороте рукоятки пневматического крана в положение «Мешалка» срабатывает пневматический цилиндр, освобождающий тормоз, а в положении «Включено» растормаживается ветряк опрыскивателя и открывается выпускной клапан. Давление в системе пневматического управления при отдельной подаче воды и яда должно быть 16 кгс/см^2 .

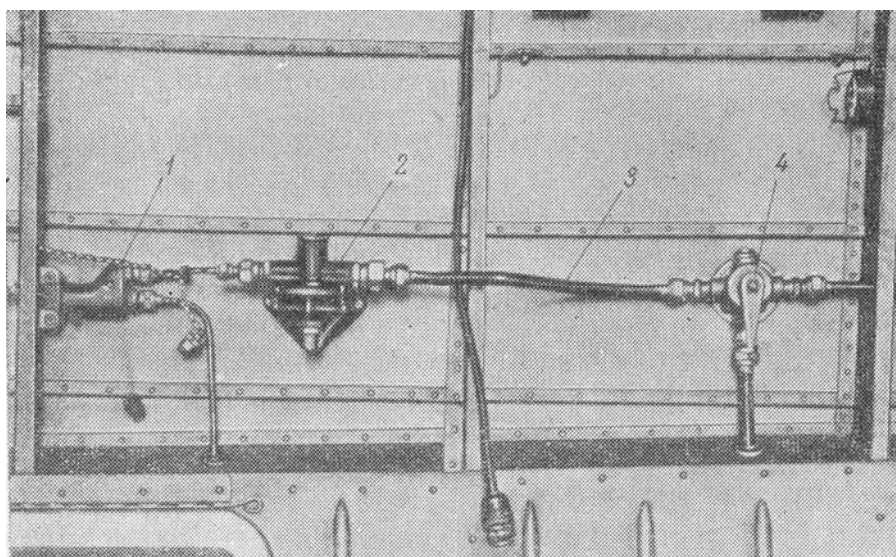


Рис. 11.21. Регулирующая аппаратура высокотоксичной системы:
1— клапан ПУ-7; 2— редуктор 436; 3— трубопровод; 4— кран низкого давления 623600

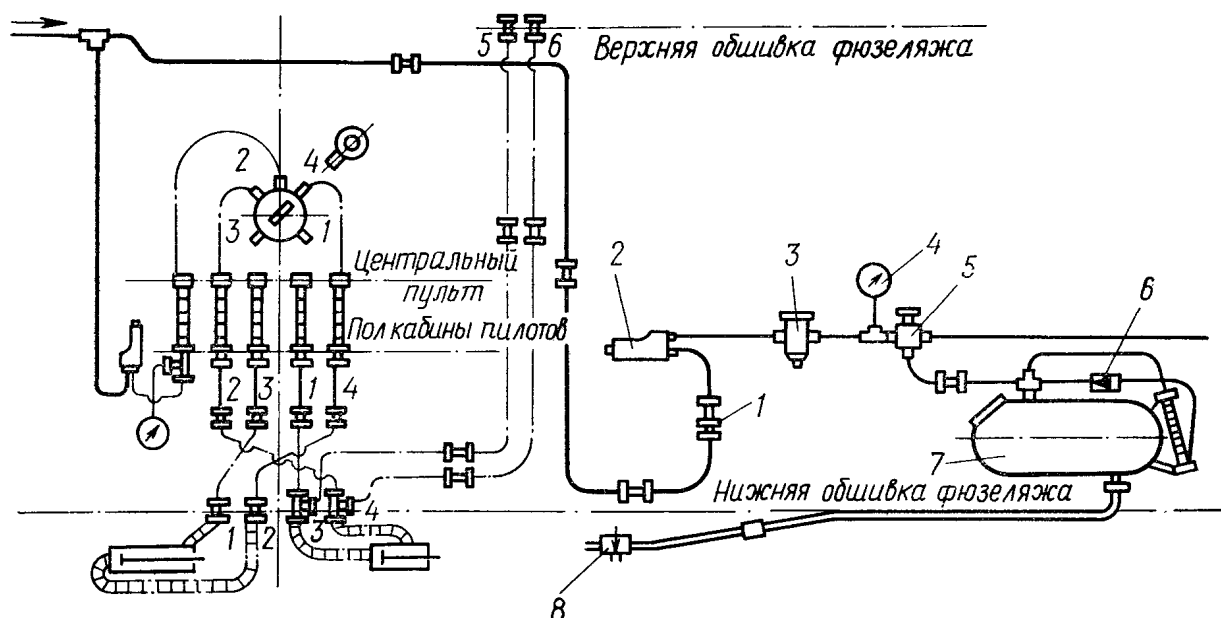


Рис. 10.22. Принципиальная схема пневмосистемы самолета Ан-2 в сельскохозяйственном варианте с баком для химикатов:
1— обратный клапан; 2— редукционный клапан ПУ-7; 3— воздушный редуктор 436; 4— мановакуумметр МВ-16; 5— кран низкого давления 623600; 6— предохранительный клапан 634300; 7— бак для химикатов; 8— дозатор

5. УХОД ЗА СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОЙ АППАРАТУРОЙ И ЕЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Уход за аппаратурой опыливателя

При каждом послеполетном и периодическом техническом обслуживании через 100 и 300 ч налета необходимо:

1. Очистить от остатков химикатов бак и туннельный распылитель. Очистить и промыть от химикатов загрязненные места самолета.

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 для химикатов и убедиться в надежности его крепления (особое внимание обратить на узлы крепления бака к шпангоуту № 8).

3. Переключением рукоятки пневматического крана проверить открытие и закрытие заслонок дозирующей горловины при одно временном срабатывании тормозных устройств.

4. Проверить по манометру давление в системе пневмоуправления опрыскивателем (давление должно быть 16 кгс/см^2) и сигнализацию открытия заслонок дозирующей горловины.

5. Проверить пневматический кран на герметичность под давлением 16 кгс/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 (он 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 , а также подгоревшую ленту ставить запрещается). Проверить наличие смазки в корпусе редуктора.

9. Проверить крепление и исправность пневматических цилиндров. Убедиться в герметичности соединений трубопроводов пневматического управления опрыскивателем, в отсутствии повреждений резиновых прокладок под колпачками распылителя.

10. Смазать штоки поршней пневматических цилиндров управления аппаратурой смазкой ЦИАТИМ-201.

11. Заполнить смазкой корпус редуктора червячной передачи. Смазывать редуктор маслом 52 (ВАПОР) через каждые 8 ч налета.

12. Проверить крепление, плотность закрытия, исправность замков и стекол крышек загрузочных люков.

При периодическом техническом обслуживании через каждые 100 ч налета самолета необходимо:

1. Разобрать пневматические цилиндры управления сельскохозяйственной аппаратурой, очистить их от смазки и загрязнений, проверить состояние резиновых уплотнительных колец. При необходимости заменить их. Заменить смазку, собрать цилиндры. Проверить работу и герметичность пневматических цилиндров.

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.

Уход за аппаратурой опрыскивателя

При каждом послеполетном и периодическом техническом обслуживании через 100 и 300 ч налета полагается:

1. Промыть бак, насосный агрегат и трубопроводы, пропустив через них при работающем насосе $200\text{—}300 \text{ л}$ 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 сельскохозяйственной аппаратуры от химикатов выполнять 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 шпангоуту № 8).

4. Переключением рукоятки крана пневматического управления проверить открытие и закрытие клапана опрыскивателя.

5. Проверить установку и крепление зеркала, чистоту стекла окуляра, чистоту и состояние чехлов герметизации загрузочных рукавов и крепление заправочной трубы.

6. При установке на самолет опрыскивателя необходимо:

а) осмотреть распылитель жидкости по всему размаху трубопровода (штанг), убедиться в чистоте отверстий распылителей и надежности крепления их на штуцерах трубопроводов;

б) проверить, нет ли нарушения крепления трубопроводов (штанг);

в) убедиться в надежности крепления бака высокотоксичных химикатов, цела ли стеклянная трубка указателя уровня химикатов; открыть крышку заливной горловины и проверить состояние резиновой прокладки;

г) осмотреть ветряк, убедиться, нет ли повреждений лопастей и 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 пневматических цилиндров, убедиться в герметичности соединений трубопроводов пневматического управления опрыскивателем, в отсутствии повреждений резинок отсечных клапанов;

ж) проверить по манометру давление в системе пневматического управления опрыскивателем (давление должно быть 12 кгс/см^2);

з) в случае установки опрыскивателя с отдельной подачей воды и химикатов в насос опрыскивателя давление в системе пневматического управления опрыскивателем должно быть 16 кгс/см^2 , а давление в манометре пневматической системы выносного бака — $0,2 \div 0,3 \text{ кгс/см}^2$.

При периодическом техническом обслуживании через каждые 100 ч налета самолета необходимо:

1. Разобрать пневматические цилиндры и выполнить работы, аналогичные осмотру пневматических цилиндров аппаратуры опрыскивателя.

2. Удалить смазку, загрязнения и промыть полость стакана вала привода крыльчатки насоса. Проверить состояние подшипников, карданное соединение и наличие зазора между крыльчаткой и корпусом насоса (зазор должен быть от 0,7 до 1,5 мм). Набить свежую смазку.

Глава 12. Модификации

1. История самолета Ан-2

Многоцелевой самолёт мирного назначения. Он оригинален, прежде всего тем, что схема его - расчалочный биплан - теперь уже почти не встречается, но, как показала жизнь, вовсе не устарела. Она была выбрана вдумчиво. Проектирование самолета было начато О. К. Антоновым задолго до организации его ОКБ, еще в 1940 г., продолжалось и в последующие годы. По заданию предполагалась установка двигателя АШ-21 в 500/700 л.с. Однако по расчетам конструктора наиболее выгодным был двигатель АШ-62ИР в 820 — 1000 л.с. Первый полет был 31 августа 1947 г. (летчик П. Н. Володин), испытания шли до июля 1948 г. по настоянию конструктора с двумя сменными винтомоторными группами. Самолет был принят с АШ-62ИР к серийной постройке под названием Ан-2.

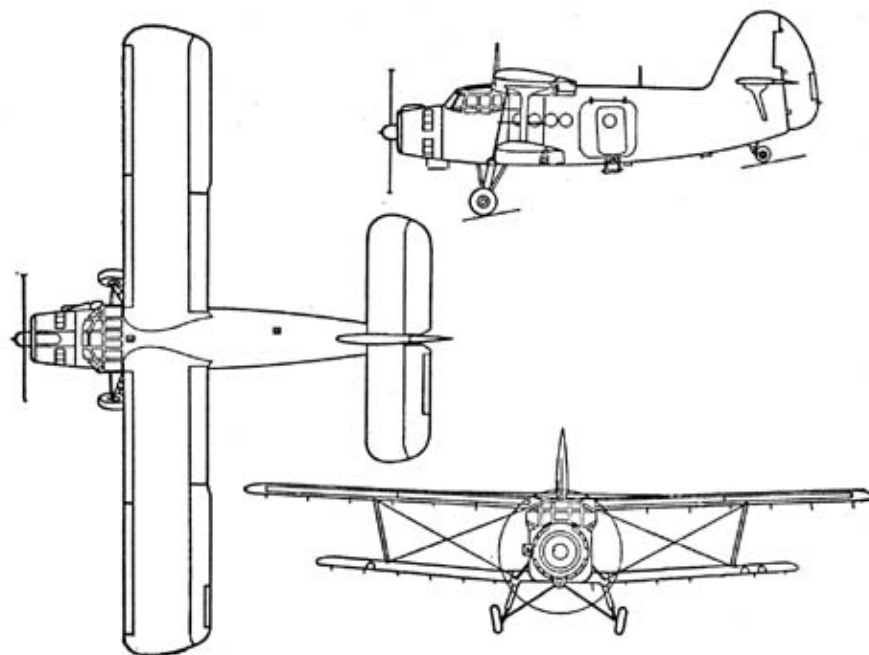


Рис. 1. Многоцелевой самолет Ан-2

Выход на эксплуатацию самолетов Ан-2 начался с августа 1948 г. К январю 1987 г. на них перевезено более 370 миллионов пассажиров, выполняется 96 % авиационных работ, обрабатывается ежегодно свыше 100 миллионов гектаров полей и лесов.

Самолет является единственным в мире, выпускаемым более 40 лет. Серийное производство в СССР было завершено к 1960 г. после постройки более 5000 самолётов. В 1959 г. чертежи самолета были переданы в Польшу, и там с августа 1960 г. продолжился серийный выпуск. В Польше за период 1960 - 1992 гг. построено около 12000, из которых 10440 поставлено в СССР/СНГ. Производился серийный выпуск самолетов Ан-2 и в Китае под обозначением Y-5 (в 1957 - 1992 гг. построено более 950 самолетов).

Самолеты Ан-2 экспортированы в 28 стран мира.

2. Серийные модификации самолета Ан-2

Самолет Ан-2 имеет большое количество модификаций, их можно насчитать около двух десятков. Ниже приведены некоторые из них.

Ан-2Т (1948 г.) — транспортный, почтовый, грузовой без пассажирских сидений. Это, по сути дела, простейший вариант, конструкция самолета в чистом виде, без всякого каabinного оборудования, но пригодный для любых перевозок максимально возможных по габаритам и массе предметов.

Ан-2ТП (1949 г.) — пассажирский и грузовой со скамейками вдоль бортов фюзеляжа на 12 человек, чем и отличается от предыдущего. Предназначался для авиалиний самой небольшой протяженности.

Ан-2ТД — парашютно-десантный и учебный для сброса 12 парашютистов и их грузов, как предыдущий, без всякой отделки кабины, со скамейками вдоль бортов и с приспособлениями для десантирования и сброса груза. Широко применяется для обучения парашютистов.

Ан-2П — пассажирский 12 — 14-местный, с нормальными легкими пассажирскими сиденьями и звукоизоляцией кабины.

Ан-2С — санитарный на шесть лежащих больных, с двумя сопровождающими медработниками.

Ан-2СХ — сельскохозяйственный, с устройствами для опыления и опрыскивания.

Для порошкообразных химикатов, гранулированных удобрений и для жидкостей в центре масс самолета Ан-2СХ установлен бак емкостью 1400 л типа “хopper”, т. е. сужающийся книзу и заканчивающийся круглым отверстием диаметром 300 мм, через которое порошок поступает в туннельный распылитель и рассеивается полосой шириной от 18 до 22 м. С 1975 г. применяется трехканальный распылитель РТШ-1, позволяющий увеличить рабочую ширину захвата до 34 — 36 м.



Рис. 2. Туннельный распылитель для порошкообразных химикатов на самолете Ан-2СХ

Опрыскивающая жидкость выливается из бака в горизонтальную трубу, прикрепленную под нижним крылом по всему его размаху и даже выходящую за пределы концов крыла. Между баком и трубой — дозирующий насос, действующий от ветряка. Труба снабжена многочисленными насадками.

Эти устройства разнообразны, многое менялось в поисках лучших решений, пока удалось достичь равномерного рассеивания жидкости, как и порошка, полосой до 30 м ширины. В одну секунду может быть высыпано или рассеяно до 20 кг порошка или 18 л жидкости. Управление пневматическое. Устройства для опыливания и опрыскивания взаимозаменяемы на одном и том же самолете. Была проведена большая работа по созданию и доводке этих устройств, практически отработано несколько различных вариантов, не обозначаемых отдельными индексами.

Самолеты Ан-2СХ сельскохозяйственной авиации больше страдали от коррозии, чем обычные, и иногда их приходилось списывать при налете всего 5 — 6 тыс. часов вместо 12 тыс. часов общетехнического ресурса. С этим удалось в какой-то мере справиться посредством антикоррозионной защиты на основе эпоксидных грунтов и эмалей.

Ан-2М — выпущенный через много лет специализированный сельскохозяйственный самолет — модернизация Ан-2. Размеры и формы — те же, внешне отличается только формой вертикального оперения, более угловатой.

Самолет одноместный, с новой сельскохозяйственной аппаратурой, с увеличенной емкостью бака для химикатов — 1960 л вместо 1400 л. Это самый производительный и экономичный в своем классе сельскохозяйственный самолет. Себестоимость обработки 1 га снижена на 22 — 27 %, а среднегодовая выработка на самолет увеличилась на 40 — 45 %.

Выполняемая работа: внесение удобрений до посева, подкормка сельскохозяйственных культур, борьба с вредителями и болезнями полей и лесов, с сорняками, дефолиация хлопчатника и др.

Привод к аппаратуре новый, более производительный, от двигателя АШ-62ИР с помощью коробки приводов, потребляющей мощность в 50 л.с.

В конструкцию самолета внесены изменения, продиктованные временем. Фюзеляж — цельнодюралюминиевый, клеесварной конструкции. Кабина летчика изолирована от действия химикатов, капот двигателя — с улучшенным доступом к агрегатам, на хвостовом колесе введена фиксация нейтрального положения для облегчения взлета с боковым ветром, управление торможением колес перенесено со штурвала на педали, увеличен противокапотажный угол шасси. В конструкцию внедрены также стеклопластики. Диаметр выпускной горловины бака химикатов увеличен с 300 до 400 мм, что позволило получить большие секундные расходы химикатов — до 60 кг/с и ширину обрабатываемой полосы до 24 — 30 м.

При снятии сельскохозяйственной аппаратуры самолет Ан-2М быстро переоборудуется в транспортный.

Крейсерская скорость — 170 — 185 км/ч, при полевых работах — 140 — 160 км/ч, разбег — не более 200 м, пробег (без химикатов) — до 100 м. Взлетная масса — 5500 кг, химикаты — 1500 кг (нормально). Первый полет был выполнен 20 мая 1964 г., испытания закончены к сентябрю. Широко применяется.

Ан-2В (Ан-4) — поплавковый вариант Ан-2Т с той же конструкцией самолета и той же предельной полетной массой 5250 кг. Винт АВ-2Р с реверсом для сокращения пробега. Поплавки однореданные с водяными рулями, цельнодюралюминиевые, размерами 9,34 X 1,65 X 1,85 м, объемом по 6 м³ и массой по 220 кг. Они крепятся на шести стойках с пятью крестами расчалок к фюзеляжу и соединены двумя трубами.

Заклепочные швы однорядные, и вся конструкция предельно легкая. Наружных скуловых стрингеров нет. Поперечный набор поплавка составляют 31 шпангоут, из них 11 переборок, делящих поплавок на 12 отсеков. Поплавковый вариант нашел применение на Севере, в Сибири, на речных аэролиниях.

Ан-2Л — лесопожарный, поплавковый, приспособленный для тушения лесных пожаров посредством оригинального устройства для набора и выливания воды. Отсек поплавков перед реданом на разбеге самолета наполняется водой в количестве 1260 л (в обоих поплавках вместе) через приоткрытые створки в их днище. В полете по команде летчика створки открываются и вода выливается.

Ан-2 “Метео” — зондировщик атмосферы, самолет для горных районов, для высотных, метеорологических и геофизических исследований. Для этого на двигателе АШ-62ИР был установлен компрессор ТК-19 с регулятором РТК-1, обеспечивающий поддержание мощности 850 л.с. до высоты 9500 м.

Кроме того, в самолете была оборудована кабина наблюдателя перед килем для достижения наилучшего обзора вверх, в стороны и вперед поверх крыльев.

Первый полет — 21 марта 1948 г. (В. А. Диденко). 12 декабря 1953 г. и 9 июня 1954 г. на Ан-2 “Метео” установлены международные рекорды высоты — 10 293 м и 11 248 м для самолетов с взлетной массой 3000—6000 кг (В. Калинин). Была выпущена небольшая серия в 1956—1958 гг.

3. Опытные модификации самолета Ан-2.

Для посадки на неподготовленные аэродромы было построено и испытано специальное шасси. К его обычным главным колесам были добавлены на тех же осях сварные тележки, несущие по два дополнительных колеса (хвостовые от Ан-2) спереди и сзади главного и хвостовое колесо с дополнительной лыжей.

Опорная поверхность возросла вдвое, и самолет мог рулить и взлетать даже поперек борозд вспаханного поля, проходимость резко возросла. Однако маневренность самолета на земле ухудшилась, и новое шасси серийно не строили.

Ан-2Ф — аэрофотосъемочный вариант, он же ночной корректировщик артиллерийского огня, отличающийся от всех других вариантов разнесенным вертикальным оперением и своеобразным тонким хвостом с частично прозрачным фюзеляжем для лучшего обзора вниз у наблюдателя-стрелка в кабине за верхним крылом.

Тонкая хвостовая часть фюзеляжа и разнесенное оперение были сделаны для увеличения поля обстрела из пулемета УБТ или пушки НС-23 у стрелка. Носовая и средняя части фюзеляжа — без изменений. Этот единственный военный вариант Ан-2 был построен в июле 1948 г., первый полет его состоялся в апреле 1949 г. (летчик А. Е. Пашкевич), испытания — с сентября 1949 г. по февраль 1950 г. В серии не был.

Дальнейшая модернизация самолета Ан-2. Самолет Ан-3.

Модернизация заключается в замене поршневого двигателя Аш-62ИР (N=1000 л.с.) на более мощный турбовинтовой двигатель ТВД-20 (N=1375 л.с.) с трехлопастным реверсивным винтом АВ-17 и регулятором оборотов Р-17; в изменении компоновки кабины экипажа и т.д. Установлены системы обогрева и вентиляции, изменено электротехническое и пилотажно-навигационное оборудование, централизованная система сигнализации, новая противопожарная система, предусмотрено применение навесного широкзахватного сельхозоборудования и аппаратуры ультра малообъемного распыления.

Особо существенной явилась возможность повышения взлетной массы самолёта, а, значит, увеличения коммерческой загрузки до 1800 кг при сохранении той же длины взлётно-посадочной полосы, возможность использования масел и керосинов, применяемых для всех других самолётов (например, ТС-1, РТ), вместо бензина и т.д.

Важно отметить, что теперь вместо дефицитного бензина, отсутствие которого привело к простоям Ан-2, используется керосин, широко применяемый в авиации. Предлагаются две основные модификации Ан-3: сельскохозяйственная и конвертируемая (перевозка грузов или 12 пассажиров, размещаемых на легко откидывающихся к бортам фюзеляжа комфортабельных пассажирских креслах). Существенным является повышение коммерческой загрузки. При этом взлетно-посадочные дистанции не только не увеличились, но даже сократились, что позволяет эксплуатировать Ан-3 с тех же взлетно-посадочных полос и площадок.

Модернизация осуществляется путем переоборудования самолётов Ан-2. При этом устанавливается ресурс как для нового самолёта (для самолёта Ан-3Т, например, он составляет 20 000 летных часов, календарный срок службы не устанавливается, межремонтный ресурс самолёта - 2000±100 часов, межремонтный срок службы самолёта - 4-6 лет±3 месяца). Переоборудование самолёта Ан-2 в самолёт Ан-3 производится на ПО «Полёт» в г. Омске, Российской Федерации.



Рис.9. Самолет Ан-3

Модернизация позволила:

- в 1,2 раза увеличить коммерческую нагрузку, в 1,3 раза - скорость полета и в 1,85 раза - скороподъемность самолёта;
- повысить надежность и безопасность полетов;
- обеспечить комфортные условия экипажу, снизив уровень шума и вибрации в кабине, сделать удобным вход в нее;
- сохранить возможность выполнения полетов с грунтовых площадок длиной 500 м;
- улучшить экономические показатели: производительность самолёта увеличилась в 1,5 раза, стоимость топлива уменьшилась в 2-3 раза, расход масла сократился в 25 раз;
- обеспечить запуск двигателя без подогрева при температуре до -25°C (при применении синтетического масла до -40°C).

Вопросы

для сдачи зачета по разделу «Конструкция самолета Ан-2»

1. Аэродинамическая и объемная компоновка самолета Ан-2. Какие мероприятия реализованы на самолете Ан-2 для улучшения взлетно-посадочных характеристик, маневренности, снижения шарнирного момента?
2. Изобразите силы, действующие на самолет Ан-2 в вертикальной плоскости в полете. Условие продольной устойчивости самолета. Дайте определение понятия «центровка» самолета. Какое значение имеет центровка самолета?
3. Конструкция фюзеляжа самолета Ан-2. Какие мероприятия реализованы в конструкции фюзеляжа для повышения его прочности и жесткости?
4. Назначение, состав и конструкция фермы центроплана самолета Ан-2.
5. Нагрузки, действующие на коробку крыльев самолета Ан-2. Назначение элементов конструкции коробки крыльев. Составные части каркаса отъемной части верхнего крыла и их назначение.
6. Конструкция поперечного и продольного набора каркаса отъемной части верхнего крыла (ОЧК). Соединение полотняной обшивки с каркасом ОЧК.
7. Конструкция элерона, закрылка, предкрылка самолета Ан-2. Как осуществляется их крепление к отъемной части крыла, управление их положением?
8. Конструкция горизонтального оперения самолета Ан-2. Крепление стабилизатора к фюзеляжу. Как осуществляется крепление и управление положением руля высоты?
9. Конструкция вертикального оперения самолета Ан-2. Крепление киля к стабилизатору. Как осуществляется крепление и управление положением руля направления?
10. Назначение и состав конструкции фермы основного шасси самолета Ан-2. Нагрузки воспринимаемые элементами конструкции. Как осуществляется крепление основного шасси к фюзеляжу, чем объясняется такой способ крепления?
11. Назначение, состав, и конструкция амортизатора основного шасси самолета Ан-2. Работа амортизатора на прямом и обратном ходе. На что расходуется кинетическая энергия самолета, воспринимаемая амортизаторами шасси при посадке?
12. Конструкция колес основных опор шасси самолета Ан-2. Работа тормоза колеса. Как передаются нагрузки с пневматика колеса и тормоза на фюзеляж самолета?
13. Состав и назначение элементов конструкции хвостовой установки шасси самолета Ан-2. Устройство и работа механизма ориентирования хвостового колеса.
14. Состав воздушной системы самолета Ан-2, назначение агрегатов. Какова величина давления воздуха в системе, каким образом оно поддерживается?
15. Назначение, основные элементы конструкции агрегата АД-50, его работа. Каким образом можно проконтролировать из кабины пилотов работу АД-50? Используя схему АД-50, поясните, к чему приведет изменение затяжки редуционной пружины.
16. Назначение и основные элементы конструкции клапана ПУ-7. Объясните, используя схему клапана, почему при обжатии летчиком гашетки торможения изменяется давление в тормозах колес.
17. Назначение и основные элементы конструкции клапана ПУ-8. Работа ПУ-8 при одновременном и раздельном торможении колес. Назначение пружинной тяги, которой рычаг ПУ-8 соединяется с пультом ножного управления.
18. Назначение, состав и конструкция штурвальной установки самолета Ан-2. Как осуществляется крепление к штурвальной установке проводки управления? Как взаимосвязаны между собой штурвальные колонки правого и левого летчиков?
19. Назначение, состав и конструкция пульта ножного управления самолета Ан-2. За счет чего обеспечивается плоско-параллельное перемещение педалей пульта и каким образом осуществляется регулировка педалей по росту пилота?

20. Общую характеристику проводки системы управления самолета Ан-2. Как связана проводка управления закрылками с проводкой управления элеронами? С какой целью и каким образом обеспечивается натяжение тросов в системе управления?
21. Назначение, состав и конструкция моторамы двигателя самолета Ан-2. Как осуществляется крепление моторамы к фюзеляжу самолета?
22. Назначение, состав и конструкция капотов силовой установки самолета Ан-2? Как капоты крепятся на самолете? Каким образом осуществляется регулирование в полёте температуры головок цилиндров двигателя и масла смазки двигателя?
23. Назначение, состав и конструкция системы подачи воздуха в карбюратор. С какой целью и как осуществляется регулирование температуры воздуха, поступающего в карбюратор?
24. Назначение, состав и конструкция системы выхлопа самолета Ан-2. Каким образом осуществляется соединение основных частей системы выхлопа между собой?
25. Назначение, состав и принцип работы агрегатов топливной системы самолёта Ан-2.
26. Как происходит взаимное соединение топливных баков самолета Ан-2 трубопроводами? Как осуществляется перетекание топлива при его заправке и выработке. Для чего и как осуществляется дренаж топливных баков?
27. Назначение, состав, конструкция и работа агрегатов внешней маслосистемы двигателя АШ-62ИР.
28. Назначение, состав, конструкция и работа агрегатов противопожарной системы самолета Ан-2.
29. Какие агрегаты самолета Ан-2 являются источниками постоянного тока в полете. Объясните, каким образом в сети постоянного тока поддерживаются постоянное напряжение при изменении оборотов или нагрузки сети, какой агрегат осуществляет эту функцию, каков принцип его работы.
30. Основные потребители электрической сети постоянного тока самолета Ан-2, когда и в каких случаях они питаются от аккумуляторных батарей или от генератора. Объясните назначение и работу агрегата ДМР-400Д.
31. Какие электрические сети переменного тока имеются на самолете Ан-2? Какие потребители питаются переменным током, какие агрегаты являются источниками переменного тока?
32. Какие приборы осуществляют контроль работы систем силовой установки самолета Ан-2, какие параметры контролируются каждым из этих приборов? Состав и принцип работы этих приборов.
33. Приборы барометрического типа, установленные на самолете Ан-2. Какие параметры контролируются каждым из этих приборов, каков принцип их работы?
34. Объясните на чем основано измерение скорости полета самолета и дайте краткое описание устройства и работы указателя скорости УС-350.