

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»
(Самарский университет)

Н.В. ЧЕКРЫЖЕВ

КОНСТРУКЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ СИСТЕМ САМОЛЁТОВ С ПОРШНЕВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ (на примере самолёта Ан-2)

Рекомендовано редакционно-издательским советом федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» в качестве электронного учебного пособия для студентов, обучающихся по программам высшего образования по направлению 23.03.01 Технология транспортных процессов

САМАРА
Издательство Самарского университета
2016

УДК 629.7.02(075)

ББК 39.5я7

Ч 56

Рецензенты: д-р тех. наук, доц. М. А. К о в а л ё в,
д-р тех. наук, проф. Г. И. Л е о н о в и ч

Чекрыжев, Николай Викторович

Ч56 Конструкция и техническое обслуживание систем самолётов с поршневыми двигателями (на примере самолёта Ан-2) [Электронный ресурс] : электрон. учеб. пособие / *Н.В. Чекрыжев*. – Электрон. текстовые и граф. данные (3,99 Мб). – Самара: Изд-во Самарского университета, 2016. – 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

ISBN 978-5-7883-1110-4

Приведено описание конструкции самолёта Ан-2 и его систем. Рассмотрены вопросы особенностей силового набора каркаса фюзеляжа, крыла и оперения. Представлена конструкция шасси, системы управления, воздушной системы и силовой установки. Дано описание приборного и электрооборудования, особенности конструкции и работы узлов и агрегатов этих систем.

Предназначено для студентов, обучающихся по программам высшего образования по направлению 23.03.01 Технология транспортных процессов по курсу «Техника транспорта, обслуживание и ремонт», и может быть полезно студентам, обучающимся по другим специальностям, изучающим процессы технического обслуживания авиационной техники.

Пособие подготовлено на кафедре эксплуатации авиационной техники.

ISBN 978-5-7883-1110-4

© Самарский университет, 2016

ОГЛАВЛЕНИЕ

Общие сведения о самолете Ан-2	4
Глава 1. Конструкция планера самолёта Ан-2	9
1.1. Конструкция фюзеляжа самолёта	10
1.2. Конструкция коробки крыльев.....	24
1.2.1. Конструкция верхнего крыла	25
1.2.2. Конструкция механизации крыла	32
1.2.3. Конструкция нижнего крыла.....	34
1.2.4. Работа силовых элементов коробки крыльев	36
1.3. Конструкция хвостового оперения	38
Глава 2. Конструкция шасси самолёта Ан-2	47
2.1. Основные опоры шасси	48
2.1.1. Конструкция и работа амортизатора	50
2.1.2. Конструкция колеса основной опоры шасси	53
2.2. Установка хвостового колеса	55
Глава 3. Воздушная система самолёта Ан-2	57
Глава 4. Система управления самолёта Ан-2	68
4.1. Штурвальная установка самолёта	68
4.2. Педали ножного управления самолёта	71
4.3. Проводка управления элеронами и рулями.....	74
4.4. Система управления закрылками	79
4.5. Система управления триммерами.	82
Глава 5. Силовая установка самолёта Ан-2	84
5.1. Рама крепления двигателя	84
5.2. Капот силовой установки	86
5.3. Система всасывания воздуха, поступающего в карбюратор	88
5.4. Система выпуска отработавших газов	89
5.5. Топливная система самолёта Ан-2	91
5.6. Масляная система самолёта Ан-2	101
5.7. Противопожарное оборудование самолёта Ан-2	105
Глава 6. Электрооборудование самолёта Ан-2	108
6.1. Источники электроэнергии и регулирующие устройства	109
6.2. Потребители электроэнергии	116
Глава 7. Приборное оборудование самолёта Ан-2	121
7.1. Приборы контроля работы силовой установки	122
7.2. Пилотажно-навигационные приборы	129
7.2.1. Размещение приборного оборудования в кабине	133
Библиографический список	137

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЁТЕ АН-2

Самолёт Ан-2 (рис. 1) – лёгкий многоцелевой самолёт конструктора О.К. Антонова представляет собой поршневой однодвигательный биплан с расчалочным крылом, допускающий эксплуатацию при температурах от +50 до –45°C.

Оборудован двигателем АШ-62ИР конструкции А.Д. Швецова и воздушным винтом АВ-2.

Самолёт применяется на местных воздушных линиях (рис. 2) для перевозки до 12 пассажиров (рис. 3, Ан-2П), грузов весом до 1500 кг (Ан-2Т), а также используется для борьбы с вредителями в сельском и лесном хозяйствах (рис. 4, Ан-2СХ), для аэросъёмочных и геофизических работ (Ан-2Ф), перевозки больных (санитарный вариант Ан-2С), для охраны лесов и тушения лесных пожаров (Ан-2Л).

В зависимости от условий эксплуатации самолёт оборудован колёсным или лыжным шасси (рис. 5), а также устанавливается на поплавки (рис. 6, Ан-2В).

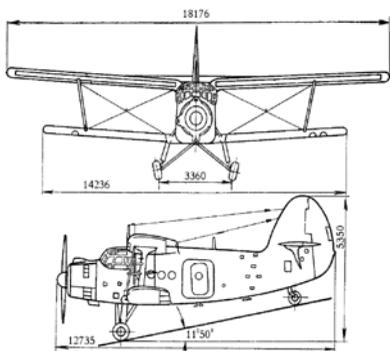


Рис. 1. Схема самолёта Ан-2



Рис. 2. Общий вид самолёта Ан-2П

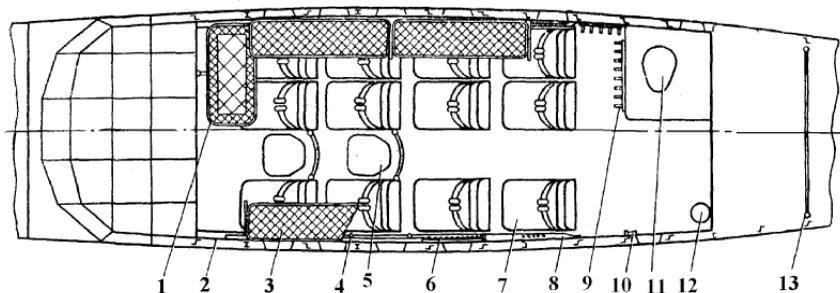


Рис. 3. Схема компоновки пассажирской кабины самолета Ан-2П:

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



Рис. 4. Общий вид самолёта Ан-2СХ



Рис. 5. Общий вид самолёта Ан-2В



Рис. 6. Общий вид самолёта Ан-2В

Технические характеристики

Экипаж, чел.	2
Пассажиروместимость, чел.	12
Грузоподъёмность, кг	1500
Длина, мм	12735
Размах верхнего крыла, м	8,425
Размах нижнего крыла, м	5,795
Высота (в линии полёта), м	5,35
Размеры грузовой кабины, м	4,1 × 1,8 × 1,6
Масса пустого, кг	3400 – 3690
Силовая установка	звёздообразный поршневой АШ-62ИР
Мощность двигателя	1 × 1000 л.с. (1 × 735,45 кВт)
Воздушный винт	АВ-2
Диаметр винта, м.....	3,6

Лётные характеристики

Максимальная скорость, км/ч	300
Крейсерская скорость (при макс. взлётной массе), км/ч	180
Практическая дальность, км	990
Практический потолок (при макс. взлётной массе), м.....	4200
Длина разбега (при макс. взлётной массе), м	235
Длина пробега, м	225

Эксплуатационные характеристики

Объём топлива в баках, л	1240
Расход топлива на 1 час полета, кг	118
Расход топлива на 1 час работы двигателя на земле, кг	45
Количество масла АМГ-10, 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
в амортизационной стойке хвостовой установки	27
Давление в баллоне воздушной системы, кгс/см ²	50
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

Самолет Ан-2 – металлической конструкции, с полотняной обшивкой крыльев и хвостового оперения. Фюзеляж – типа полумонокок, цельнометаллической конструкции.

Кабина пилотов – с двумя сиденьями, закрыта остекленным фонарем. Между шпангоутами фюзеляжа №5 и №15 в грузовом варианте расположена кабина для грузов, в которой установлено по бортам фюзеляжа 12 откидывающихся вниз сидений. В пассажирском варианте в кабине установлено 12 пассажирских сидений, расположенных по полету самолёта.

Для погрузки в самолет грузов больших габаритов на левом борту фюзеляжа расположена дверь размером 1,53×1,46 м, в которую вмонтирована дверь для пассажиров размером 1,42×0,81 м. Кабина оборудована приточной и вытяжной вентиляцией, а также воздушной системой отопления.

Бипланная коробка крыльев – одностоечного типа. Каждая полукоробка состоит из верхней и нижней консоли крыльев, бипланной стойки и лент-расчалок: двух поддерживающих и трех несущих.

Крылья самолета – металлической конструкции, обтянуты полотняной обшивкой. На каждой отъемной части верхнего крыла установлены элероны с осевой аэродинамической компенсацией и весовой балансировкой, щелевые закрылки с осевой аэродинамической компенсацией, и автоматические предкрылки.

Элероны отклоняются дифференциально – вверх на 30° и вниз на 14°. При отклонении закрылков вниз на 40° элероны с помощью механизма зависания отклоняются вниз на 16° и работают как закрылки.

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

Управление закрылками электродистанционное и осуществляется от двух электромеханизмов УЗ-1АМ.

Хвостовое оперение – однокилевое, с высокорасположенным подкосным стабилизатором.

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

Шасси – неубирающееся, пирамидального типа, оборудовано тормозными колесами (зимой устанавливают тормозные лыжи).

Тормоза колес – камерного типа. Управление тормозами осуществляется от общей воздушной системы при помощи гашетки, расположенной на штурвале командира самолета.

Хвостовая опора самолета представляет собой нетормозное колесо, вилку колеса и амортизационную стойку.

Управление самолетом – двойное. Командные рычаги ручного и ногого управления расположены в кабине пилотов рядом.

На самолете установлен девятицилиндровый двигатель воздушного охлаждения АШ–62ИР и четырехлопастный воздушный винт АВ-2.

Для питания двигателя топливом на самолете имеется топливная система, состоящая из шести баков, расположенных в верхнем крыле, трубопроводов, агрегатов и арматуры.

Для смазки двигателя на самолете имеется масляная система, состоящая из бака емкостью 125 л, воздушно-масляного радиатора, трубопроводов и арматуры.

Управление двигателем и топливными кранами – механическое. Управление створками капота и створками туннеля масляного радиатора – электродистанционное, осуществляется от электромеханизмов УР-7.

Источниками электроэнергии на самолете являются генератор ГСН-3000М и аккумулятор 12А-30.

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

Самолет Ан-2 обладает хорошими взлетно-посадочными характеристиками, обеспечивающими эксплуатацию его на аэродромах и посадочных площадках небольших размеров (650×200 м).

Серийное производство самолёта Ан-2 велось с 1949 года:

1949–1963 г. в СССР (3855 штук),

1959–2002 г. в Польше (11915 штук),

1956 г. – по настоящее время в Китае (более 1027 штук).

За более чем 65-летний срок службы самолёт широко использовался в народном хозяйстве: для перевозки пассажиров, почты, разнообразных грузов, на авиационно-химических работах, в аэросъемке и геофизической разведке, охране лесов и тушении пожаров и в других специальных целях. В настоящее время в мире эксплуатируется более 2200 Ан-2.

Глава 1.

КОНСТРУКЦИЯ ПЛАНЕРА САМОЛЁТА АН-2

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

Для упрощения изготовления самолета, его ремонта или транспортировки самолет расчленен на несколько отдельных частей (рис. 7), состыкованных на болтовых соединениях.

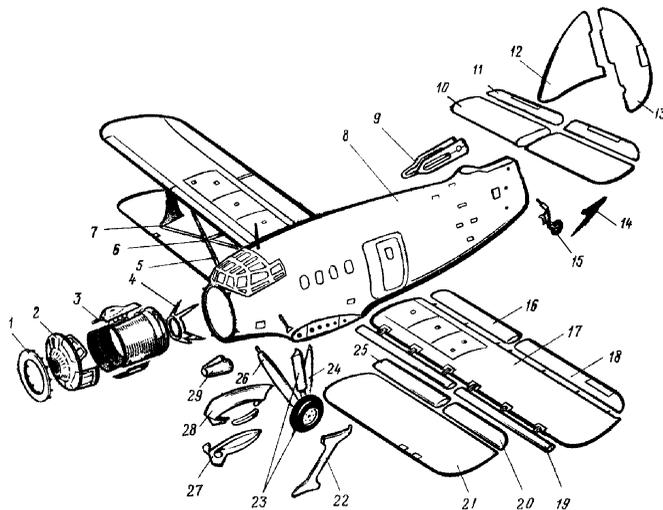


Рис. 7. Схема разъемов самолета Ан-2:

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 – установка хвостового колеса; 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

1.1. КОНСТРУКЦИЯ ФЮЗЕЛЯЖА САМОЛЁТА

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

Фюзеляж (рис. 8) цельнометаллический, состоит из каркаса и работающей обшивки. В нижней части фюзеляжа между шпангоутами №5 и №10 расположен центроплан 16, предназначенный для крепления нижнего крыла и шасси самолета.

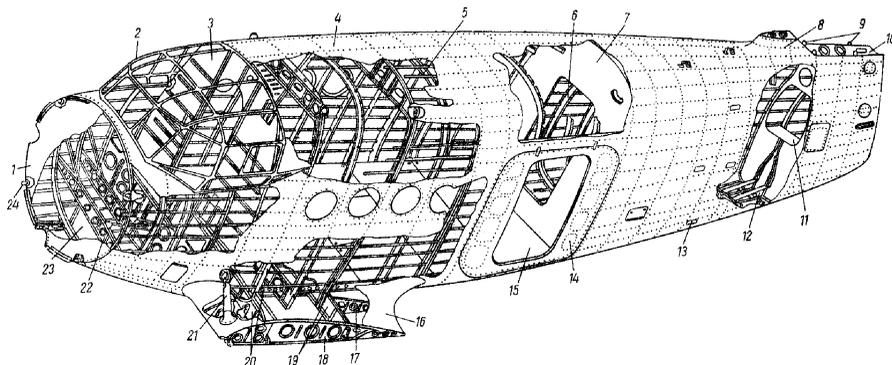


Рис. 8. Фюзеляж:

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

Конструкция фюзеляжа обеспечивает его технологическое расчленение при изготовлении на три отсека: передний отсек от шпангоута №1 до 5, средний – от шпангоута №5 до 15 и хвостовой отсек от шпангоута №15 до 26.

В переднем отсеке фюзеляжа оборудована кабина пилотов. Кабина пилотов имеет фонарь, обеспечивающий летчикам хороший обзор. В среднем отсеке расположена грузовая кабина, хвостовой отсек слу-

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

Каркас фюзеляжа (рис. 9) состоит из поперечного и продольного наборов, каркаса пола кабин фюзеляжа, элементов жесткости хвостовой и килевой части и 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 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.

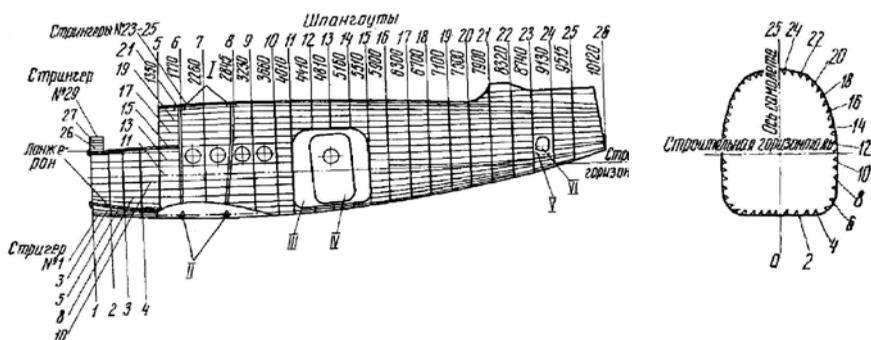


Рис. 9. Схема расположения стрингеров и шпангоутов фюзеляжа:

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. 9, поз. 1) имеет круглую форму с вогнутостями справа под выпускную трубу и снизу под маслорадиатор. Контур шпангоута выполнен из уголкового прессованного профиля, к которому прикреплен стенка из листа толщиной 0,8 мм, являющаяся противопожарной перегородкой с герметизированными вырезами под тяги управления двигателем. Вверху на шпангоуте монтируются кронштейны для крепления маслобака, справа – узлы крепления выпускной трубы.

На шпангоуте №1 монтируются четыре стальных узла (рис. 10) крепления рамы двигателя к фюзеляжу. Каждый узел своим хвостиком установлен в лонжерон фюзеляжа и приклепан к нему заклепками. К обшивке и шпангоуту узел прикреплен при помощи наружных дюралюминиевых накладок.

Шпангоут №4 (рис. 11) является неполным. Контур шпангоута склепан из двух прессованных уголковых профилей.

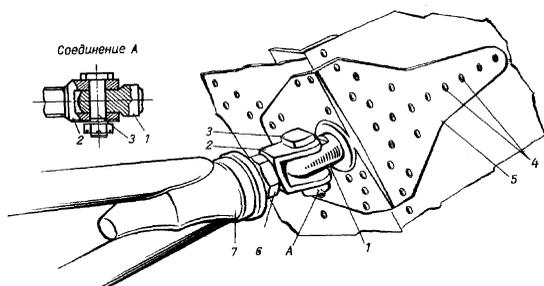


Рис. 10. Узел крепления рамы двигателя к фюзеляжу:

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

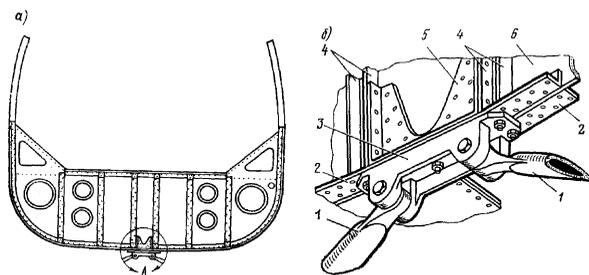


Рис. 11. Шпангоут №4:

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; 6 – стенка нижней части шпангоута

В нижней части шпангоута приклепана балка таврового сечения и стенка толщиной 1 мм. Боковины шпангоута доведены до фонаря кабины пилотов и закреплены на верхних лонжеронах фюзеляжа. Снизу к шпангоуту №4 восемь болтами крепится башмак 3 передних подкосов шасси.

Шпангоут №5 (рис. 8, поз. 3) отделяет кабину пилотов от пассажирской (грузовой) кабины. К контуру шпангоута приклепана стенка толщиной 0,8 мм, в которую вмонтирована дверь кабины пилотов. В верхней части к шпангоуту крепится каркас фонаря кабины пилотов, в средней части – две швеллерные балки пола кабины пилотов.

В нижней части шпангоута с двух сторон на болтах крепятся верхние и нижние узлы подкосов фермы центроплана.

Шпангоуты №6 и 8 (рис. 12) по своей конструкции аналогичны и служат для крепления крыльев самолета. В верхней части на шпангоутах при помощи болтов монтируются стыковые узлы крепления отъемных частей верхнего крыла. В нижней части шпангоуты развиты в лонжероны центроплана, на которых монтируются узлы крепления отъемных частей нижнего крыла.

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.

Шпангоут №8 крепится по борту фюзеляжа под небольшим наклоном вследствие разности длин геометрических хорд верхнего и нижнего крыла.

Посередине нижней части шпангоута №6 приклепан внутренний узел для крепления башмака задних подкосов шасси (рис. 13).

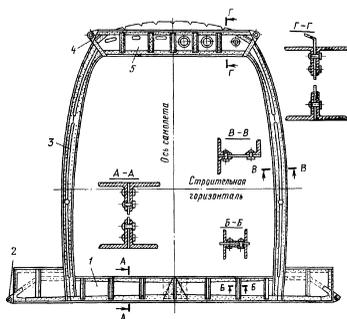


Рис. 12. Шпангоут №6:

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

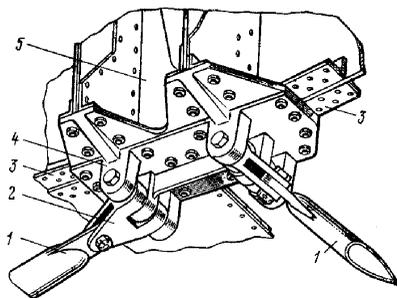


Рис. 13. Узел крепления задних подкосов шасси:

1 – задние подкосы шасси; 2 – кардан; 3 – контур шпангоута №6; 4 – стальной башмак; 5 – внутренний узел

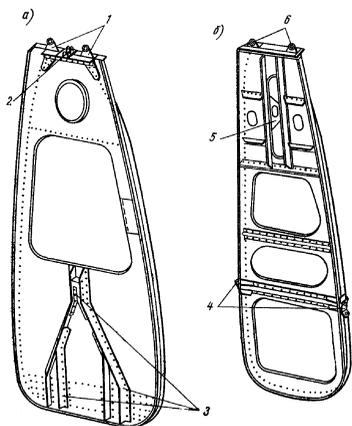


Рис. 14. Шпангоуты №23 (а) и №25 (б):

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

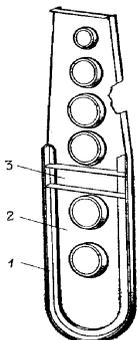


Рис. 15. Шпангоут №26:

1 – контур шпангоута; 2 – стенка; 3 – кронштейн

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

Шпангоуты №23 и 25 (рис. 14) в верхней части имеют соответственно передние и задние узлы крепления стабилизатора.

На шпангоуте №23 вверху монтируется узел крепления раскоса стабилизатора. Оба шпангоута имеют контуры и приклепанные к ним отбортованные стенки с вырезами для облегчения. В нижней части шпангоута №23 имеются три узла для крепления фермы и амортизационной стойки хвостового колеса. На боковинах шпангоута №25 на болтах монтируются узлы крепления подкосов стабилизатора со скобами швартовки самолета.

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. 15) является замыкающим шпангоутом фюзеляжа и представляет собой стенку с отверстиями для облегчения. На шпангоуте установлен кронштейн с радиально-упорным шарикоподшипником для крепления руля направления.

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

Типовые шпангоуты (рис. 16) Z-образного сечения и собраны из нескольких секций, стыкованных специальными накладками. Секции под стрингеры имеют стандартные прорези. Шпангоуты служат для поддержания стрингеров и обшивки.

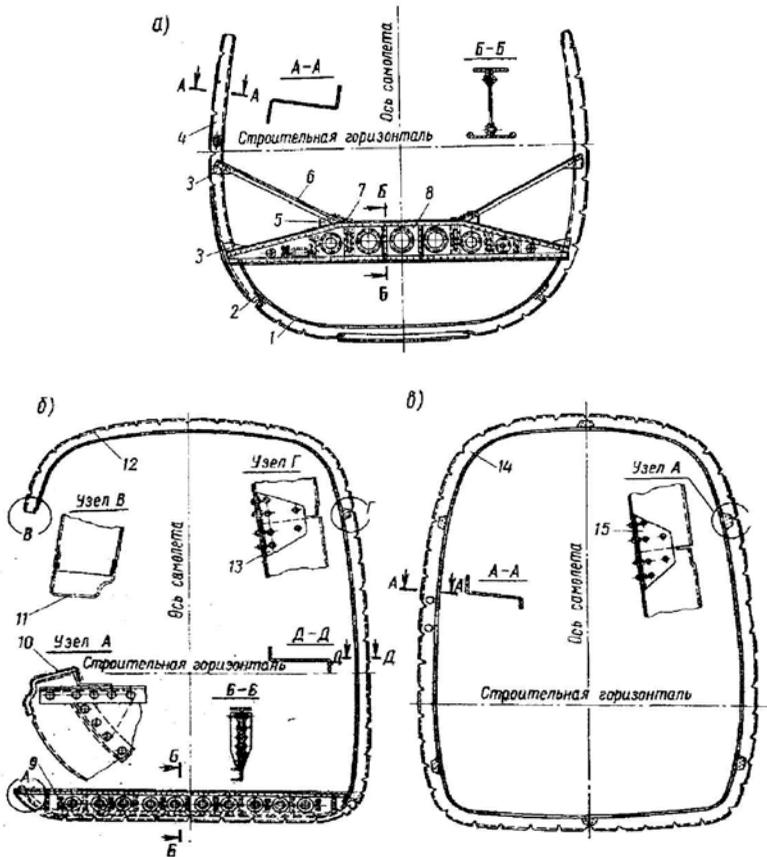


Рис. 16. Типовые нормальные шпангоуты №3 (а), №12 (б) и №19 (в):

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. 16 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 приклепаны балки, служащие опорой пола кабины пилотов. Балка состоит из вертикальной стенки с отбортованными отверстиями для облегчения конструкции и набора профилей.

Боковины 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. В нижней части шпангоуты имеют балки, которые служат опорой для пола грузовой кабины.

Шпангоут №15 не имеет контура и состоит из сплошной отбортованной стенки, в которую вмонтирована двустворчатая дверь для входа в хвостовой отсек фюзеляжа.

Хвостовые шпангоуты с №16 по 21 имеют замкнутый контур и полностью изготовлены из секций Z-образного сечения.

На расстоянии 270 мм от шпангоута №1 установлена дужка крепления доски приборов, закрепленная при помощи уголков на верхних лонжеронах фюзеляжа.

Продольный набор (см. рис. 8 и 9) состоит из четырех лонжеронов, 50 стрингеров.

Верхние лонжероны соединяют боковины шпангоутов №2, 3 и 4 и проходят через гнезда шпангоута №5, на котором крепятся при помощи кронштейна заклепками.

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

Стрингеры фюзеляжа, уголкового сечения, расположены равномерно по образующим фюзеляжа и вложены в прорези шпангоутов. К шпангоуту стрингер крепится с обшивкой заклепкой. При подходе к силовым шпангоутам стрингеры разрезаются и крепятся к ним совместно с обшивкой при помощи заклепок.

В местах технологических разрезов, в зоне между шпангоутами №15 и 17 стрингеры соединяются при помощи уголков.

Силовыми элементами пола кабины пилотов являются две продольные балки, расположенные между шпангоутами №1 и 5. На балках установлены органы управления самолётом. Верхняя плоскость балок совместно с листами образуют пол кабины пилотов, разделенный на две части проходом (рис. 17).

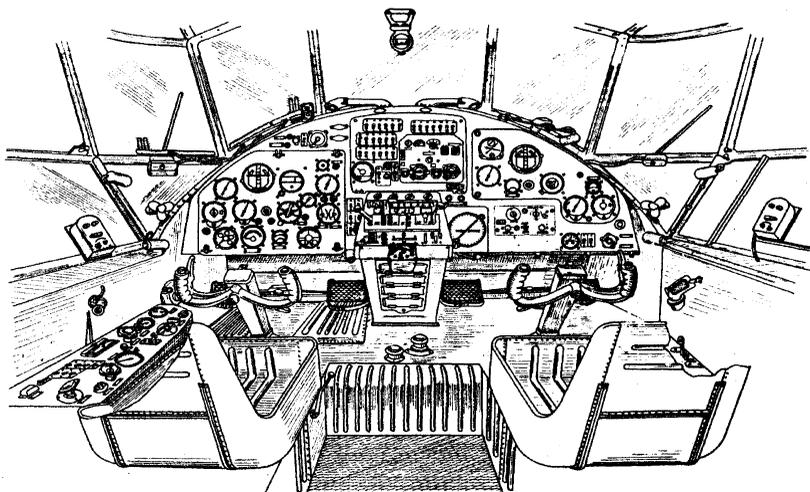


Рис. 17. Общий вид кабины самолёта

Горизонтальная панель прохода имеет снизу жесткий каркас, склепаный с гладким листом, уложена на балки шпангоутов №2, 3 и 4 и приклепана к ним. Вдоль прохода установлены съемные боковые панели для удобного доступа к местам монтажа агрегатов, расположенных под полом.

Каркас пола пассажирского (грузового) отсека фюзеляжа (рис. 18) состоит из продольных и поперечных балок и служит для крепления панелей пола. Поперечные балки являются элементами шпангоутов средней части фюзеляжа.

Продольный набор пола состоит из продольных балок, установленных в семь рядов на расстоянии 250 мм между рядами. Балки закреплены на горизонтальной полке шпангоута двумя клёпками.

Настил пола, состоящий из отдельных панелей, уложен на каркас и крепится при помощи пружинных замков. Панель состоит из листа фанеры толщиной 4 мм, облицованной с обеих сторон дюралюминиевыми листами.

Для крепления грузов на бортах фюзеляжа установлено по девять швартовочных скоб и 13-ти стальных узлов с кольцами в элементах каркаса пола. Бортовые скобы закреплены болтами и заклепками на шпангоутах фюзеляжа.

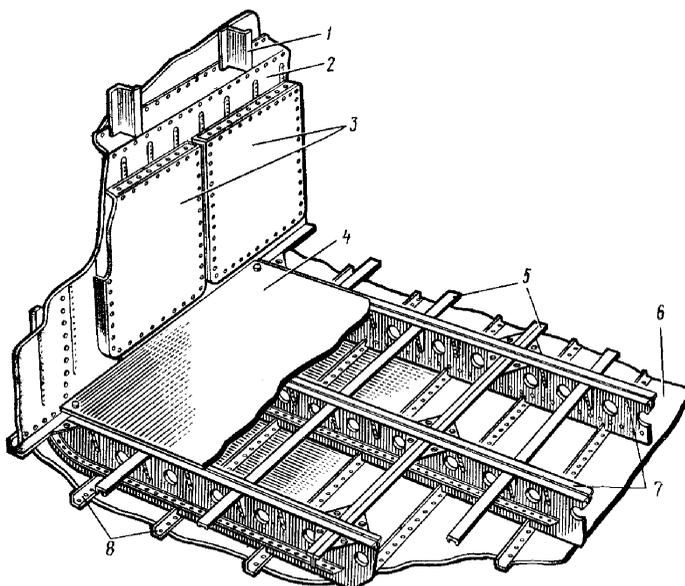


Рис. 18. Каркас пола грузового отсека:

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

Вдоль хвостового отсека установлен пол, состоящий из отдельных панелей, аналогичных панелям пассажирской (грузовой) кабины.

Для подкрепления узлов хвостовой установки колеса между шпангоутами №22 и 24 к обшивке и шпангоутам фюзеляжа приклепаны балки и горизонтальная панель (см. рис. 8 поз 11, 12).

Балки (рис. 19) расположены в нижней части фюзеляжа между шпангоутами №22 и 23.

Верхние полки шпангоутов хвостовой части фюзеляжа связаны горизонтальной нервюрой (рис. 8, поз. 10), которая вместе с дополнительным носком и передним ободом образуют элемент жесткости, создающий плавный переход на киль.

Окантовка выреза под дверь грузового отсека выполнена из восьми штампованных дюралюминиевых профилей, соединенных заклепками.

Обшивка фюзеляжа (рис. 20) является силовым элементом и изготовляется из дюралюминия толщиной от 0,6 до 1,2 мм.

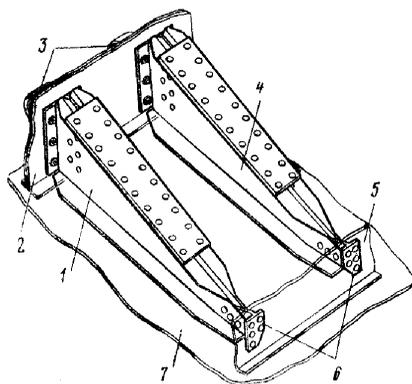


Рис. 19. Балки жесткости хвостового колеса:

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

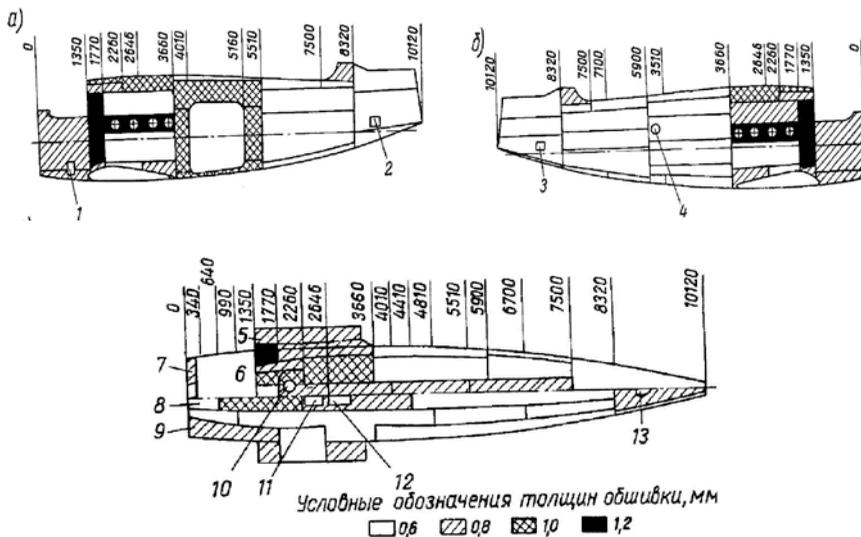


Рис. 20. Схема обшивки фюзеляжа: *а* – вид на левый борт; *б* – вид на правый борт; 1 – люк для подхода к крану слива топлива; 2 – вырез для контейнера аккумулятора; 3 – вырез для люка хвостового колеса; 4 – вырез для окна; 5 – зализ центроплана; 6 – вырез для фонаря; 7 – вид сверху; 8 – вырез для масляного 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

Обшивка хвостовой части фюзеляжа 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 внахлест, причем каждый передний лист перекрывает задний, а каждый верхний лист перекрывает нижний.

Обшивка приклепана к каркасу фюзеляжа заклепками.

В нижней части обшивки фюзеляжа имеются дренажные отверстия.

На левом борту фюзеляжа между шпангоутами №11 и 15 находится дверь пассажирского (грузового) отсека, подвешенная 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 петли, установленные внутри на каркасе двери грузового отсека.

Обе двери имеют жесткие штампованные каркасы и гладкую наружную обшивку толщиной 1 мм.

В закрытом положении дверь пассажирского (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 пассажирского (грузового) отсека удерживается дверью для пассажиров, которая используется как подкос.

Дверь для пассажиров имеет окно, замок с двумя ручками.

Дверь кабины пилотов навешена на две петли, имеет окно, герметизацию и замок с ручкой и ключом.

Задняя дверь двустворчатая и обеспечивает проход в хвостовой отсек фюзеляжа. Каждая створка навешена на шпангоуте №15 на две петли.

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.

Центроплан (рис. 8, поз. 16) является силовым элементом конструкции фюзеляжа и состоит из каркаса и обшивки. Силовыми элементами продольного набора центроплана являются нижние балки шпанго-

утов №6 и 8, служащие передним и задним лонжеронами центроплана. По верхней поверхности центроплана установлено 16 стрингеров.

Поперечный набор центроплана состоит из типовых нервюр, расположенных по две с правой и левой сторон фюзеляжа. Нервюры разрезаны лонжеронами на три части (нос, средняя часть и хвостик).

Обшивка центроплана является силовыми элементами конструкции и приклепана к каркасу заклепками.

В месте перехода от центроплана к борту фюзеляжа установлен несъемный зализ (рис. 21, поз. 9), являющийся силовым элементом центроплана и передающий на фюзеляж усилия кручения и изгиба от шасси и нижнего крыла самолета.

В центропланной части фюзеляжа находится ферма в виде пирамиды (рис. 21), к узлам которой крепятся амортизационные стойки шасси и передние несущие ленты-расчалки коробки крыльев.

Ферма состоит из трех стальных подкосов, шарнирно закреплённых на шпангоуте №5 и переднем лонжероне центроплана.

Основным элементом фермы является передний наклонный подкос 4. Верхний конец подкоса соединен с узлом шпангоута №5, а нижний – с продольной тягой крестообразного сечения и через вильчатый болт – с поперечным сварным трубчатым подкосом.

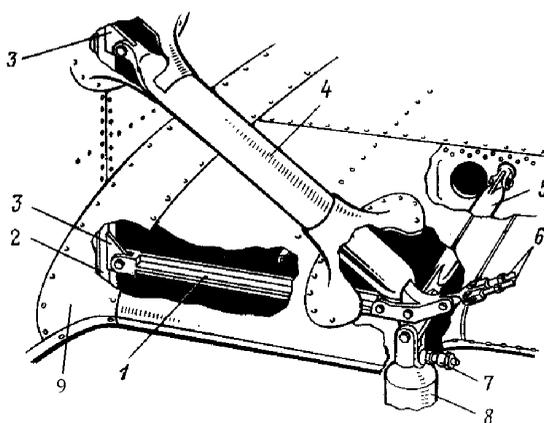


Рис. 21. Ферма центроплана:

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 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.

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.

Фонарь кабины пилотов состоит из стального трубчатого каркаса (см. рис. 8, поз. 2) и прижатых к ним винтами панелей из плексигласа.

Две боковые и правая нижняя панель фонаря сдвигаются назад по направляющим.

В верхней части фонаря имеется крышка аварийного люка.

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

Кабина пилотов имеет вентиляцию с притоком свежего воздуха. Забор воздуха для подачи его в кабину осуществляется через (рис. 22) два верхних воздухозаборника 1, расположенных перед фонарем, и один боковой 12, установленный по левому борту.

Воздух в кабину поступает через два поворотных патрубка 15 и грибок 8.

Вентиляция пассажирской кабины – приточно-вытяжная. Пассажирская кабина оборудована индивидуальной приточной вентиляцией (рис. 22), в которую входят: два воздухозаборника, трубы с угольниками и две вентиляционные камеры с индивидуальными вентиляционными наконечниками, позволяющими регулировать направление и интенсивность струи воздуха в зависимости от желания пассажира.

Заборники воздуха расположены на нижних поверхностях верхних крыльев, откуда воздух под напором поступает через трубопроводы к вентиляционным камерам.

Регулируемая заслонка в потолке кабины обеспечивает отсос воздуха из кабины.

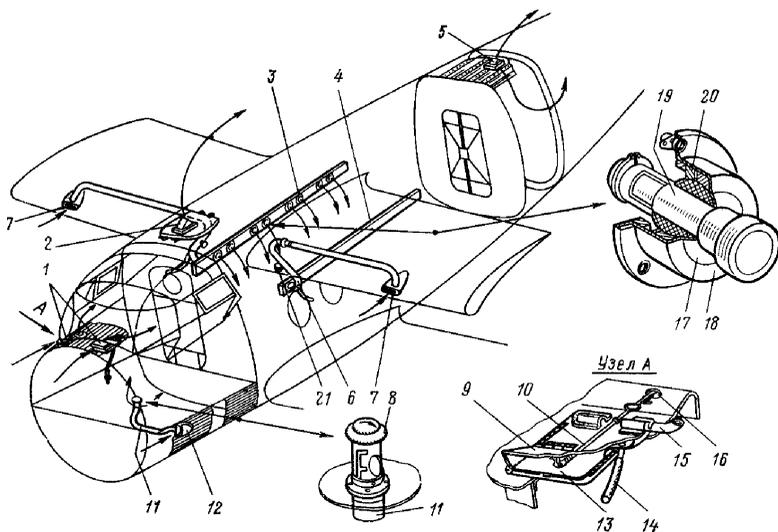


Рис. 22. Вентиляция кабин:

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

Система обогрева кабин фюзеляжа и стекол фонаря (рис. 23) состоит из заборника холодного воздуха 13 с теплообменником 14 на выпускной трубе распределителя теплого воздуха 10 с краном включения системы обогрева, крана обогрева пассажирской (грузовой) 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.

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.

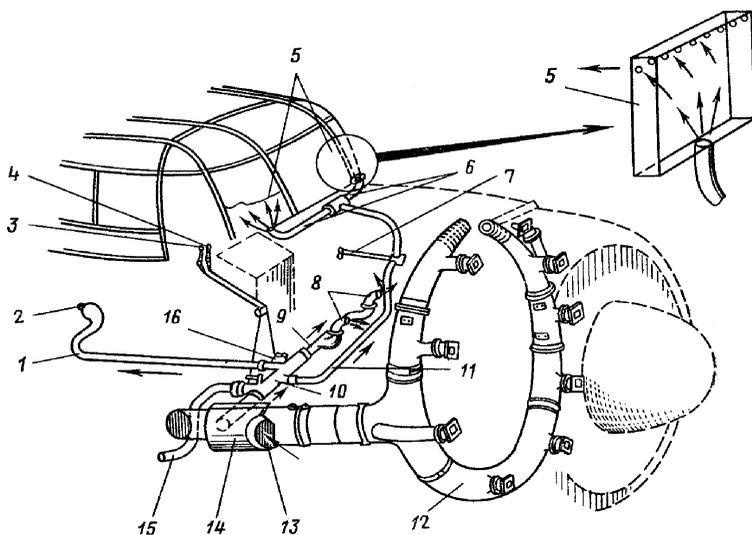


Рис. 23. Система обогрева кабин фюзеляжа:

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.

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.

1.2. КОНСТРУКЦИЯ КОРОБКИ КРЫЛЬЕВ

Коробка крыльев предназначена для создания подъемной силы, обеспечения поперечной устойчивости и управляемости самолета. В верхнем крыле размещены топливные баки, на нижнем крыле расположены рулевая и посадочные фары.

Коробка крыльев состоит из верхнего и нижнего крыльев (рис. 24), двух бипланных стоек и лент-расчалок (двух пар поддерживающих и трех пар несущих).

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.

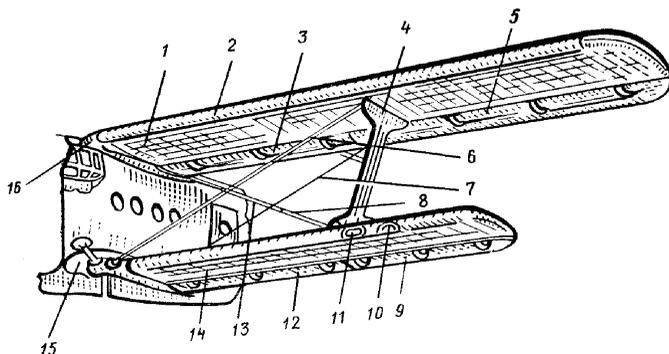


Рис. 24. Коробка крыльев:

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

1.2.1. Конструкция верхнего крыла

Верхнее крыло – двухлонжеронное, имеет металлический каркас и неработающую полотняную обшивку.

Отъемная часть крыла (ОЧК) крепится к фюзеляжу самолета и состоит из каркаса, стальных узлов, внутрикрыльевых лент-расчалок, панелей, закрывающих люки топливных баков и полотняной обшивки.

Каркас отъемной части верхнего крыла (рис. 25) состоит из двух лонжеронов, 26 нервюур, законцовки и обода. Усиленными нервюурами являются нервюуры №1, 4, 7, 10, 13, 16, 19, 22 и 25, между которыми

находятся восемь крестов внутрикрыльевых лент-расчалок. Между нервюрами №1 и 13 расположен отсек для топливных баков. Носовой отсек ОЧК до переднего лонжерона и хвостовой отсек от заднего лонжерона до обода снизу закрыты металлической обшивкой.

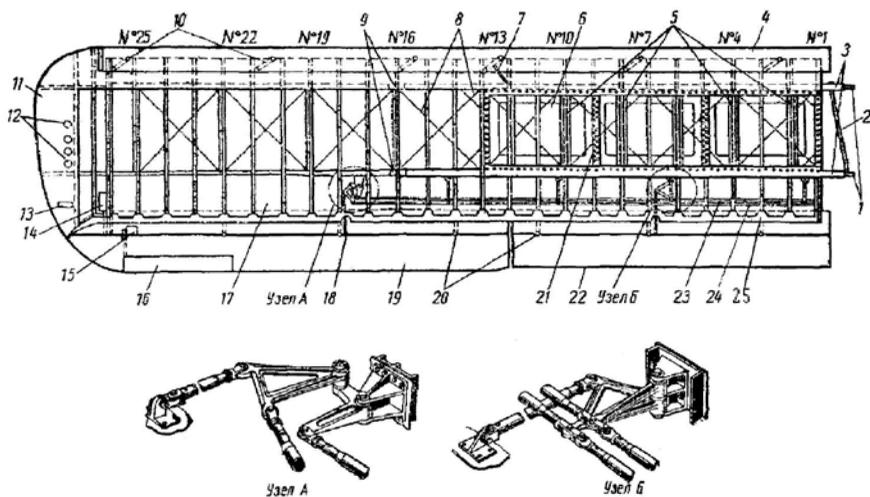


Рис. 25. Схема каркаса левой отъемной части верхнего крыла:

1 – узлы крепления крыла к фюзеляжу; 2 – трубчатый раскос; 3 – лонжероны; 4 – предкрылок; 5 – ложементы топливных баков; 6 – топливные баки; 7 – шнуровой амортизатор предкрылка; 8 – внутрикрыльевые ленты-расчалки; 9 – узлы крепления бипланной стойки к крылу; 10 – качалки предкрылка; 11 – законцовка крыла; 12 – отверстия для облегчения; 13 – отверстия для монтажа и демонтажа тяг управления 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 – тяги управления закрылком; 24 – тяги управления элероном; 25 – обод

Силовыми элементами крыла являются лонжероны и усиленные нервюры. Лонжероны у стыковых узлов соединены между собой стальным трубчатым раскосом.

Лонжероны крыла, представляют две продольные балки от узлов крепления к фюзеляжу до законцовки.

По своей конструкции лонжероны идентичны и отличаются только размерами деталей. Передний лонжерон (рис. 26) состоит из верхней 4 и нижней 5 полок, и стенки 2.

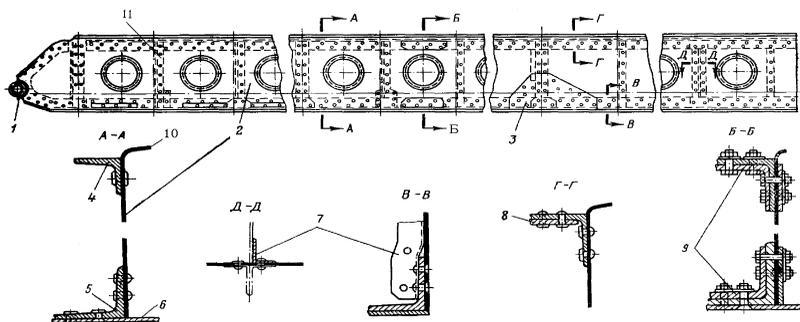


Рис. 26. Передний лонжерон верхнего крыла:

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 – борт стенки лонжерона; 11 – стойка

Полки лонжеронов стыкуются между нервюрами №8 и 9 болтами, что упрощает технологию их изготовления.

Стенки лонжеронов состоят из трех участков, соединенных встык. Стенка приклепывается к полке заклепками. Для крепления носков и хвостиков нервюр и увеличения жесткости стенок к лонжеронам приклепаны стойки 11 уголкового профиля.

На торцах лонжеронов в корневых частях стальными болтами крепятся узлы стыковки крыла с фюзеляжем (рис. 27). Передача нагрузки крыла на фюзеляж осуществляется через шаровые вкладыши 10 и 7.

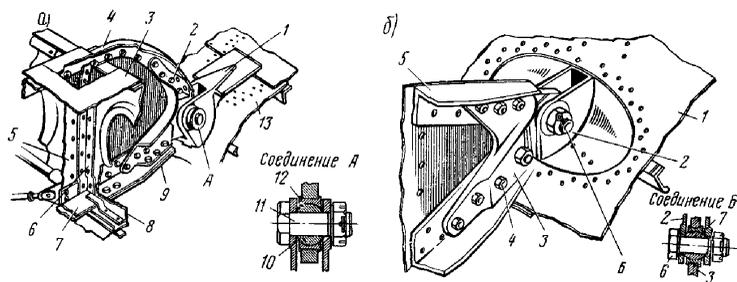


Рис. 27. Стыковые узлы соединения верхнего крыла с фюзеляжем:

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; 7 – шаровой вкладыш.

На стенке заднего лонжерона монтируются пять кронштейнов с чалками управления закрылком и элероном (рис. 25, узлы А, Б).

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

Усиленные нервюры, 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.

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

Усиленные нервюры (рис. 28) (№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.

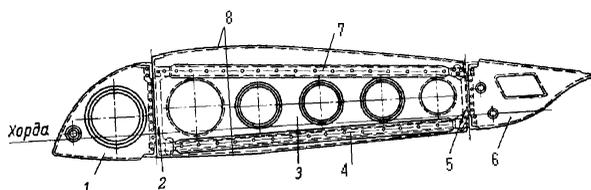


Рис. 28. Усиленная нервюра (№1, 16, 25):

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

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. 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.

Нормальные нервюры (рис. 29) (№№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, соединенных между собой посередине стойкой 2, приклепанной к полкам заклепками.

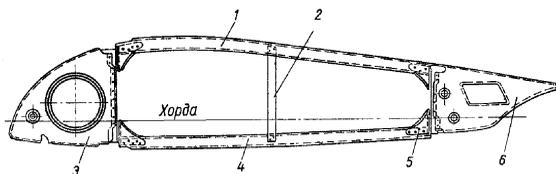


Рис. 29. Нормальная нервюра (кроме №18, 26):

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

Полки крепятся к лонжерону кницами 5. К полкам нормальных нервюр приклепаны профили 2НФ. Средние части нормальных нервюр №18 и 26 имеют стенки с отверстиями для облегчения.

Нервюры топливного отсека (рис. 30) (№2, 3, 4, 6, 7, 8, 10, 11, 12) приспособлены для установки топливных баков. 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 балку П-образного сечения и служат опорой (ложементами) топливных баков. Усиленные нервюры имеют также нижний пояс, изготовленный из трубы 6, к которой приклепана полка 7.

Нервюры №2, 4, 6, 8, 10 и 12 имеют стойки с ушками для монтажа поясов крепления баков. Нервюры №1, 5, 9 и 13, расположенные между топливными баками, имеют верхние полки, к которым приклепаны анкерные гайки для крепления крышек топливных баков.

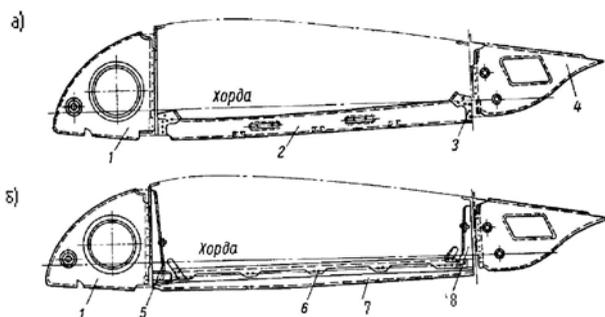


Рис. 30. Нервюры топливного отсека:

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

К нижнему борту носка и к верхнему борту хвостика нервюр приклепан профиль для крепления полотна.

Носки и хвостики нервюр приклепаны к уголкам, установленным на стенках лонжеронов.

К хвостикам нервюр №3, 7, 14, 18, 22 и 26 приклепываются кронштейны подвески элеронов и закрылков.

Ленты-расчалки (рис. 25, поз. 8) предусмотрены для создания жесткости каркаса крыла при работе его на кручение и крепятся к передним и задним стойкам усиленных нервюр к ушкам на стойках.

Законцовка крыла (рис. 25, поз. 11) состоит из двух лонжеронов – переднего и заднего, двух нервюр, обода и обшивки. Лонжероны законцовки приклепаны к лонжеронам крыла внахлест. Нервюры законцовки по своей конструкции аналогичны нормальным нервюрам крыла. Металлическая обшивка законцовки приклепана ко второй нервюре, лонжерону и ободу.

Стыковые узлы верхнего крыла с фюзеляжем (см. рис. 27) крепятся к полкам лонжеронов стальными болтами и выполнены в виде ушка с двумя концами, в которые запрессованы шаровые вкладыши. Такая конструкция стыковых узлов обеспечивает стыковку с узлами фюзеляжа без дополнительной подгонки.

Узлы крепления бипланной стойки (передний и задний) и несущих лент-расчалок монтируются на нижних полках лонжеронов верхнего крыла у нервюры №16.

Предкрылок крепится к верхнему крылу на шести кронштейнах (рис. 31) на усиленных носках нервюр №3, 8, 13, 16, 21 и 26.

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

На качалке, установленной на носке нервюры №13, крепится резиновый шнуровой амортизатор (рис. 25, поз. 7) предназначенный для плотного прижатия предкрылка к крылу.

Узлы подвески элеронов и закрылков (рис. 32) представляют собой кронштейны 8 криволинейной формы, изготовленные из двух штампованных щек 5, склепанных между собой и совместно с хвостиками нервюр, и крепящиеся к полкам лонжеронов болтами.

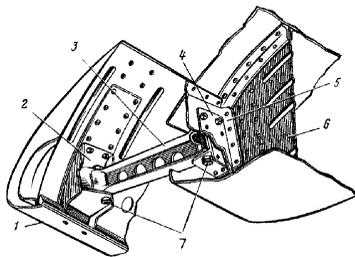


Рис. 31. Узел крепления предкрылка к крылу: 1 – предкрылок; 2 – кронштейн на предкрылке; 3 – качалка предкрылка; 4 – кронштейн крепления качалки; 5 – диафрагма; 6 – усиленный носок крыла; 7 – шарнирные болты

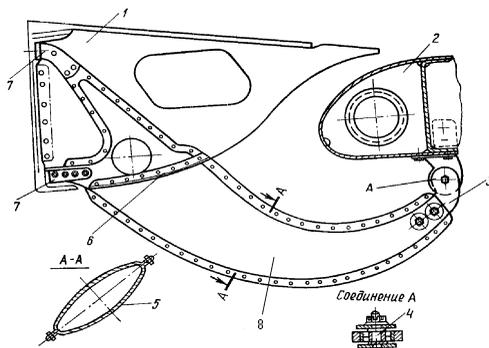


Рис. 32. Узел подвески элеронов и закрылков: 1 – хвостик нервюры; 2 – элерон (закрылок); 3 – вилка; 4 – шарнирный болт; 5 – щека; 6 – уголок; 7 – уголки крепления к лонжерону; 8 – кронштейн

На концах кронштейнов между щеками крепится на болтах вилка 3, в которую вставляется кронштейн элерона или закрылка.

Полотняная обшивка верхнего крыла выполнена из материала АМ-93 и натянута на каркас крыла «чулком» так, чтобы основа ткани и швы были параллельны нервюрам (рис. 33).

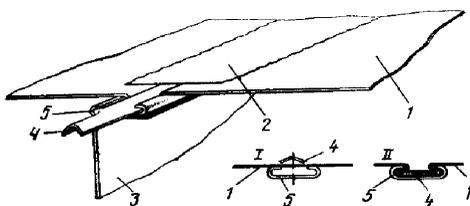


Рис. 33. Заделка полотна на нервюрах:

I – до заделки полотна; II – после заделки полотна

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

К нервюрам полотно крепится при помощи специальных профилей 2НФ и лент ЗНФ.

1.2.2. Конструкция механизации 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.

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

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

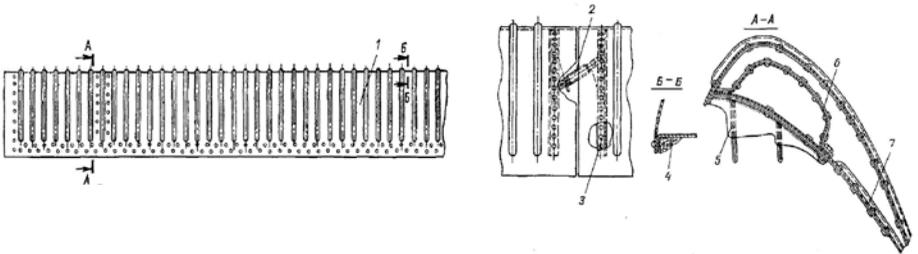


Рис. 34. Предкрылок:

1 – верхняя обшивка; 2 – тандер соединения предкрылков; 3 – нервюра; 4 – рейка; 5 – кронштейн; 6 – камера; 7 – нижняя обшивка

На верхнем крыле щелевой закрылок устанавливается на участке от нервюры №1 до №12. Щелевой закрылок служит для увеличения кривизны профиля с целью увеличения коэффициента подъемной силы C_y , что позволяет снизить посадочную скорость и скорость отрыва самолета.

Закрылок состоит из каркаса, узлов крепления и полотняной обшивки. Каркас закрылка (рис. 35) состоит из лонжерона 6, 13-ти нервюр, металлической обшивки и обода 3.

Лонжерон закрылка – швеллерного сечения, по размаху состоит из трех участков, соединенных между собой накладками.

Нервюры состоят из носовой и хвостовой части и имеют стандартную конструкцию.

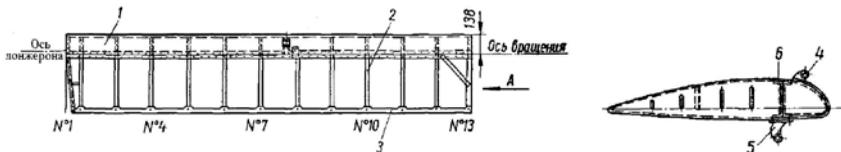


Рис. 35. Каркас закрылка верхнего крыла:

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

Узлы крепления закрылка к крылу крепятся на нижней полке лонжерона у нервюры №4, 8, и 12 болтами.

Полотняная обшивка закрылка выполнена аналогично крылу. 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-закрылок состоит из каркаса, узлов крепления, балансирующего груза, полотняной обшивки и триммера на левом элероне.

Каркас элерона (рис. 36) состоит из лонжерона, 16-ти нервюр, металлической обшивки и обода.

Конструкция элерона аналогична конструкции закрылка.

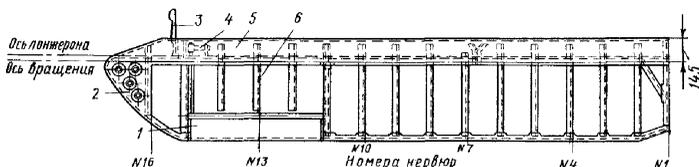


Рис. 36. Каркас элерона (левого):

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

Элерон крепится к крылу на четырех кронштейнах, аналогичных кронштейнам крепления закрылка. Балансирующий груз элерона расположен у нервюры №15 и крепится в кронштейне, приклепанном к носку.

Триммер элерона подвешен на петле, приклепанной к профилю, замыкающему укороченные хвостики нервюры №12, 13 и 14. Триммер состоит из лонжерона, семи нервюр и обшивки.

Механизм управления триммером УТ-6Д закреплен в передней части элерона в двух точках. Полотняная обшивка элерона крепится так же, как и на крыле и закрылке.

1.2.3. Конструкция нижнего крыла

Нижнее крыло по своей конструкции аналогично верхнему крылу.

На нижнем крыле 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.

Каркас нижнего крыла (рис. 37) по своей конструкции аналогичен верхнему крылу и состоит из двух лонжеронов, 18 нервюр, из которых шесть усилены, пять крестов-расчалок, законцовки, обода и обшивки.

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 качалки для крепления тяг управления закрылком. Каждый корневой и концевой закрылок крепится к крылу на трех наружных кронштейнах.

Все элементы крыла по своей конструкции подобны одноименным элементам верхнего крыла.

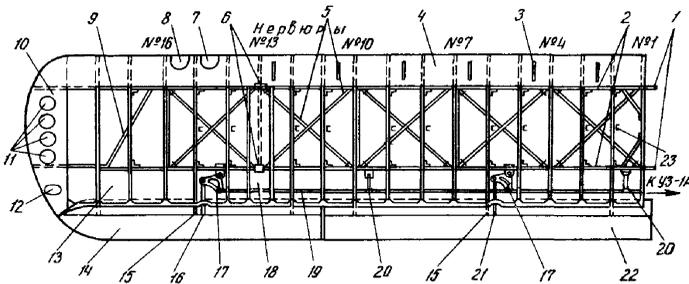


Рис. 37. Схема каркаса левой отъемной части нижнего крыла:

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

На лонжеронах крыла у нервюры №13 монтируются стальные узлы крепления бипланной стойки. На нижней полке переднего лонжерона у нервюры №13 установлен швартовочный узел. Узлы соединения нижнего крыла с фюзеляжем показаны на рис. 38.

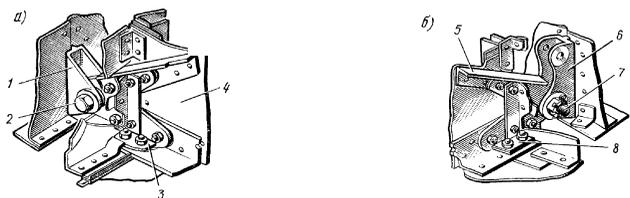


Рис. 38. Стыковые узлы соединения нижнего крыла с фюзеляжем: *а* – передний узел: 1 – узел фюзеляжа; 2 – болт стыковки; 3 – узел крыла; 4 – передний лонжерон крыла; *б* – задний узел: 5 – задний лонжерон; 6 – узел фюзеляжа; 7 – болт стыковки; 8 – узел крыла

Бипланная стойка (рис. 39), связывает лонжероны верхнего и нижнего крыльев и склепана из двух штампованных боковин 5. Торцовые обрезы стойки имеют форму контура профиля нижней части верхнего крыла и верхней части нижнего крыла.

Стойка крепится к крыльям двумя передними и двумя задними узлами; передние узлы неподвижны, задние – снабжены регулируемыми вильчатыми болтами 7. Задние узлы стойки выполнены в виде пера с двумя ушками. На левой бипланной стойке устанавливается приемник воздушного давления (ПВД) и приемник термометра наружного воздуха.

Для создания жесткости бипланной коробки в каждой полукоробке крыльев имеется пять лент-расчалок; две поддерживающие и три несущие (рис. 24, поз. 6, 7, 8).

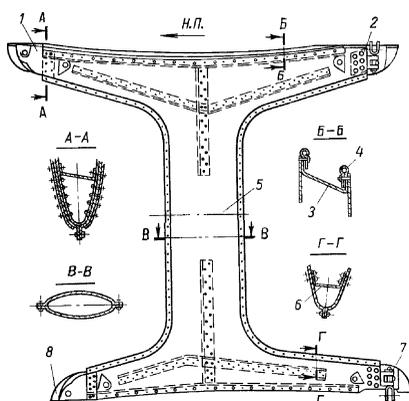


Рис. 39. Бипланная стойка: 1 – передний стыковой узел; 2 – задний стыковой узел; 3 – доньшко; 4 – резиновая прокладка; 5 – боковина; 6 – поддерживающий профиль; 7 – регулировочный болт; 8 – обтекатель

Передние несущие и поддерживающие ленты сдвоены. Несущие ленты-расчалки работают в полете на растяжение под действием нагрузки от подъемной силы верхнего и нижнего крыла, передающейся по бипланной стойке на узлы крепления лент. Поддерживающие ленты-расчалки нагружены при стоянке на земле и от инерционных сил при посадке самолета. Передние несущие ленты-расчалки крепятся к наклонному подкосу фермы центроплана и к узлу на нижней полке переднего лонжерона верхнего крыла у нервюры №16.

Задняя несущая лента-расчалка крепится к заднему лонжерону центроплана и к узлу на нижней полке заднего лонжерона верхнего крыла у нервюры №16.

Поддерживающие ленты-расчалки крепятся к узлу на переднем лонжероне верхнего крыла на нервюре №1 и к узлу на переднем лонжероне нижнего крыла у нервюры №13.

Ленты-расчалки соединены между собой лентодержателем (рис. 24, поз. 13), представляющим собой дюралюминиевую трубу с деревянными вкладышами.

1.2.4. Работа силовых элементов коробки крыльев

По силовой схеме каждая полукоробка крыльев представляет собой пространственную ферму (рис. 40), состоящую из верхнего и нижнего крыла, 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.

Верхний и нижний лонжероны представляют собой балки, лежащие на двух опорах и нагруженные по всей своей длине погонной аэродинамической нагрузкой q (рис. 41).

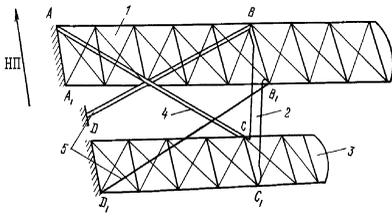


Рис. 40. Силловая схема коробки крыльев: 1 – верхнее крыло; 2 – бипланная стойка; 3 – нижнее крыло; 4 – поддерживающие ленты-расчалки; 5 – несущие ленты-расчалки

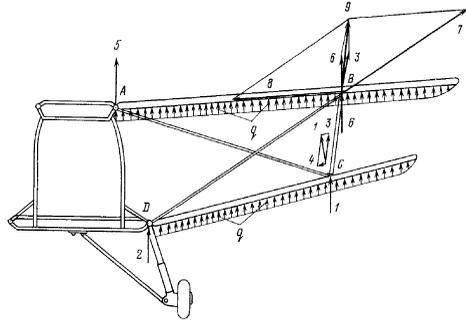


Рис. 41. Схема сил, действующих на вертикальную ферму

Под действием этой нагрузки балка прогнется и примет форму, указанную на рис. 42 (пунктирная линия). Наибольший изгибающий момент будет в середине между опорами в сечении I-I, а для консольной части – в сечении II-II.

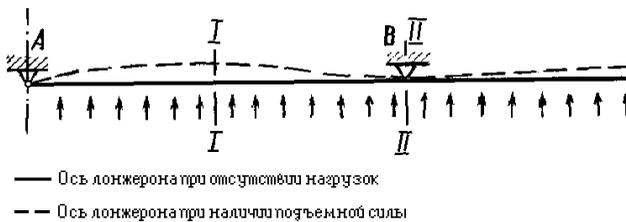


Рис. 42. Деформация лонжерона верхнего крыла при наличии подъемной силы: А – опора в месте стыковки крыла с фюзеляжем; В – опора в месте крепления бипланной стойки; I-I – сечение лонжерона АВ с наибольшим изгибающим моментом; II-II – сечение в опоре В

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. 41), цифрами 1 и 2, а на верхней – 5 и 6.

Так как стойка ВС имеет наклон, то нужно силу I разложить по правилу параллелограмма на два направления – по лонжерону и стойке (ВС). 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 I . Передаваясь по стойке ВС, 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. 42).

Характер работы задней фермы коробки крыльев аналогичен передней.

1.3. КОНСТРУКЦИЯ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

Хвостовое оперение предназначено для обеспечения продольной и путевой устойчивости и управляемости самолета.

Хвостовое оперение состоит из горизонтального и вертикального. К горизонтальному оперению относятся: стабилизатор с двумя подкосами и руль высоты с триммером. Вертикальное оперение состоит из киля и руля направления с триммером.

Стабилизатор предназначен для обеспечения продольной устойчивости самолета.

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 каждой половины стабилизатора (рис. 43) включает в себя два лонжерона швеллерного сечения (поз. 1, 6), тринадцать 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.

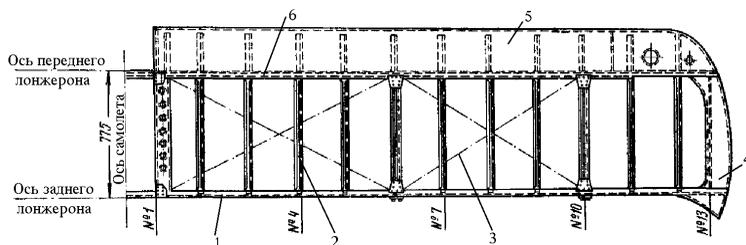


Рис. 43. Каркас половины стабилизатора:

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

В концевой части каждого лонжерона к стенке и полкам приклепаны лонжероны законцовки.

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

На нижних полках лонжеронов у нервюры №6 расположены узлы крепления подкосов стабилизатора.

Стыковка половин стабилизатора осуществляется по лонжеронам через накладки.

Нервюры делятся на усиленные и нормальные. Усиленными нервюрами являются №1, 6 и 10, остальные – нормальными. Они состоят из носка и средней части. К верхним бортам нервюр приклепаны профили 2НФ для крепления полотна. Вертикальными бортами нервюры приклепаны к лонжеронам.

К бортам средней части усиленных нервюр приклепаны усиливающие профили. Усиленные нервюры к лонжеронам приклепаны накладками-кницами.

Носки нервюр приклепаны к переднему лонжерону. К бортам носков нервюр приклепана металлическая обшивка.

Законцовка стабилизатора выполнена из дюралюминиевых листов и усилена двумя профилями-гнутиками.

Полотняная обшивка стабилизатора аналогична полотняной обшивке крыла.

Стыковые узлы стабилизатора обеспечивают соединение стабилизатора с фюзеляжем и киля со стабилизатором (рис. 44). Стабилизатор крепится к шпангоутам №23 и 25 фюзеляжа четырьмя узлами. Над узлами крепления стабилизатора к фюзеляжу расположены узлы крепления киля к стабилизатору.

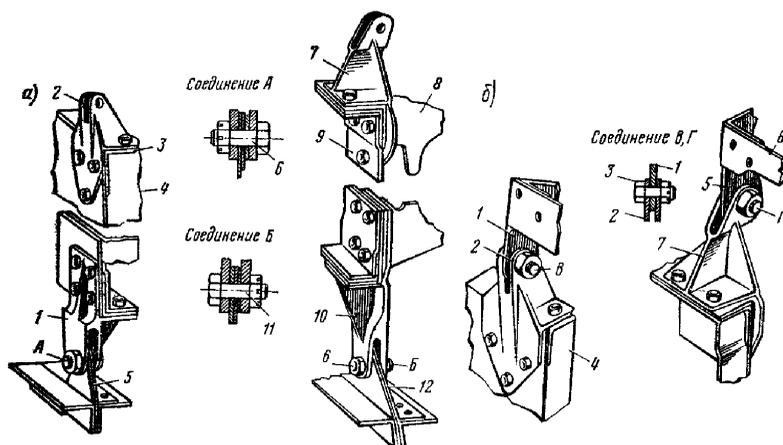


Рис. 44. Стыковые узлы стабилизатора с фюзеляжем и киля со стабилизатором: *а* – узлы крепления стабилизатора к фюзеляжу: 1 – передний узел крепления стабилизатора к фюзеляжу; 2 – передний узел крепления киля; 3 – полка лонжерона; 4 – усиливающая стойка; 5 – узел на шпангоуте №23; 6 – стыковой болт; 7 – задний узел крепления киля; 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 киля к стабилизатору: 1 – передний узел лонжерона киля; 2 – передний верхний узел на лонжероне стабилизатора; 3 – стыковой болт; 4 – усиливающая стойка на лонжероне стабилизатора; 5 – задний узел лонжерона киля; 6 – обшивка; 7 – задний узел крепления киля к стабилизатору

Узлы крепятся к полкам лонжеронов стабилизатора болтами.

Подкос стабилизатора (рис. 45) связывает консоль стабилизатора с фюзеляжем, передавая нагрузку от аэродинамических сил на нижние узлы шпангоута №25 фюзеляжа. Подкос Т-образной формы состоит из двух склепанных между собой боковин.

Крепление осуществляется с помощью вильчатых болтов (узел А).

Раскос стабилизатора (рис. 46) 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.

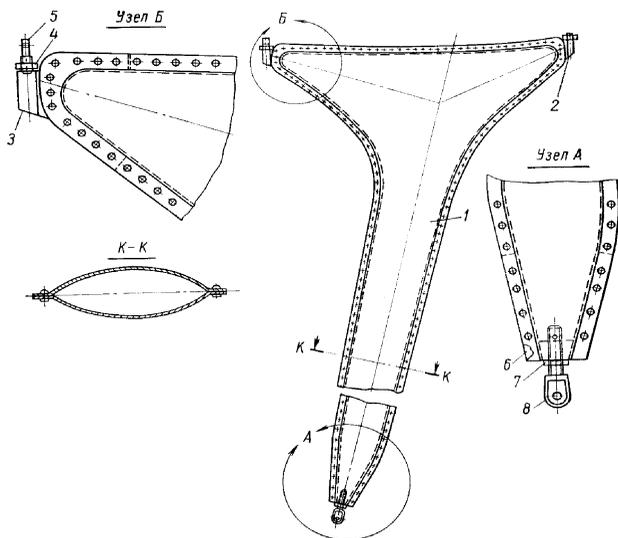


Рис. 45. Подкос стабилизатора:

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



Рис. 46. Раскос стабилизатора:

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

Раскос представляет собой две сваренные под углом трубы с проушинами, служащими для крепления раскоса к шпангоуту №23 фюзеляжа и к заднему лонжерону стабилизатора.

Руль высоты состоит из двух половин, соединенных между собой с помощью фланцев четырьмя болтами.

Руль высоты 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.

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

Каркас руля высоты (рис. 47) состоит из лонжерона, нервюр, обода и металлической обшивки.

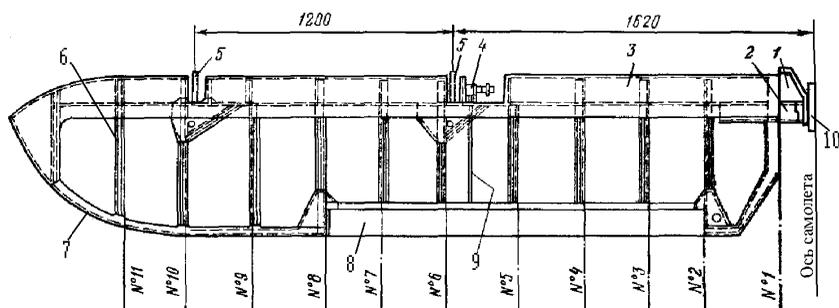


Рис. 47. Каркас руля высоты (левая половина):

1 – центральный кронштейн; 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

Лонжерон – швеллерного сечения, постоянной высоты. У стыка обеих половин руля к лонжерону приклепана труба с фланцем, через которые осуществляется соединение обеих половин руля (рис. 48 б) с помощью четырёх болтов. Между фланцами установлена качалка управления рулём.

К лонжерону руля приклепаны 12 нервюр, каждая из которых, кроме первой, состоит из носка и хвостовой части.

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

Обод руля высоты своей конструкции аналогичен ободу элерона и закрылков.

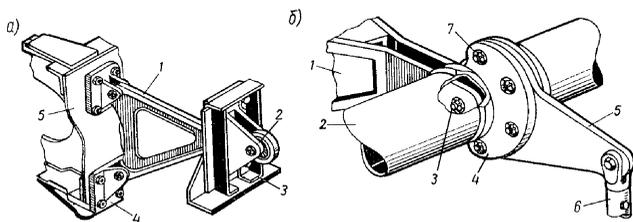


Рис. 48. Узлы подвески руля высоты:

а – боковой узел подвески руля высоты: 1 – кронштейн подвески; 2 – кронштейн руля; 3 – лонжерон руля; 4 – кронштейн стабилизатора; 5 – лонжерон стабилизатора; **б** – узел центральной опоры руля высоты: 1 – кронштейн; 2 – труба руля; 3 – осевой болт; 4 – фланец руля; 5 – одноплечая качалка 6 – тяга управления руля высоты; 7 – болты соединения обеих половин руля

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

Руль высоты подвешен на пяти узлах. По оси самолета установлена центральная опора руля (рис. 48 б), остальные четыре узла (рис. 48 а) установлены на нервюрах №6 и 10 правой и левой половин стабилизатора. Грузы весовой балансировки устанавливаются в обеих половинах руля между нервюрами №8 и 9.

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

Управление триммером электродистанционное и осуществляется от электромеханизма УТ-6Д. Электромеханизм установлен на лонжероне руля высоты, в отсеке между нервюрами №5 и 6.

Киль предназначен для обеспечения путевой устойчивости самолета и состоит из каркаса, полотняной обшивки и узлов крепления.

Каркас киля (рис. 49) 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. В нижней торцевой части лонжеронов крепятся заклепками узлы стыковки лонжеронов со стабилизатором.

К переднему лонжерону у нервю №1 и 2 приклепан кронштейн для крепления антенны связной радиостанции РСБ-5 и радиокompаса АРК-5.

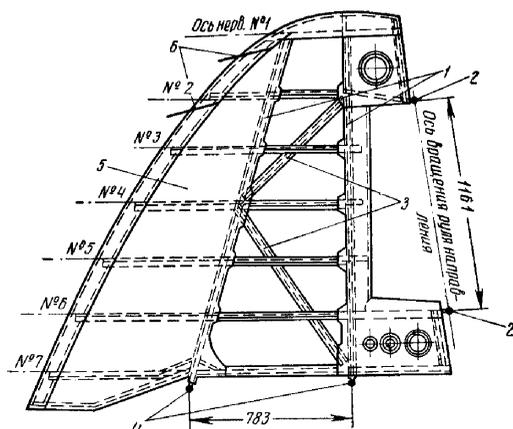


Рис. 49. Каркас кия:

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

В киле имеется семь нервю. Нервю №1 – цельная, нервю №2, 6 и 7 состоят из носка, средней и хвостовой части. Остальные нервю состоят из носка и средней части.

Носки нервю отличаются только размерами.

Средние части нервю аналогичны по своей конструкции, к средним частям нервю по внешним обводам приклепаны профили 2НФ для крепления полотна. Вертикальными бортами средние части нервю приклепываются к лонжеронам.

Нервю №7 кия является торцовой усиленной нервюрой.

К хвостикам нервю №2 и 6 приклепаны узлы подвески руля направления.

Отсек кия между лонжеронами усилен двумя раскосами. Раскосы пересекают средние части нервю №3, 5 и 6 через специальные отверстия и крепятся к среднему лонжерону у нервю №4 и к заднему лонжерону у нервю №2 и 7.

Передняя кромка кия до переднего лонжерона закрыта дюралюминиевой обшивкой.

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

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

Руль направления крепится 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. 50) имеет лонжерон, 12 нервюр, металлическую обшивку, обод и профиль триммера.

Лонжерон – швеллерного сечения, имеет наклон по отношению к вертикальной оси самолёта.

Нервюры, за исключением №1 и 12 – разрезные и состоят из носка и хвостика.

Носки нервюр на участке от нервюры №6 до нервюры №10 перпендикулярны лонжерону и имеют у лонжерона излом по отношению к нервюре. К носку нервюры №10 болтами с двух сторон крепятся рычаги, к которым закреплены тросы проводки путевого управления (рис. 51 б).

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

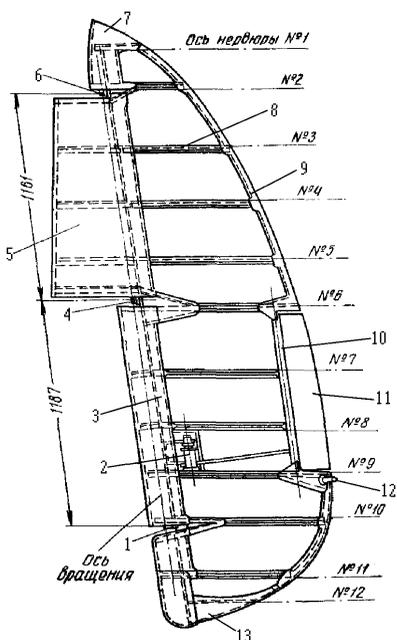
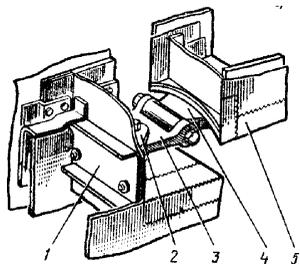


Рис. 50. Каркас руля направления:
 1 – узел подвески руля к фюзеляжу;
 2 – электромеханизм УТ-6Д; 3 – лонжерон; 4,6 – узлы подвески руля к килю; 5 – аэродинамический компенсатор; 7 – законцовка; 8 – нервюра; 9 – обод; 10 – профиль триммера; 11 – триммер; 12 – хвостовой АНО; 13 – «доннышко»

а



б

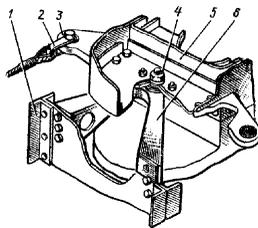


Рис. 51. Узлы подвески руля направления:

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

Профиль триммера швеллерного сечения с узлами для подвески триммера приклепан к нервюрам №№6–9. Металлическая обшивка приклепана к носкам нервюр и к лонжерону.

Верхняя часть руля закрыта законцовкой, приклепанной к лонжерону, ободу, нервюре №1 и носку нервюры №2.

Полотняная обшивка руля направления аналогична ранее описанным агрегатам.

Узлы подвески руля направления (рис. 51) установлены на лонжероне киля у нервюр №2 и 6 и на шпангоуте №26.

Узлы подвески руля направления к килю (рис. 51 а) состоят из кронштейна 2 с двумя ушками и серьги 3. Кронштейн крепится к лонжерону четырьмя болтами.

Узел подвески руля направления к шпангоуту №26 фюзеляжа (рис. 51 б) состоит из кронштейна 6 со стыковым болтом 4.

Весовой балансир руля установлен между нервюрами №4 и 6 и представляет собой груз с двумя приваренными пластинами для крепления его к нервюрам.

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 УТБД, который устанавливается между нервюрами №6 и 9 сзади лонжерона.

Глава 2.

КОНСТРУКЦИЯ ШАССИ САМОЛЁТА АН-2

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. На самолете Ан-2 применено трехопорное шасси с хвостовой опорой.

Основные данные шасси самолета Ан-2

Ширина колеи шасси, м	3,36
Размер колес основных опор шасси, мм	800x260
Размер хвостового колеса, мм	470x210
Количество жидкости АМГ-10, см ³ :	
в амортизационных стойках основных опор шасси	2 x 1680
в амортизационной стойке хвостового колеса	440
Давление газа, кгс/см ² :	
в амортизационных стойках основных опор шасси	30
в амортизационной стойке хвостовой установки	27
Осадка амортизационных стоек основных опор шасси, мм:	
для полетного веса G=4800 кгс	135
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

2.1. ОСНОВНЫЕ ОПОРЫ ШАССИ

Правая и левая основные опоры шасси аналогичны по конструкции (рис. 52). Каждая из них пирамидального типа. Пирамида образована тремя стержнями с вершиной у колеса.

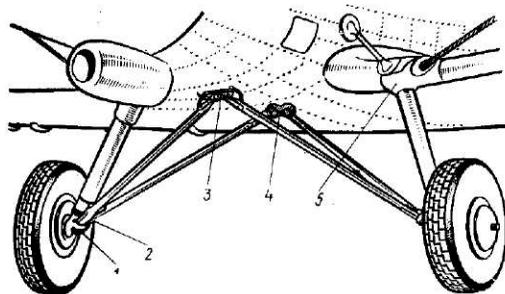


Рис. 52. Основные опоры шасси самолета:

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)

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 двусторонним обтекателем.

Особенность конструкции основных опор шасси состоит в том, что при обжати 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.

Передние и задние подкосы верхними узлами крепятся к башмакам, установленным снизу 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. 53.

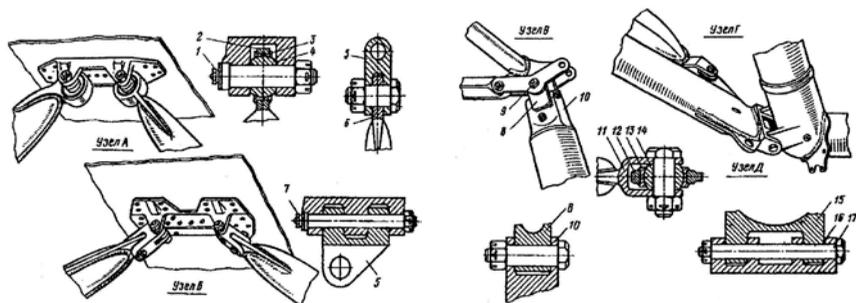


Рис. 53. Шарнирные узлы основных опор шасси:

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 – пустой болт

Узел Д выполнен в виде гребенки, воспринимает все нагрузки, возникающие при переднем и боковом ударе в колесо.

Передние подкосы изготовлены из стали и состоят из двух штампованных половин, сваренных между собой по передней и задней кромке.

Верхний узел крепления передних подкосов заканчивается ушком, с запрессованной стандартной шаровой опорой, состоящей из обоймы с шаровым гнездом, в которую вложен шаровой вкладыш.

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.

Задний подкос изготовлен из стали и сварен по задней кромке.

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

Полуось – пустотелая (рис. 54), изготовлена из стали 30ХГСА, и имеет форму колена, изогнутого под тупым углом. Полуось коротким концом напрессована на цилиндр амортизатора основной опоры до упора в наружный его буртик. От проворачивания полуось фиксируется конусным болтом. Для стыковки с гребенкой переднего подкоса полуось имеет уши.

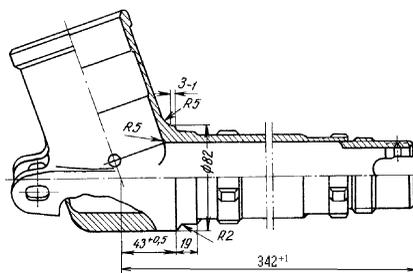


Рис. 54. Полуось

На удлиненной (горизонтальной) части полуоси имеются шлицы для посадки двух тормозных фланцев, два пояска 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.

2.1.1. Конструкция и работа амортизатора

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

В состав амортизатора (рис. 55) входит 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, зарядный клапан 5 с заливной трубкой 6, детали уплотнений, винты, гайки и др.

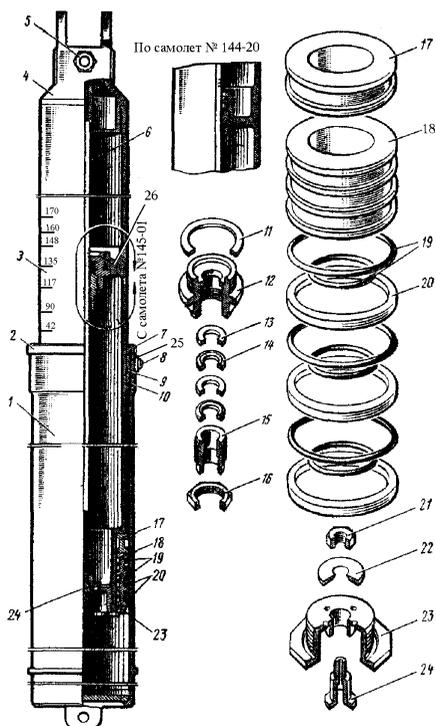
В нижней части цилиндр имеет два ушка для крепления цилиндра амортизационной стойки к полуоси, в его верхней части имеется резьба под бронзовую гайку (верхнюю буксу) 25 и два отверстия под контрящие винты 8 буксы.

Шток амортизатора 3 перемещается 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 буску 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 буску) 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.



55. Амортизатор основной опоры шасси:
 1 – цилиндр; 2 – верхняя буска; 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 буска;
 19 – кольца резиновые; 20 – кольцо кожаное;
 21 – гайка крепления шайбы клапана;
 22 – дюралюминиевая шайба клапана;
 23 – гайка-клапан; 24 – полый болт клапана;
 25 – верхняя буска; 26 – перегородка

На зеркале штока 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.

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

Внутри штока проходит заливная трубка 6.

Донышко штока 4 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.

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.

Гайка-клапан имеет одно центральное отверстие большого диаметра и четыре боковых отверстия 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. Буксы имеют канавки для уплотнительных пакетов.

Зарядный клапан (рис. 56) служит для зарядки амортизатора

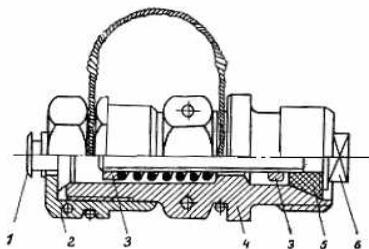


Рис. 56. Зарядный клапан:

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

газом и жидкостью. 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.

При ударе самолета колесами о землю цилиндр амортизатора перемещается вверх по штоку (рис. 57) (прямой ход). Жидкость, приподняв шайбу клапана, перетекает из цилиндра в газовую камеру штока через четыре отверстия в гайке диаметром 5,5 мм, отверстие в полем 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 полем болте диаметром 2,8 мм.

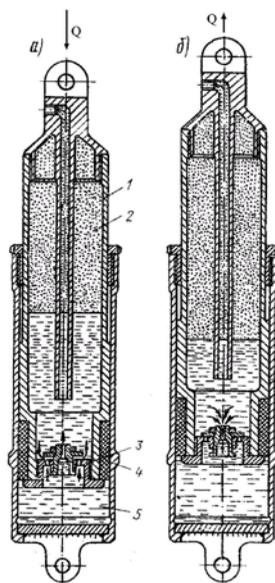


Рис. 57. Схема работы амортизатора шасси:

a – прямой ход; *б* – обратный ход;
 1 – шток; 2 – сжатый газ; 3 – клапан;
 4 – цилиндр; 5 – жидкость;
 Q – сила, действующая на шток амортизатора

2.1.2. Конструкция колеса основной опоры шасси

Колесо шасси К-150 (рис. 58) полубаллонного типа. Колесо состоит из барабана 8, съемной реборды 7, двухкамерного пневматического тормоза 2,9,10,16, двух конических подшипников 15, обтекателя 12 с гайкой 13, пневматика, состоящего из покрывки 20 и камеры 21.

Барабан колеса 8 имеет одну несъемную реборду и втулку, в выточке которой запрессованы внешние обоймы роликовых подшипников 15.

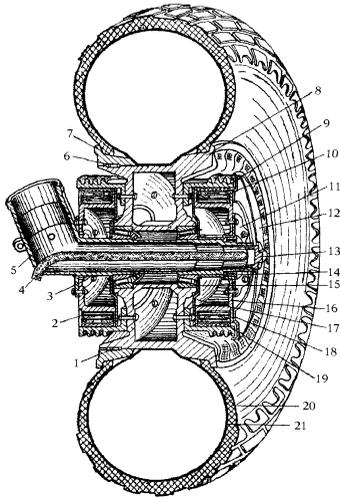


Рис. 58. Колесо шасси основной опоры:
 1 – стопорный штифт; 2 – тормозная камера; 3 – съемный внутренний тормозной фланец полуоси, 4 – тормозной шланг; 5 – полуось; 6 – контрящее полукольцо; 7 – съемная реборда; 8 – барабан колеса; 9 – тормозная рубашка; 10 – возвратная пружина; 11 – съемный тормозной фланец полуоси; 12 – обтекатель колеса; 13 – гайка обтекателя; 14 – установочная гайка; 15 – роликовый подшипник; 16 – корпус тормоза; 17 – обтюратор; 18 – съемный борт корпуса тормоза; 19 – фрикционная пластина; 20 – покрывка шины; 21 – камера шины.

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.

Внешний тормоз закрыт обтекателем 12, который крепится на конце полуоси гайкой 13.

Съемная реборда 7 крепится на барабане колеса двумя полукольцами 6 для предотвращения от осевого смещения реборды и шестью штифтами – от радиального перемещения.

С обеих сторон к барабану колеса крепятся девять болтами стальные тормозные рубашки 9. На корпусе рубашки имеются ребра для отвода тепла, возникающего при торможении колес.

Корпус тормоза 16 имеет форму барабана с двумя бортами, между которыми уложена кольцевая плоская резиновая камера 2. Сверху камеры по окружности расположено 15 фрикционных тормозных пластин 19, прижатых к корпусу двумя спиральными пружинами 10.

Под действием сжатого воздуха 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

2.2. УСТАНОВКА ХВОСТОВОГО КОЛЕСА

Установка хвостового колеса (рис. 59), состоит из качающейся фермы 6, цилиндра вилки 13 с центрирующим механизмом, вилки 1, колеса и амортизатора 8.

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.

Центрирующий механизм состоит из кулачков, пружины 12 и стяжного болта с шайбами, смонтированных внутри цилиндра вилки. Он 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, цилиндр вилки подтянут вверх пружиной и его кулачки и

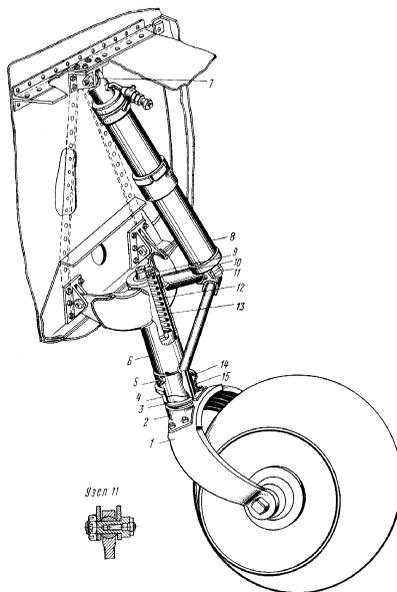


Рис. 59. Установка хвостового колеса: 1 – вилка колеса; 2 – пятка шкворня; 3 – кулачок шкворня; 4 – кожух; 5 – клапанный штауфер; 6 – качающаяся ферма; 7 – шаровой шарнир амортизатора; 8 – амортизатор; 9 – шайба шкворня; 10 – верхняя бронзовая втулка шкворня; 11 – шаровой шарнир; 12 – пружина; 13 – шкворень; 14 – кольцо; 15 – нижняя бронзовая втулка шкворня

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.

Хвостовое колесо (рис. 60) – баллонного типа, нетормозное. Барабан колеса 1, имеет съемную реборду 8, которая на барабане крепится двумя полукольцами 6 и штифтами 11. Во втулке барабана колеса с обеих сторон запрессованы конические роликовые подшипники 10.

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

Амортизатор установки хвостового колеса (рис. 61) по своей конструкции аналогичен амортизатору основных опор шасси.

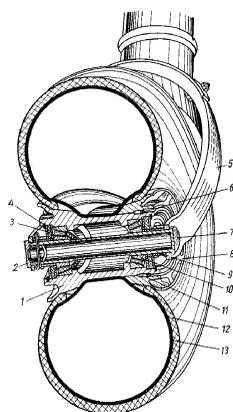


Рис. 60. Хвостовое колесо
1 – барабан колеса; 2 – гайка оси колеса; 3 – кольцо; 4 – разрезное стопорное полукольцо; 5 – вилка колеса; 6 – контрящее полукольцо; 7 – ось колеса; 8 – съемная реборда; 9 – распорная втулка; 10 – роликовый подшипник; 11 – стопорный штифт; 12 – крышка; 13 – камера.

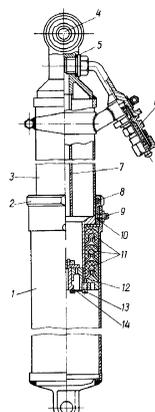


Рис. 61. Амортизатор установки хвостового колеса:

1 – цилиндр; 2 – верхняя букса; 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 – контршпилька; 14 – полый болт клапана (диффузор).

Качающаяся ферма своими ушками крепится к нижним узлам шпангоута №23, амортизатор крепится к узлу на шпангоуте №23 и к трубчатому подкосу цилиндра фермы.

Глава 3.

ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА САМОЛЁТА АН-2

Воздушная система на самолете Ан-2 (рис. 62) предназначена для управления тормозами колес, лыж и сельскохозяйственной аппаратурой.

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

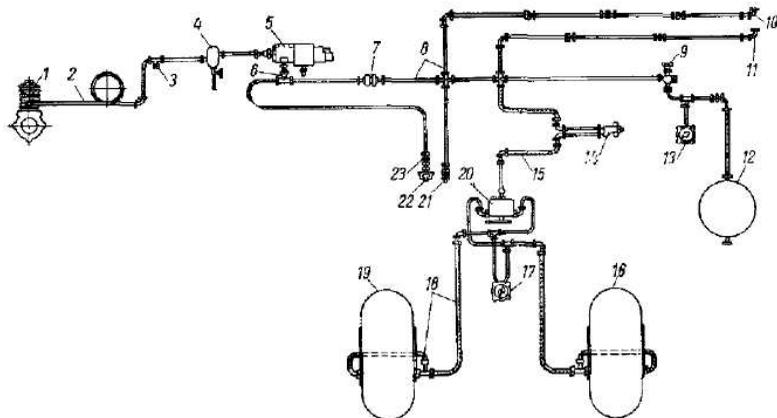


Рис. 62. Принципиальная схема воздушной системы:

1 – компрессор АК-50М; 2 – трубопровод к компрессору; 3 – заглушка; 4 – фильтр-отстойник; 5 – автомат давления АД-50; 6 – обратный клапан; 7 – прямооточный фильтр; 8 – трубопроводы; 9 – кран наполнения; 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

В состав входят компрессор АК-50М 1, фильтр-отстойник 4, автомат давления АД-50 5, прямоточный фильтр 7, кран наполнения 9 с редукционным клапаном, манометр воздуха на 80 кгс/см^2 13, бортовой баллон 12, редукционный клапан ПУ-7 14, дифференциал ПУ-8/1 20, двухстрелочный манометр воздуха тормозной магистрали на 12 кгс/см^2 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.

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.

Воздушный компрессор АК-50М (рис. 63) состоит из картера 9, эксцентрикового валика 1, поршня 2 с кольцами, цилиндра 1-й ступени 7, цилиндра 2-й ступени 8, 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.

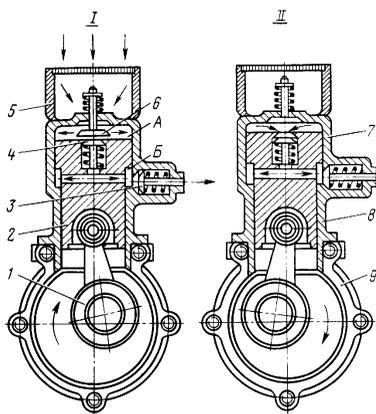


Рис. 63. Схема работы компрессора АК-50ТЗ:

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

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.

Автомат давления АД-50 (рис. 64) 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.

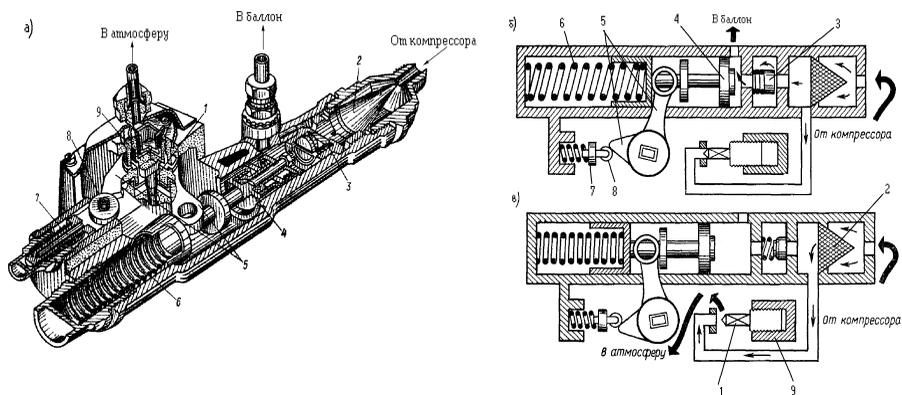


Рис. 64. Автомат давления АД-50:

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 – редукционная пружина; 7 – фиксатор; 8 – ролик фиксатора; 9 – гайка иглы

Автомат давления состоит из корпуса, поршня 4, редукционной 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. 64) 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 редукционной пружиной 6, с другой – повышающимся давлением воздуха. При повышении давления поршень перемещается в сторону редукционной 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.

При достижении давления воздуха в баллоне (а, следовательно, и в полости перед поршнем) 50 кгс/см^2 , поршень перемещается (влево, см. рис. 64), 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 редукционной 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 редукционной пружины поршень перемещается (вправо по рисунку) и поворачивает рычаг иглы, которая одновременно с поворотом перемещается и разобщает магистраль зарядки с атмосфе-

рой. Компрессор переключается на режим рабочего хода и подзаряжает воздушную систему.

Редукционный клапан ПУ-7 служит для подачи сжатого воздуха с редуцированным давлением с $40 \div 50$ кгс/см² до величины $0 \div 11$ кгс/см² к тормозам колес основного шасси. Значение редуционного давления зависит от усилия нажатия на гашетку управления тормозами колес на левой штурвальной колонке. Клапан ПУ-7 расположен в верхней передней части левой штурвальной колонки.

Клапан ПУ-7 (рис. 65) состоит из корпуса 12, поршня 10, редуционной 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.

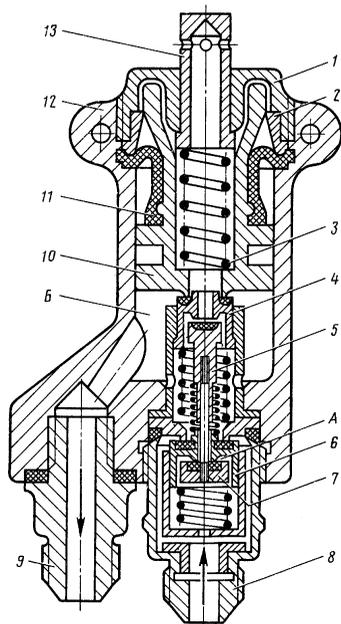


Рис. 65. Редукционный клапан ПУ-7

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

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.

Гашетка управления тормозами колес через тягу и рычаг, расположенные на штурвале, связана с клапаном ПУ-7. 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 редуционную пружину 3. Редуционная 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 вместе с ним перемещаются 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 редуционной 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 редуционную 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 кла-

пан выпуска, 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 στραивается в атмосферу.

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

Фильтр-отстойник (рис. 66) расположен в самой нижней точке воздушной системы и крепится к шпангоуту №3 фюзеляжа под полом кабины пилотов. 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 путём поворота маховика крана 3. В процессе эксплуатации отстой из фильтра-отстойника сливают при каждом послеполетном техническом обслуживании и при кратковременной стоянке.

Прямоточный фильтр (рис. 67) предназначен для очистки воздуха, подаваемого в баллон. В корпусе фильтра имеется ряд металлических сеток и войлочных прокладок. Направление потока воздуха показано на рисунке стрелкой. Прямоточный фильтр смонтирован на шпангоуте 3 рядом с автоматом давления.

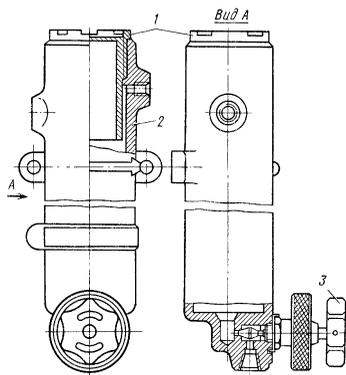


Рис. 66. Фильтр-отстойник:
1 – отражательный стакан;
2 – корпус; 3 – кран слива отстоя

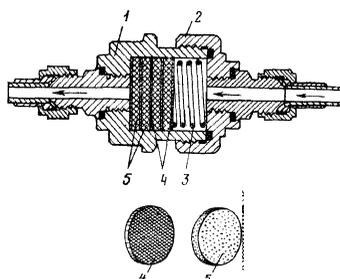


Рис. 67. Прямоточный фильтр:
1 – корпус; 2 – крышка; 3 – пружина; 4 – сетки; 5 – прокладки

Кран наполнения установлен на левом пульте кабины пилотов. Кран состоит из корпуса, в который вмонтирована запорная игла с пружиной и маховиком, 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, пружина клапана отрегулирована на давление воздуха 50 ± 5 кгс/см².

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/см², постоянно показывает давление в баллоне, двухстрелочный манометр для тормозов на 12 кгс/см² служит для контроля давления отдельно в тормозах правого и левого колеса.

Баллон сжатого воздуха емкостью 8 л сферической формы. Верхний штуцер служит для заполнения баллона сжатым воздухом и для расхода воздуха, нижний – для слива конденсата.

Он расположен под полом кабины пилотов с правой стороны на кронштейне стрингера №4 фюзеляжа. Баллон воздушной системы окрашен в черный цвет.

Дифференциал ПУ-8/1 (рис. 68) предназначен для одновременного или разделенного торможения колес или лыж шасси. Он установлен на кронштейне впереди левого ножного управления и 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.

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. 68 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.

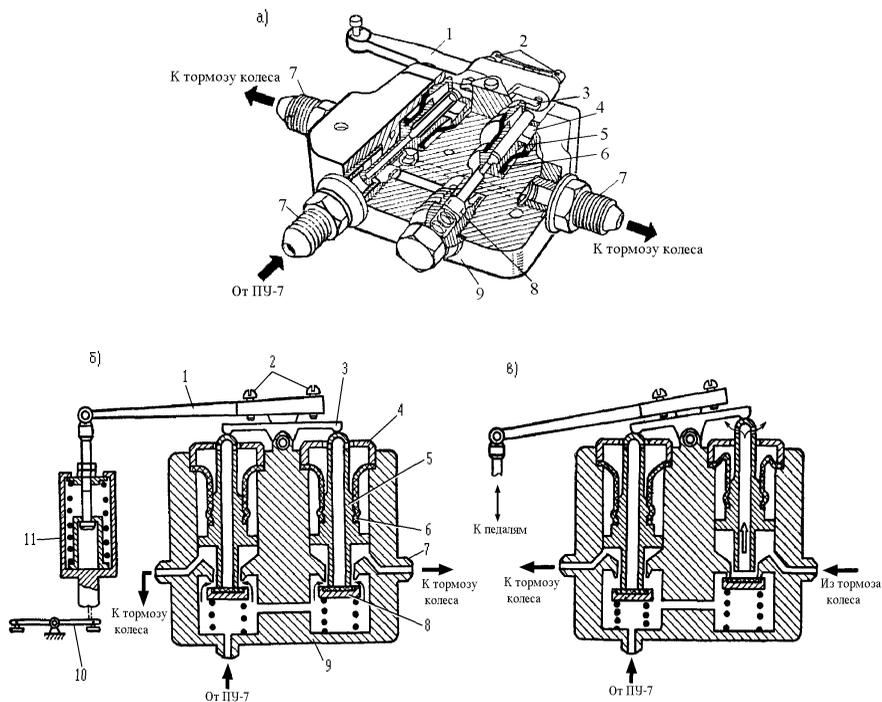


Рис. 68. Дифференциал ПУ-8/1:

a – 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

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

При нажатии на левую педаль происходит поворот рычага дифференциала так, как это показано на рис. 68 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. 68 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. 68).

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.

Для зарядки бортового баллона от аэродромного воздухозаправщика 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.

Глава 4.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТА АН-2

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.

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 и педали ножного управления смонтированы на двух силовых балках пола кабины пилотов и связаны с рулями и элеронами посредством тросов и жестких тяг.

Управление верхними и нижними закрылками – электродистанционное и осуществляется от двух отдельных электромеханизмов УЗ-1АМ. Управление триммерами также электродистанционное и осуществляется от электромеханизмов УТ-6Д.

4.1. ШТУРВАЛЬНАЯ УСТАНОВКА САМОЛЁТА

Управление рулем высоты и элеронами осуществляется при помощи штурвальной установки (рис. 69).

Штурвальная установка состоит из поперечной дюралюминиевой трубы 2, двух штурвальных колонок 14 и 17, двух штурвалов 12.

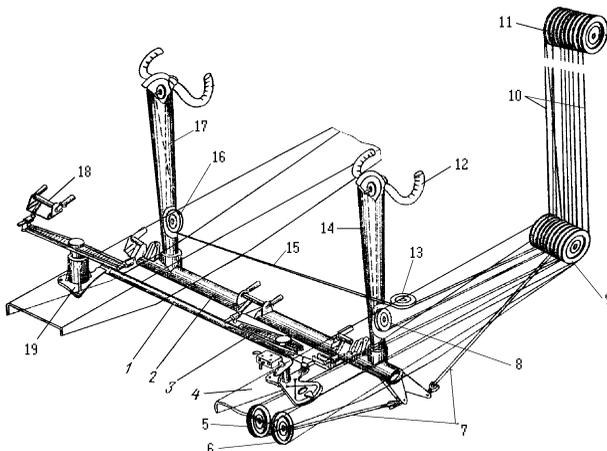


Рис. 69. Штурвальная установка:

1 – тяга; 2 – поперечная труба; 3 – коромысло педалей; 4 – силовая балка; 5, 6 – ролики у шпангоута №1 тросов управления рулем высоты; 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

Поперечная дюралюминиевая труба (рис. 69, поз. 2) ручного управления подвешена к внутренним стенкам продольных силовых балок пола кабины пилотов на двух кронштейнах (рис. 70, поз. 2), которые приварены к узлам 4.

На узлах приварены вертикальные стаканы (гнезда) 10 под штурвальные колонки и на левом кронштейне – рычаги 5 для крепления тросов управления рулем высоты.

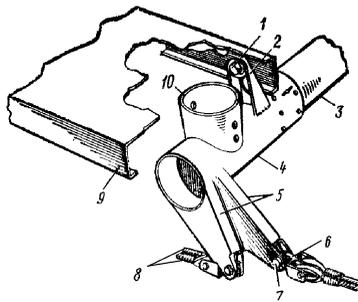


Рис. 70. Поперечная труба с узлами и ее подвеска к силовой балке:

1 – болт; 2 – кронштейн; 3 – поперечная труба; 4 – стальной узел; 5 – рычаги управления рулем высоты; 6 – серьга; 7 – болт; 8 – тросы; 9 – левая силовая балка пола кабины пилотов; 10 – вертикальный стакан

Штурвальные колонки (рис. 71) – коробчатого сечения. На нижние концы колонок прикреплены стаканы 6 с приваренными кронштейнами 38 для крепления роликов управления элеронами 35.

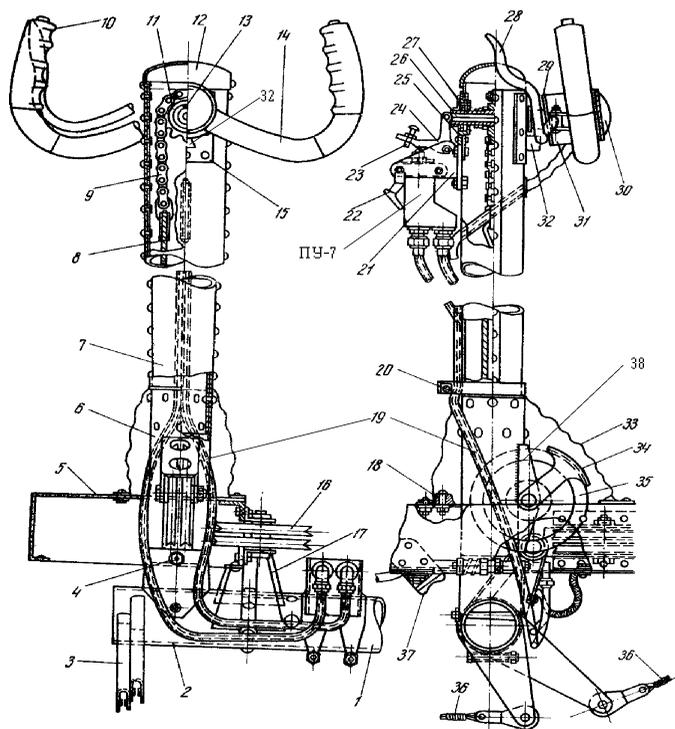


Рис. 71. Штурвальная колонка (левая):

1 – поперечная труба ручного управления; 2 – концевой узел поперечной трубы; 3 – рычаги управления рулем высоты; 4 – конусный болт; 5 – левая балка пола кабины летчиков; 6 – стакан; 7 – левая штурвальная колонка; 8 – трос управления элеронами; 9 – цепь Галля; 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; 29,31 – 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

В верхней части колонок приклепаны кронштейны 25 и 15, в которых запрессованы обоймы двух шарикоподшипников под ось 27 штурвала. На заднем кронштейне имеется трехгранный прилив (упор) 32, в который упираются головками регулирующие болты, ограничивающие угол отклонения штурвала величиной 90°. На левой штурвальной колонке впереди на болтах закреплен 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 балках пола установлены упоры: верхний (в вырезе балки) и нижний 37 – под балкой.

Штурвал состоит из стальной оси 27, полого барабана 31 и двух ручек 14. Ручки приварены к полуму барабану. 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 – пустотелая, смонтирована на двух шарикоподшипниках в верхней части штурвальных колонок и закреплена гайкой. Внутри колонки на оси штурвала посажена звездочка 11, через которую перекинута цепь Галля 9, к концам которой присоединены тросы 8, проходящие внутри колонок 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).

4.2. ПЕДАЛИ НОЖНОГО УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЁТА

Ножное управление двойное и предназначено для управления рулем направления. Каждая педаль ножного управления параллелограмного типа (рис. 72).

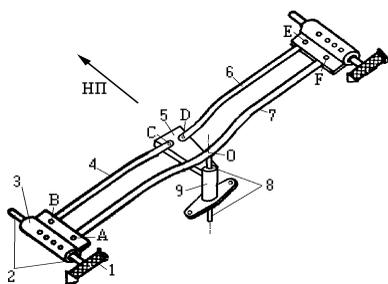


Рис. 72. Схема педалей параллелограмного типа

1 – подножка; 2 – шток подножки; 3 – кронштейн подножки; 4, 6 – выравнивающие тяги; 5 – прилив кронштейна педалей; 7 – коромысло; 8 – ось коромысла; 9 – кронштейн педалей

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.

Кронштейн в нижней части имеет четыре ушка для крепления к силовой балке пола кабины пилотов четырем болтами 29. В гнезда кронштейна запрессованы подшипники (поз. 21, 25), на которых установлена ось коромысла.

На верхнем участке оси имеется фланец, которым ось опирается на верхний подшипник 21. От перемещения вверх ось удерживается гайкой 4, накрунутой на ось снизу и упирающейся своим верхним торцом в нижний подшипник 25.

Коромысло 13 двутаврового сечения. К левой стороне коромысла левой педали крепится пружинная тяга управления ПУ-8/1 (поз. 9).

На концах коромысла в гнезда запрессованы по два шарикоподшипника 19, на которых смонтированы кронштейны подножек 15. Подножки 20 укреплены на штоках 18 шарнирно и могут перемещаться вперед или назад в зависимости от роста пилота. Подножки на штоках и штоки в кронштейнах фиксируются пружинными стопорами (поз. 7, 16).

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 будут занимать положение, удобное для постановки ног летчика.

Педали управления (рис. 73) состоят из кронштейна 22, полый вертикальной оси 23, двуплечего

На нижнем конце оси левой педали укреплен сектор 2 с двумя канавками для крепления тросов (поз. 1, 6) управления рулем направления. Сектор имеет рычаг 27, которым он связан тягой с рычагом правой педали. Крепление тросов к сектору показано на рис. 74.

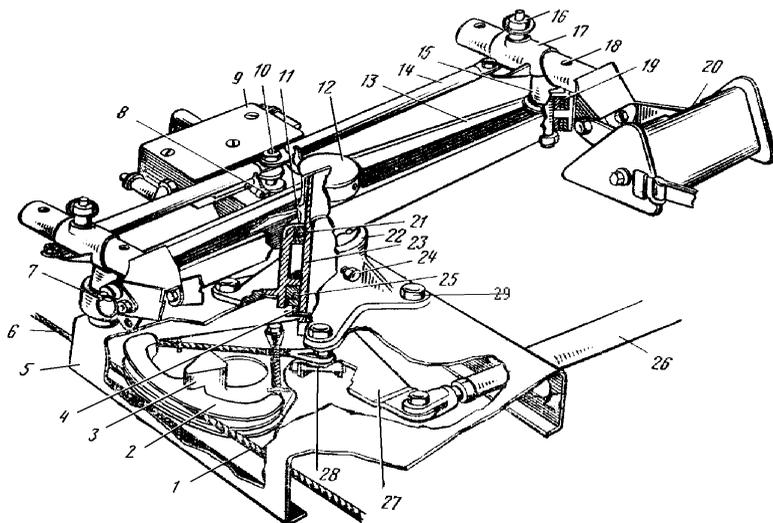


Рис. 73. Левая педаль ножного управления:

1, 6 – трос; 2 – сектор; 3 – ограничительный упор сектора; 4 – гайка; 5 – левая балка пола кабины пилотов; 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; 15 – кронштейн подножки; 16 – стопор штока подножки; 17 – направляющая штока; 18 – шток подножки; 19 – подшипник; 20 – подножка; 21 – подшипник педали; 22 – кронштейн установки; 23 – ось коромысла педали; 24 – штауфер; 25 – подшипник педали; 26 – тяга к правой педали; 27 – рычаг сектора; 28 – болт крепления сектора; 29 – болт крепления кронштейна

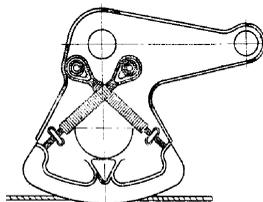


Рис. 74. Крепление тросов на секторе левой педали

4.3. ПРОВОДКА УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ И РУЛЯМИ

Проводка управления элеронами (рис. 75) смешанного типа: от штурвалов до двуплечей качалки 16 на шпангоуте №6 – тросовая и от двуплечей качалки до элеронов – жесткая.

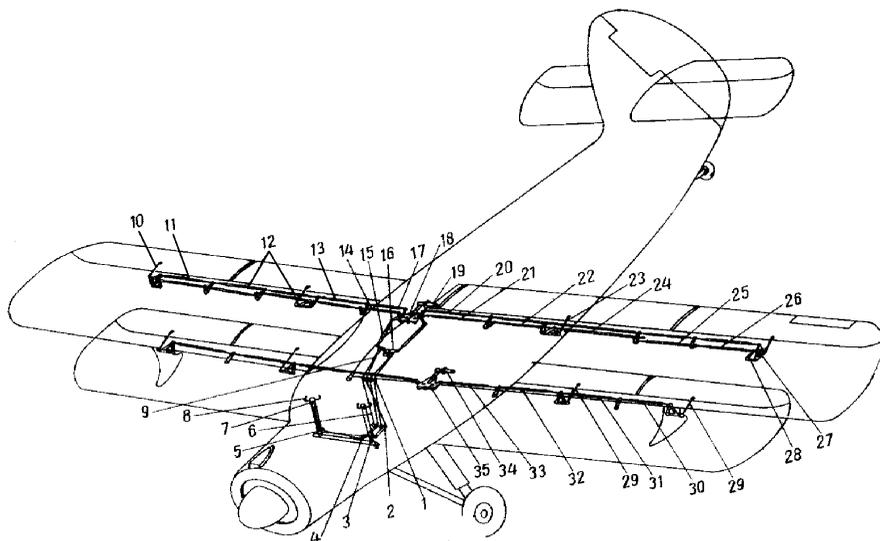


Рис. 75. Схема управления элеронами и закрылками:

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 – коробка 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

Тросы управления элеронами проходят от цепи Галля на штурвальных колонках до двуплечей качалки 16 по двум роликам, установленным внизу на штурвальных колонках.

Все четыре троса управления элеронами проходят под левой балкой и через нижний роликовый узел на шпангоуте №5 (поз. 2), далее 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.

Верхний роликовый узел на шпангоуте №5 состоит из кронштейна и трех обойм с роликами. Конструкция тросов показана на рис. 76.

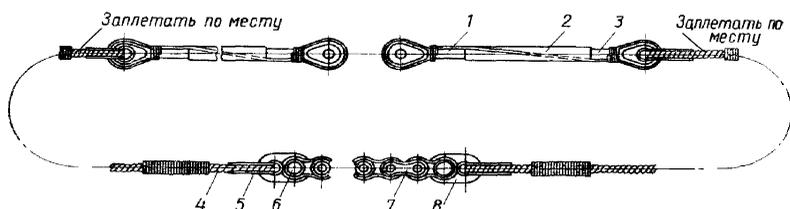


Рис. 76. Тросы управления элеронами:

1 – ушко тандера; 2 – муфта тандера; 3 – ушко тандера; 4 – трос $\varnothing 4,5$; 5 – коуш; 6 – валик; 7 – цепь Галля; 8 – серьга;

Тандеры для регулирования тросов управления элеронами установлены у качалки шпангоута №6.

Проводка от двухплечей качалки на шпангоуте №6 до элеронов производится жесткими тягами, подвешенными на качалках.

Тяги управления элеронами проходят от двухплечей качалки (рис. 75, поз. 16; рис. 77, поз. 2) до Г-образных качалок (рис. 77, поз. 14), установленных на коробке механизма УЗ-1А, и дальше в отъемные части верхнего крыла

В отъемных частях верхнего крыла на кронштейнах, расположенных на задних лонжеронах между хвостиками нервюр №1-2, 6-7, 11-12, 14-15, 17-18, монтируются передаточные качалки.

Качалка отклонения элеронами (рис. 78, поз. 4) монтируется на Г-образной качалке 8 механизма зависания элеронов.

Зависание элеронов на угол 16° при отклонении закрылков осуществляется поворотом Г-образных качалок зависания 8, связанных тягами 9 отклонения закрылков.

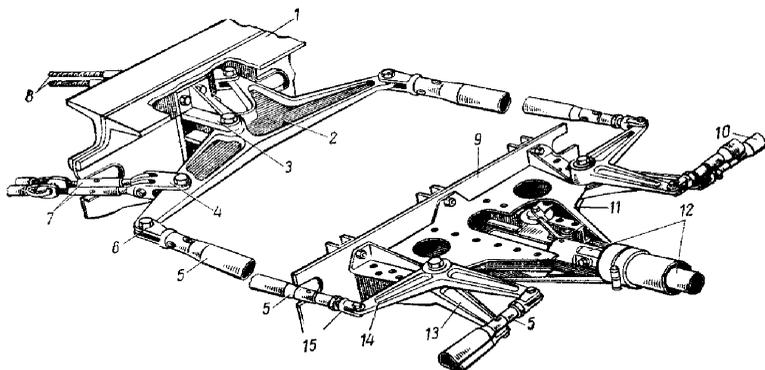


Рис. 77. Качалки и тяги управления элеронами в грузовом отсеке фюзеляжа:
 1 – шпангоут №6; 2 – двуплечая качалка; 3 – кронштейн качалки; 4 – серьга;
 5 – тяги управления элеронами; 6 – наконечник тяги; 7 – тандеры; 8 – тросы;
 9 – шпангоут №8; 10 – тяги управления закрылками; 11 – коробка механизма
 УЗ-1А; 12 – шток электромеханизма УЗ-1А; 13 – Г-образная качалка управления
 закрылками; 14 – Г-образная качалка управления элеронами; 15 – наконечник

Дифференциальность отклонения элеронов вверх на угол 30° и вниз на угол 14° осуществляется треугольной качалкой (см. рис. 78, поз. 4) управления элеронами.

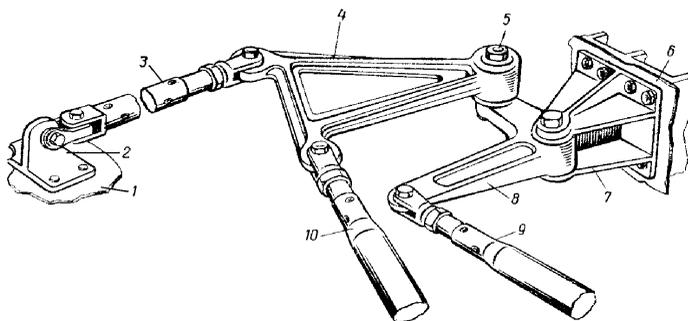


Рис. 78. Механизм зависания элерона:
 1 – элерон; 2 – одноплечий рычаг элерона; 3 – стальная тяга элерона; 4 – качалка
 отклонения элерона; 5 – шпилька крепления качалки отклонения элерона к
 Г-образной качалке зависания элерона; 6 – стенка лонжерона; 7 – кронштейн;
 8 – Г-образная качалка зависания элерона при отклонении закрылков; 9 – тяга,
 идущая к управлению закрылками; 10 – тяга управления элероном

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 отклоняются вверх на угол 30° и вниз на угол 14°

Проводка управления рулем высоты, также как и элеронами, смешанная. Тросы – сдвоенные и проходят от рычагов штурвальной установки до трехплечей качалки (рис. 79, поз. 12), установленной на шпангоуте №25 фюзеляжа. От качалки до рычага руля высоты проходит тяга 11, изготовленная из стальной трубы. Конструкция тросов показана на рис. 80.

Тросы управления рулем высоты проходят от штурвальной установки через два ролика у шпангоута №1 (поз. 1), четыре ролика на нижнем узле шпангоута №5 (поз. 4), два ролика на верхнем узле шпангоута №5 (поз. 5), четыре ролика на кронштейне шпангоута №8 (поз. 7), через (поз. 8) на шпангоуте №15 и через ролики на шпангоуте №21 (поз. 9) к рычагам трехплечей качалки (поз. 12), установленной на шпангоуте №25 (рис. 81).

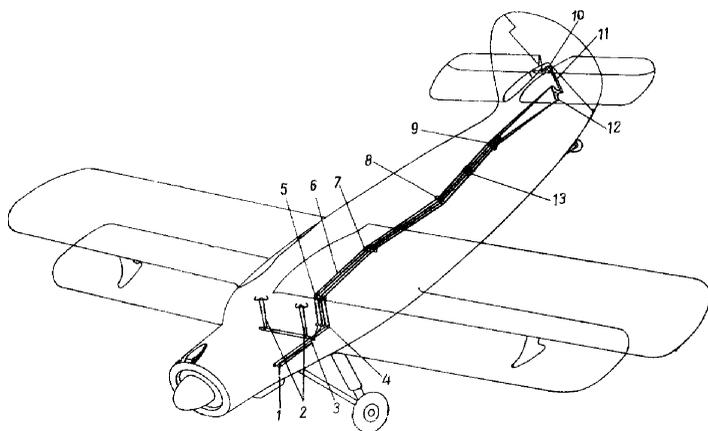


Рис. 79. Схема управления рулем высоты:

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

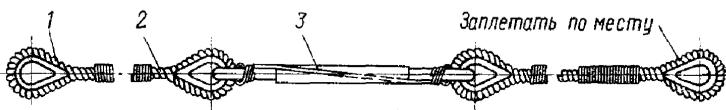


Рис. 80. Трос управления рулем высоты: 1 – коуш; 2 – трос; 3 – тандер

Тандеры тросов руля высоты 13 установлены в хвостовом отсеке фюзеляжа.

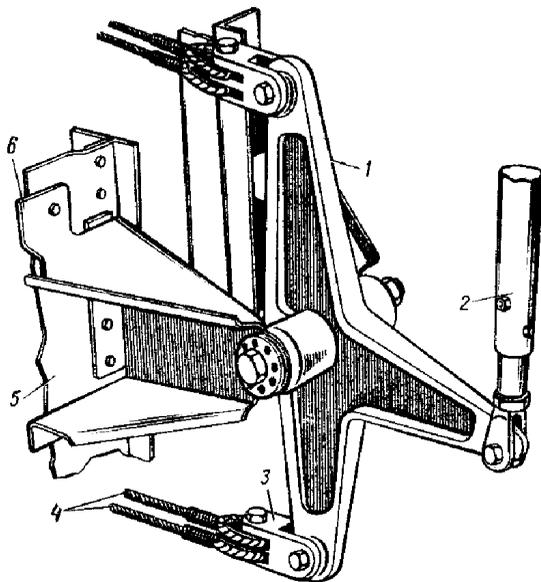


Рис. 81. Трехплечая качалка отклонения руля высоты на шпангоуте №25: 1 – качалка; 2 – тяга; 3 – серьга; 4 – тросы; 5 – шпангоут №25; 6 – кронштейн

Проводка управления рулем направления (рис. 82) тросовая, одинарная. Тросы проходят от сектора педалей через ролик у шпангоута №1 (поз. 4), четыре ролика, установленных на нижнем (поз. 1) и верхнем (поз. 8) узлах шпангоута №5, два ролика, на шпангоуте №8 (поз. 10), через четыре ролика, установленных у шпангоута №15 (поз. 11) и на шпангоуте №25 (поз. 13), и крепятся к рычагам руля направления на носке нервюры №10.

Конструкция троса показана на рис. 83.

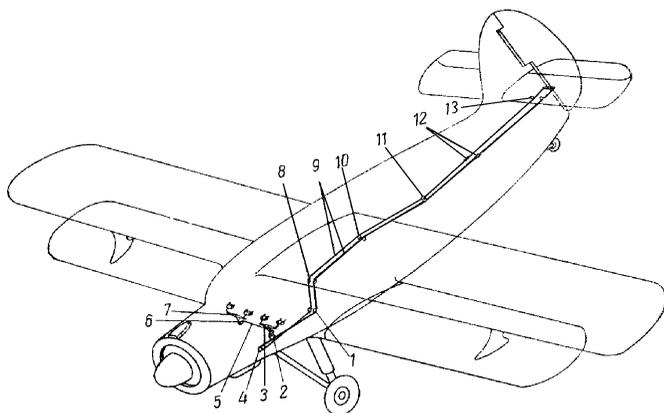


Рис. 82. Схема проводки управления рулем направления:

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

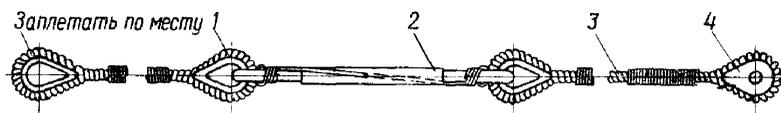


Рис. 83. Трос управления рулем направления:

1,4 – коуш; 2 – тандер; 3 – трос

Тандеры тросов управления рулем направления размещены в хвостовом отсеке.

4.4. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ

Управление верхними и нижними закрылками (см. рис. 74) – 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. 84) состоит из коробки 2 с заключенными в ней шарнирными механизмами и электро-механизма УЗ-1АМ (поз. 22).

По профилям перемещается ползун 11, снабженный для уменьшения сил трения двумя парами шарикоподшипников 10. Движение ползуна через поводки 3 передается качалками 9, от которых идут к закрылкам тяги 6.

Электромеханизм УЗ-1АМ (поз. 21) состоит из реверсивного электродвигателя постоянного тока, червячного редуктора и винтовой шариковой пары. 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 ползуна болтом 17.

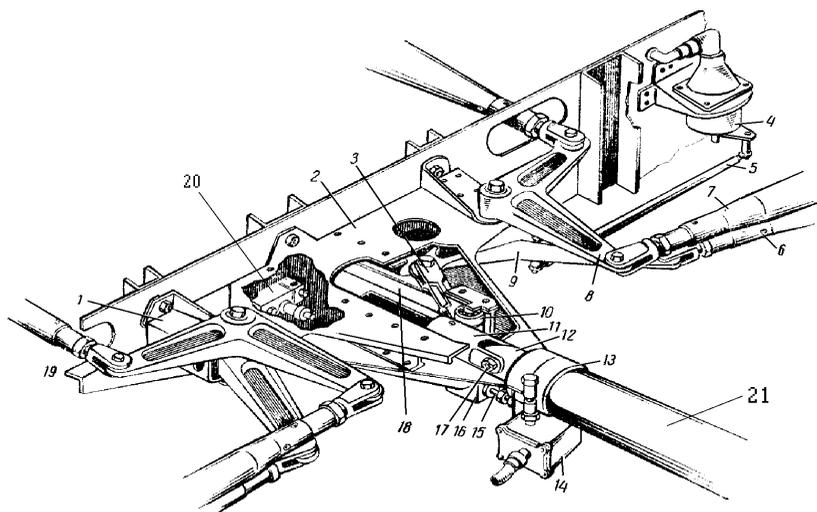


Рис. 84. Механизм управления закрылками верхнего крыла:
1 – кронштейн; 2 – коробки механизма; 3 – поводок; 4 – датчик указателя отклонения закрылков; 5 – тяга датчика; 6 – тяга управления закрылками; 7 – тяга управления элеронами; 8 – качалка управления элеронами; 9 – качалка управления закрылками; 10 – шарикоподшипник ползуна; 11 – ползун; 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 – электро-механизм УЗ-1АМ

На коробке верхнего механизма на одной оси с Г-образными качалками закрывков 9 монтируются Г-образные качалки управления элеронами 8.

Механизм управления закрывками нижнего крыла (рис. 85) по своей конструкции одинаков с механизмом управления закрывками верхнего крыла.

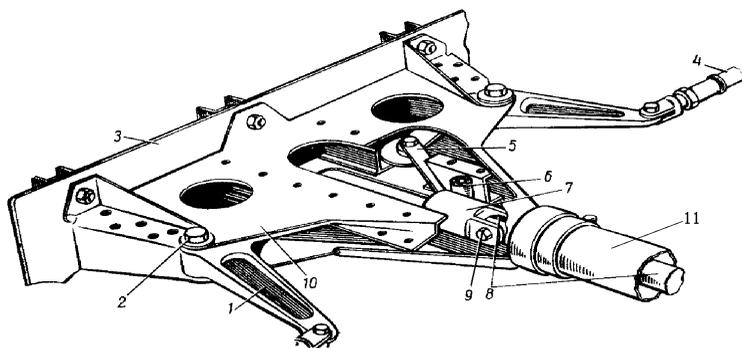


Рис. 85. Механизм управления закрывками нижнего крыла:
 1 – качалка; 2 – болт; 3 – нижняя часть шпангоута №8; 4 – тяга; 5 – поводок;
 6 – шарикоподшипник ползуна; 7 – ползун; 8 – шток электромеханизма; 9 – болт;
 10 – коробка механизма; 11 – электромеханизм УЗ-1АМ

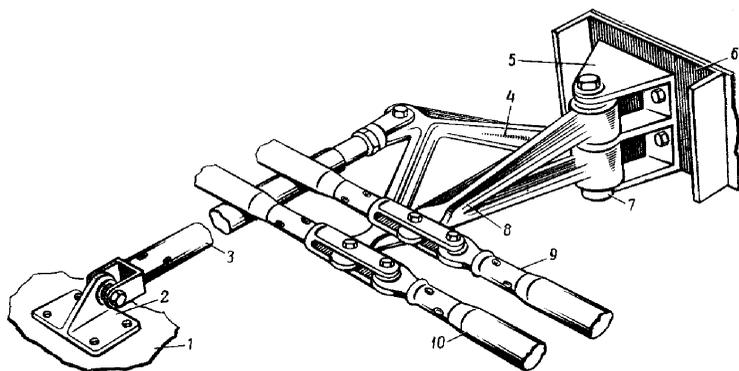


Рис. 86. Качалки управления закрывком и элероном:
 1 – закрывок; 2 – кронштейн закрывка; 3 – тяга; 4 – качалка управления закрывком;
 5 – кронштейн; 6 – лонжерон; 7 – болт; 8 – передаточная качалка управления элеронами; 9 – тяга элерона; 10 – тяга закрывка

Включение электромеханизмов УЗ-1АМ производится кнопками: выпуск закрылков – кнопкой на секторе газа, уборка – кнопкой на центральном пульте (см. рис. 87).

Положение закрылков регистрируется указателем, расположенным на центральном пульте. Датчик указателя (рис. 84, поз. 4) расположен на шпангоуте №8 и связан с Г-образной качалкой управления закрылком.

Проводка управления закрылками (рис. 86, поз. 10) осуществляется жесткими тягами через передаточные качалки, смонтированные на тех же кронштейнах, где смонтированы и качалки элеронов.

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. 77. 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.

4.5. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРАМИ

Управление триммерами элерона, руля высоты и руля направления дистанционное и осуществляется из кабины пилотов при помощи реверсивных электромеханизмов УТ-бД, которые смонтированы на лонжеронах левого элерона, левой половине руля высоты и сзади – на лонжероне руля направления.

Ходовые винты механизмов соединены с кронштейнами триммера жесткими регулируемыми тягами, проходящими внутри элерона и рулей.

Управление триммерами осуществляется нажимными переключателями, установленными на центральном пульте кабины пилотов (рис. 87). Предельное отклонение триммеров фиксируется концевыми выключателями, имеющимися в самих механизмах.

Нейтральное положение триммеров сигнализируется синими сигнальными лампами, расположенными на центральном пульте кабины пилотов между нажимными переключателями управления триммерами.

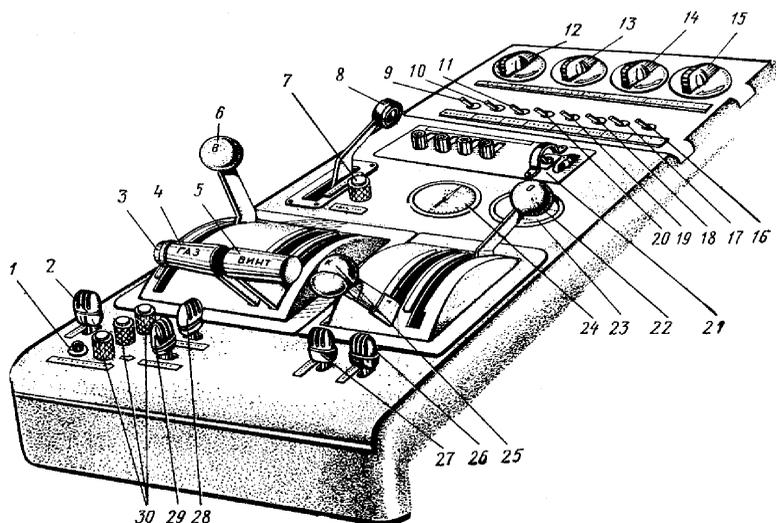


Рис. 87. Центральный пульт кабины пилотов

1 – кнопка уборки закрылков; 2 – 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, 13, 14, 15 – реостат лампы УФО; 16 – АЗС термометров ТУЭ-48; 17 – АЗС указателей положения закрылков и масляного радиатора; 18 – АЗС ЭМИ-ЗК; 19 – АЗС топливомера; 20 – АЗС авиагоризонта; 21 – пульт радиостанции Р-80Ц; 22 – рычаг останова двигателя; 23 – указатель положения створок масляного радиатора; 24 – указатель положения закрылков; 25 – рычаг-сектор обогрева карбюратора; 26 – переключатель створок капота; 27 – переключатель створок масляного радиатора; 28 – переключатель триммера руля поворота; 29 – переключатель триммера элерона; 30 – лампы сигнализации нейтрального положения триммеров

Глава 5.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА САМОЛЁТА АН-2

Силовая установка самолета предназначена для создания силы тяги, необходимой для преодоления силы лобового сопротивления самолета в полете, привода насосов, воздушного компрессора, электрического генератора и других агрегатов систем самолета и двигателя. Силовая установка самолета включает в себя двигатель, и все системы, агрегаты и узлы, обеспечивающие его работу.

К силовой установке самолета Ан-2 относятся: двигатель АШ-62ИР, воздушный винт АВ-2, рама крепления двигателя, капот силовой установки, система всасывания воздуха, поступающего в карбюратор, система выпуска отработанных газов, система обдува агрегатов двигателя, топливная система и система заливки двигателя перед запуском, масляная система и система разжижения масла бензином, система запуска двигателя, управление двигателем и створками капота и масло-радиатора, противопожарное оборудование.

5.1. РАМА КРЕПЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Рама крепления двигателя к фюзеляжу (рис. 88 а) представляет собой пространственную ферму, состоящую из четырех V-образных подкосов, сваренных из стальных стержней 3 и кольца 1 с узлами для крепления двигателя 2.

Для гашения вибраций, возникающих при работе двигателя, в каждом узле крепления двигателя к раме установлено по два амортизатора 4 с дополнительным резиновым кольцом б между ними.

Крепление моторамы к шпангоуту фюзеляжа №1 осуществлено с помощью четырех амортизационных узлов, в составе которых имеются демпферы (рис. 89, поз. 14).

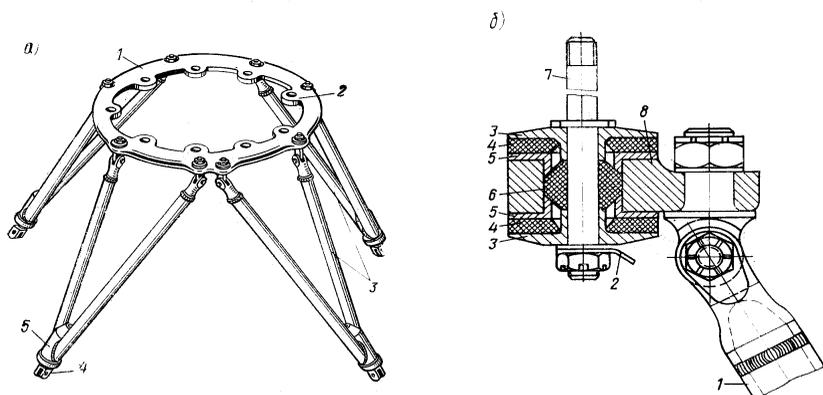


Рис. 88. Рама и узел крепления двигателя:

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

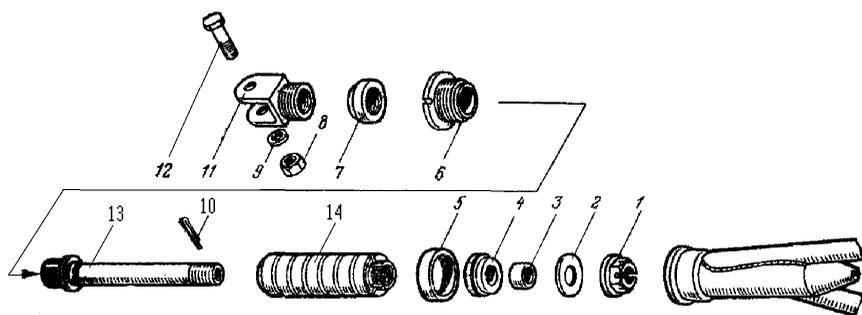


Рис. 89. Узел подвески моторамы к шанпоугу №1:

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 шанпоугу №1; 12 – болт; 13 – шпилька; 14 – демпфер

Каждый демпфер имеет по четыре амортизатора, состоящих из двух стальных колец (поз. 3, 5), между которыми установлено амортизационное резиновое кольцо 4.

5.2. КАПОТ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Установленный на самолете двигатель АШ-62ИР заключен в капот (рис. 90), состоящий из внешнего и внутреннего капота.

Внешний капот служит для уменьшения лобового сопротивления силовой установки.

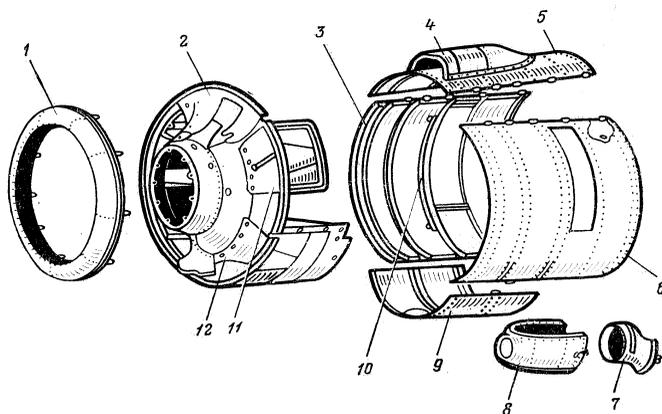


Рис. 90. Капот двигателя:

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 состоит из переднего кольца 1, верхней 5, двух боковых (поз. 3, 6) и нижней крышек 9 и туннеля маслорадиатора 8. Внешний капот состоит из четырех крышек: верхней, правой боковой, левой боковой и нижней.

На верхней крышке имеется вырез под патрубок с обтекателем 4, который служит заборником воздуха карбюратора.

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, которые удерживаются в открытом положении подкосом.

На правой крышке установлен обтекатель выпускной трубы с заборником холодного воздуха системы обогрева кабин фюзеляжа.

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.

Туннель маслорадиатора – клепано-сварной конструкции, состоит из обшивки и профилей из листового дюралюминия.

Кожух маслорадиатора с регулирующимися створками от механизма УР-10 служит для изменения величины и скорости воздушного потока, проходящего через радиатор.

Внутренний капот двигателя 2 отделяет переднюю часть двигателя и выпускной коллектор от задней части. Он состоит из дефлектора, четырех туннелей и рамки крепления масляного радиатора.

Дефлектор представляет собой фасонную перегородку, состоящую из четырех частей обшивки, переднего отражателя и профилей.

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.

Створки капота служат для регулирования величины и скорости воздушного потока, охлаждающего цилиндры двигателя. Створки капота имеются в нижней и верхней частях обтекателя двигателя.

Нижние створки капота состоят из двух туннелей и шести створок. В каждом туннеле смонтировано по три створки и сделаны вырезы для прохода тяг управления створками.

Створки – клепаной конструкции и соединяются друг с другом карданными соединениями.

Верхние створки капота, как и нижние, состоят из двух туннелей и шести створок. Конструкция створок, их соединение между собой и с тягой управления аналогичны конструкции нижних створок.

Включение электромеханизма УР-7 управления створками капота дистанционное и производится из кабины пилотов на центральном пульте сзади рычага стоп-крана (рис. 87, поз. 26).

Контроль за положением створок капота производится из кабины пилотов визуально.

5.3. 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.

Заборник холодного воздуха расположен на верхней крышке внешнего капота (рис. 90, поз. 4).

Воздухоприемник карбюратора (рис. 91) 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 (рис. 92).

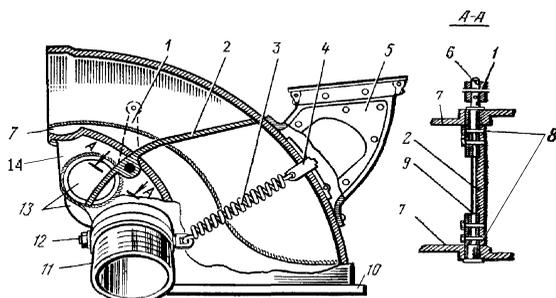


Рис. 91. Воздухоприемник карбюратора:

1 – поводок; 2 – заслонка; 3 – пружина; 4 – заслонка обратного выхлопа; 5 – патрубок; 6 – ось заслонки; 7 – всасывающий патрубок; 8 – шпильки; 9 – ось заслонки; 10 – фланец; 11 – труба; 12 – болт; 13 – патрубок отвода горячего воздуха; 14 – кожух

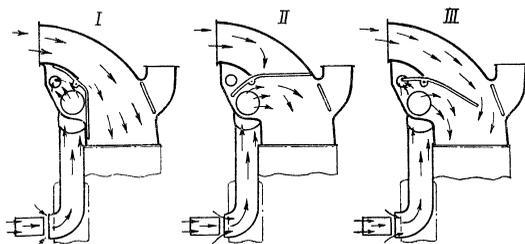


Рис. 92. Схема регулировки температуры воздуха, подаваемого в карбюратор:

I – в карбюратор поступает атмосферный воздух; II – в карбюратор поступает горячий воздух; III – в карбюратор поступает смесь атмосферного и горячего воздуха

Воздухоприемник карбюратора состоит из 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.

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.

С правой стороны силовой установки на выступающий конец оси заслонки, установлен поводок 1 управления заслонкой 2 из кабины пилотов.

Подогрев воздуха, поступающего в карбюратор, в зимнее время необходим для предотвращения образования льда в диффузорах карбюратора и осуществляется при помощи жаровых труб, расположенных внутри выпускного коллектора. Соединение жаровых труб с воздухоприемником осуществляется гибкими металлическими трубами 11.

Температура смеси, поступающей в нагнетатель двигателя, должна быть в пределах от $+3^{\circ}\text{C}$ до $+5^{\circ}\text{C}$.

5.4. СИСТЕМА ВЫПУСКА ОТРАБОТАВШИХ ГАЗОВ

К системе выпуска (рис. 93) относятся: кольцо выпускного коллектора, переходный патрубок 4 с шаровым соединением и выпускная труба 1. Все элементы выпускной системы изготовлены из жаростойкой стали марки 1Х18Н9Т.

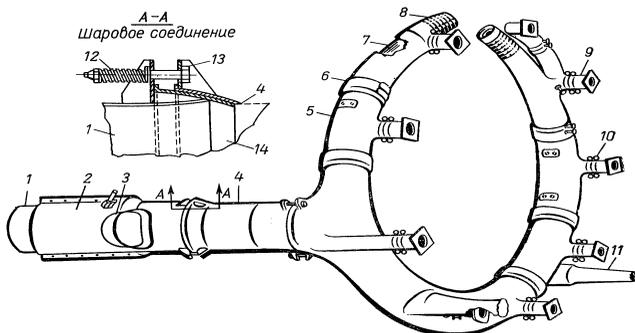


Рис. 93. Система выпуска отработавших газов:

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.

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. 91, поз. 11; рис. 93, поз. 8). Воздухозаборники жаровых труб (рис. 93, поз. 11) монтируются на двух нижних секциях между нижними цилиндрами №4-5 и №6-7 двигателя и направлены против потока воздуха.

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.

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.

5.5. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА САМОЛЁТА АН-2

Топливная система (рис. 94, 95) предназначена для питания двигателя топливом на всех режимах полета.

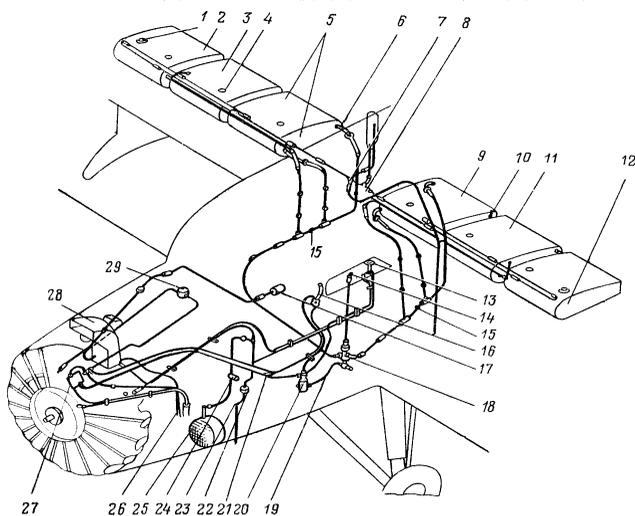


Рис. 94. Монтажная схема топливной системы:

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 – мановакууметр; 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

Основные данные топливной системы

Топливо	бензин Б-91/115
Ёмкость правой группы топливных баков, л	620±24
Ёмкость левой группы топливных баков, л	620±24
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

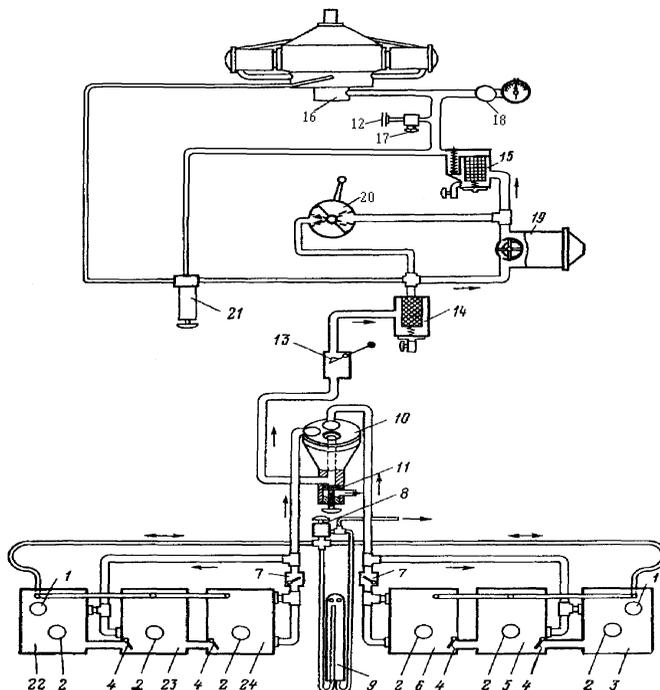


Рис. 95. Принципиальная схема топливной системы:

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; 10 – четырехходовой кран; 11 – сливной кран; 12 – трубопровод маслосистемы; 13 – перекрывной кран 630600К; 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

Состав топливной системы самолета Ан-2: шесть топливных баков, четырехходовой кран 625000 (кран питания), топливный фильтр-отстойник 811А-1, переключной 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, манометр топлива с датчиком П-1Б, электрический топливомер СБЭС-1447 с шестью датчиками, расположенными в каждом топливном баке, трубопроводы.

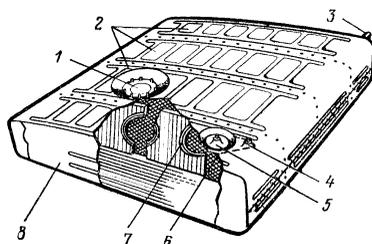


Рис. 96. Топливный бак (консольный правой группы):

1 – топливомер; 2 – обечайка; 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 – донышко

Топливные баки (рис. 96) 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 обечайек 2.

В корневых баках, 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 консольных баках вварены заливные горловины 5. Все баки имеют в задней части штуцеры с обратными клапанами для соединения баков между собой, сверху штуцеры для присоединения дренажных трубок и гнезда под датчики электротопливомеров 1.

Четырехходовой топливный кран или кран питания клапанного типа (рис. 97). Кран служит для перекрытия и включения питания двигателя топливом, а также для слива топлива из баков.

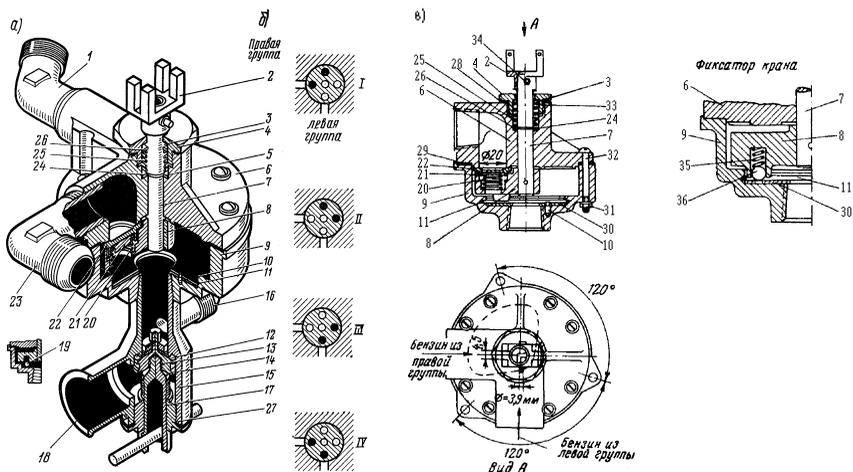


Рис. 97. Четырехходовый топливный кран:

а – устройство четырехходового крана (с установленным краном слива); *б* – схема работы: I – левая группа в двигатель; II – левая и правая группы в двигатель; III – правая группа в двигатель; IV – кран закрыт; *в* – конструкция четырехходового крана (без крана слива):

1 – штуцер (угольник); 2 – ось 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 (золотника); 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

Управление краном осуществляется из кабины пилотов ручкой, установленной на левом боковом пульте. Под ручкой управления четырехходовым краном установлен трафарет с надписью: «Левые открыты», «Баки открыты», «Правые открыты», «Бензин выключен».

Четырехходовый кран (рис. 97 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.

В корпусе крана имеются два штуцера (поз. 1, 23), расположенные под углом 90° и ввернутые в корпус на 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.

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 крепится кронштейн золотников 8. В отверстия кронштейна вставляются два золотника 22 с пружинами 20 и опорными грибками 21, перекрывающими отверстия в корпусе при перемещении кронштейна.

Ось вместе с кронштейном и золотниками в прижатом положении к поверхности корпуса удерживается пружиной 25 и шайбой 5 при помощи упорного кольца 24, установленного на наружной кольцевой выточке оси.

Корпус с крышкой соединяются при помощи восьми болтов 32.

В нижней части крышки имеется резьба для присоединения крана слива топлива (рис. 98) из баков (рис. 97, поз. 12-18, 27). 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.

Перекрывающий кран 630600К (рис. 99) 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. Во время работы двигателя кран открыт и это положение изображено на рис. 99 штриховой линией.

Управление перекрывающим краном осуществляется из кабины пилотов с помощью рычага и тросовой проводки.

Фильтр грубой очистки топлива 811А-1 (фильтр-отстойник) (рис. 100) устанавливается в магистрали топливной системы и служит для очистки топлива от механических примесей и отстоя воды.

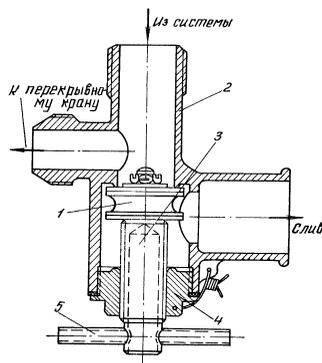


Рис. 98. Кран слива топлива из баков:

1 – клапан; 2 – корпус; 3 – шток; 4 – пробка; 5 – вороток

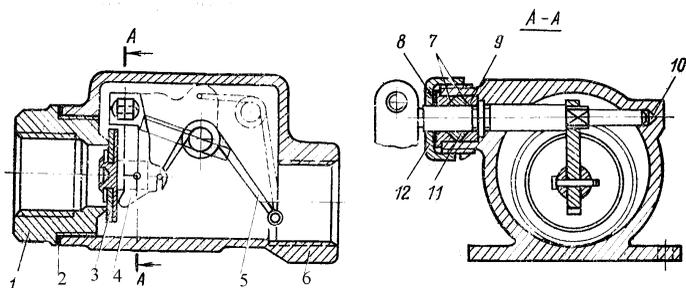


Рис. 99. Перекрывной кран 630600К:

1 – штуцер; 2 – кольцо; 3 – тарелка; 4 – рычаг; 5 – пружина; 6 – корпус; 7 – втулка; 8 – уплотнение; 9 – вкладыш; 10 – ось; 11 – фасонное кольцо; 12 – гайка

Фильтр состоит из цилиндрического корпуса 1 и крышки, фильтрующего элемента 2 с пружиной 3 и двух штуцеров.

Сетка фильтрующего элемента с пружиной крепится к крышке болтами и удерживается в корпусе траверсой 6 с винтом 5.

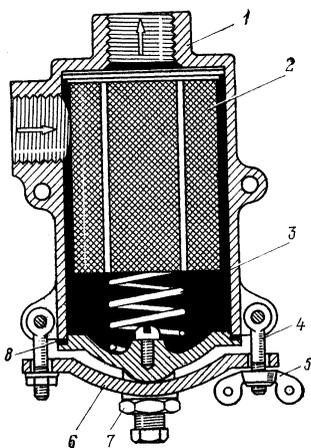


Рис. 100. Фильтр грубой очистки топлива 811А-1 (фильтр-отстойник): 1 – корпус; 2 – фильтрующий элемент (сетка); 3 – пружина; 4 – ушко-вый болт; 5 – барашек; 6 – траверса; 7 – сливной кран; 8 – прокладка

Фильтр тонкой очистки топлива 12ТФ29-1 (рис. 101) предназначен для очистки топлива от имеющихся в нем смол.

Фильтр состоит из корпуса 1, на котором имеются два штуцера подвода и отвода топлива, бумажного фильтрующего элемента 10, предохранительного клапана 2, сливного крана 14, крышки 11.

Ручной насос РНА-1А служит для создания давления в топливной системе перед запуском двигателя, проверки соединений системы на герметичность, в случае отказа в полете топливного насоса БНК-12БК ручным насосом можно создать давление топлива в системе для обеспечения нормальной работы двигателя.

Ручной насос (рис. 102) 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, и поводка, смонтированного в шлицах оси крыльчатки.

В корпусе на резьбе заворачиваются два штуцера: *А* – для подвода топлива и *Б* – для отвода топлива.

В полость корпуса насоса устанавливаются клапаны и крыльчатка.

Крыльчатка имеет в цилиндрической части два кольцевых, не сообщающихся между собой канала, служащих для перепускания топлива во время работы насоса.

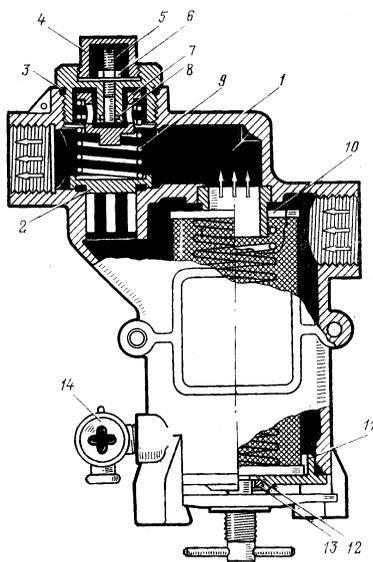


Рис. 101. Фильтр тонкой очистки топлива 12ТФ29-1:

1 – корпус; 2 – предохранительный клапан; 3 – прокладка; 4 – колпачок; 5 – регулировочный винт; 6 – гайка; 7 – направляющая; 8 – прокладка; 9 – пружина; 10 – фильтрующий элемент; 11 – крышка; 12 – шайба; 13 – гайка; 14 – сливной кран

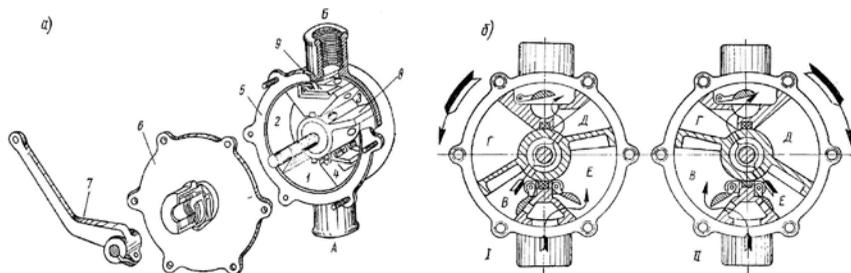


Рис. 102. Ручной топливный насос РНА-1А:

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

Работа ручного насоса. При повороте крыльчатки против часовой стрелки (см. рис. 102 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. 102 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 в проходной части кабины экипажа с правой стороны левого сиденья пилота.

Обратные клапаны маятникового типа установлены в местах соединения топливных баков (рис. 95, поз. 4) исключают возможность перетекания топлива из корневых и центральных баков в консольные при полетах самолета с виражами и скольжением.

Система дренажа (рис. 103) обеспечивает поддержание в надтопливном пространстве всех топливных баков атмосферного давления. Это исключает нагружение стенок топливных баков от перепада давления при заправке и выработке топлива.

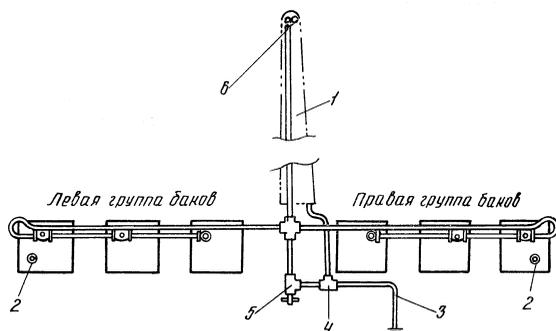


Рис. 103. Система дренажа топливных баков:
 1 – радиомачта; 2 – заливные горловины; 3 – трубопровод слива топлива из внутреннего объема радиомачты; 4 – тройник; 5 – кран слива топлива из дренажных трубопроводов; б – дренажные отверстия в радиомачте

Дренаж всех баков объединен в общий трубопровод и имеет общий выход в атмосферу через два отверстия *б* в радиомачте *1*, которая выполнена пустотелой.

Система заливки двигателя служит для заливки двигателя топливом перед запуском и для заливки насоса БНК-12БК при неисправном ручном насосе РНА-1А. К системе заливки двигателя относится заливочный насос (шприц) и трубопроводы, соединяющие его с нагнетателем двигателя, карбюратором и насосом БНК-12БК.

Заливочный насос (рис. 104) монтируется в кабине пилотов на левом боковом пульте и задней его части.

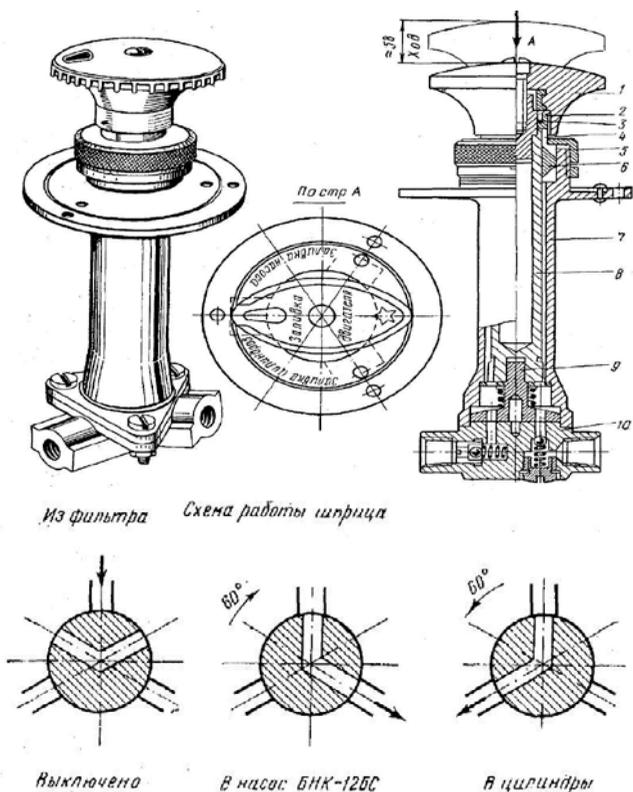


Рис. 104. Заливочный насос двигателя (шприц):

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

Заливочный насос 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 рис. 104, обеспечивая подачу топлива по разным трубопроводам. Обратные клапаны, установленные в головке 10, предотвращают подсос топлива при работе двигателя.

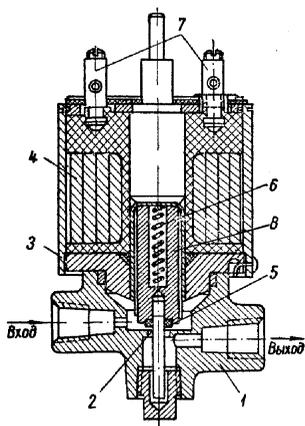


Рис. 105. Конструкция электромагнитного крана разжижения масла бензином ЭКР-3:

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

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.

Электромагнитный кран разжижения масла топливом ЭКР-3 предназначен для перепуска топлива из топливной системы в масляную систему. Он представляет собой клапан (рис. 105) соленоидного типа. В выключенном положении перепускное отверстие закрыто резиновым клапаном 5, под действием 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.

5.6. МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА САМОЛЁТА АН-2

Масляная система предназначена для надёжной смазки и охлаждения деталей двигателя и управления воздушным винтом.

Масляная система (рис. 109, 110) состоит из внешней системы, включающей все элементы, установленные на самолёте вне двигателя, и внутренней системы, включающей все элементы, смонтированные на двигателе.

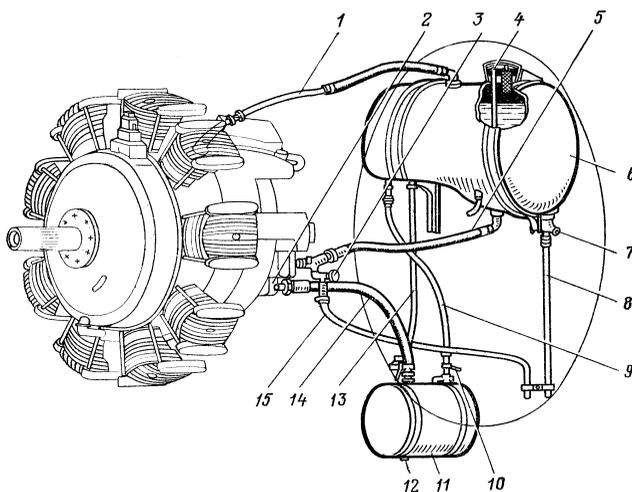


Рис. 109. Монтажная схема масляной системы:

1 – трубопровод дренажирования бака с двигателем; 2 – масляный насос МШ-8; 3 – сливной кран; 4 – заливная горловина с маслосмером; 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

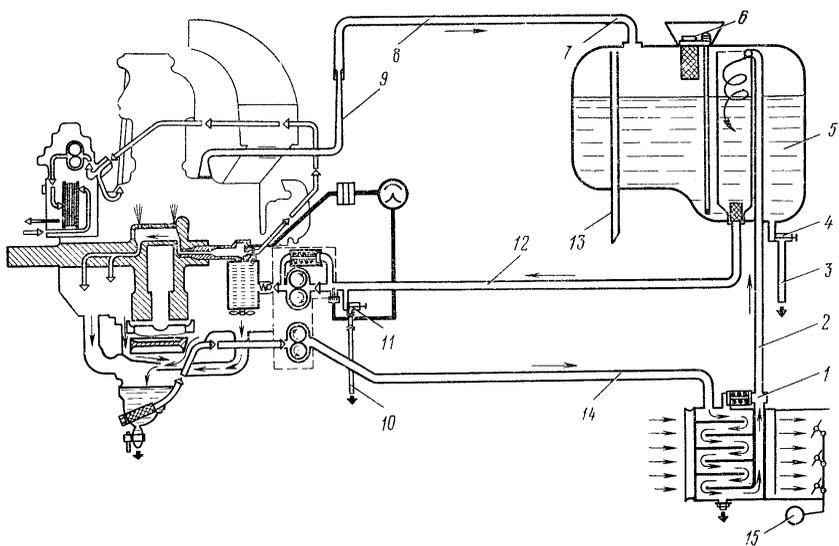


Рис. 110. Принципиальная схема масляной системы:

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

Внешняя масляная система состоит из бака, насоса МШ-8, воздушно-масляного радиатора, сливных кранов и трубопроводов.

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.

Масляный бак (рис. 111) предназначен для размещения на борту самолета запаса масла, необходимого для осуществления смазки трущихся поверхностей двигателя в течение полета.

Бак емкостью 125 л имеет две, сваренные между собой, обечайки (поз. 1, 2), к которым приклепаны три перегородки 11. Внутри бака вмонтирован пеногасительный колодец 4, труба, подводящая масло из радиатора 9, и дренажная труба 7 сообщения бака с атмосферой.

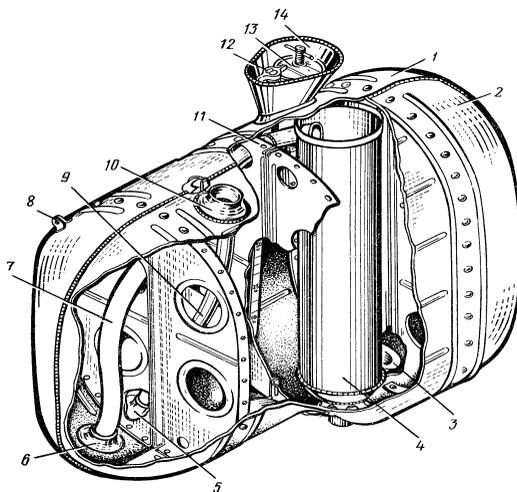


Рис. 111. Масляный бак:

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; 14 – заливная горловина с фильтром

В верхней части бака вварен 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.

Масляный бак крепится к шпангоуту №1 двумя дюралюминиевыми лентами с тандерами.

Воздушно-масляный радиатор (рис. 112) предназначен для охлаждения масла, выходящего из двигателя. Охлаждение происходит через стенки медных трубок: внутри трубок движется воздух, снаружи трубки омываются маслом.

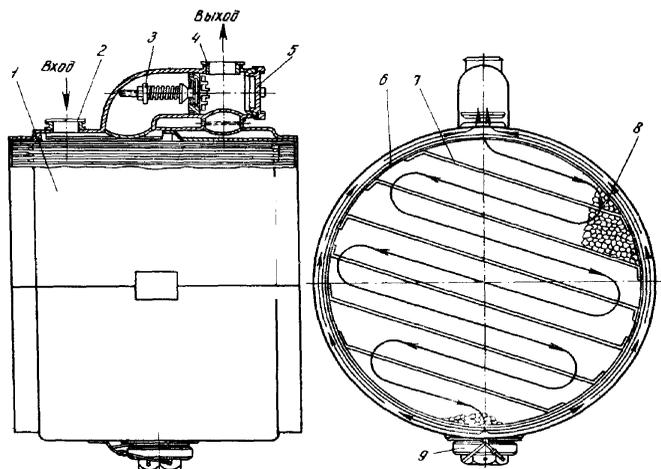


Рис. 112. Воздушно-масляный радиатор:
 1 – наружная обечайка; 2 – входной патрубок; 3 – редукционный клапан; 4 – выходной патрубок; 5 – заглушка; 6 – внутренняя обечайка; 7 – перегородки, направляющие движение масла; 8 – соты; 9 – сливная пробка

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. С торцов трубки имеют форму правильного шестиугольника. Торцы трубок по сторонам шестиугольников спаяны и в совокупности образуют соты 8.

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.

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 .

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.

5.7. ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА АН-2

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. 113) состоит из: системы сигнализации пожара ССП-2А, баллона с пироголовкой 11, распределительного коллектора 1 и трубопровода от баллона к коллектору.

В состав ССП-2А входят: 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.

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 ПО-2 (поз. 6). Кнопка тушения пожара закрыта защитным колпачком с надписью «Пожар».

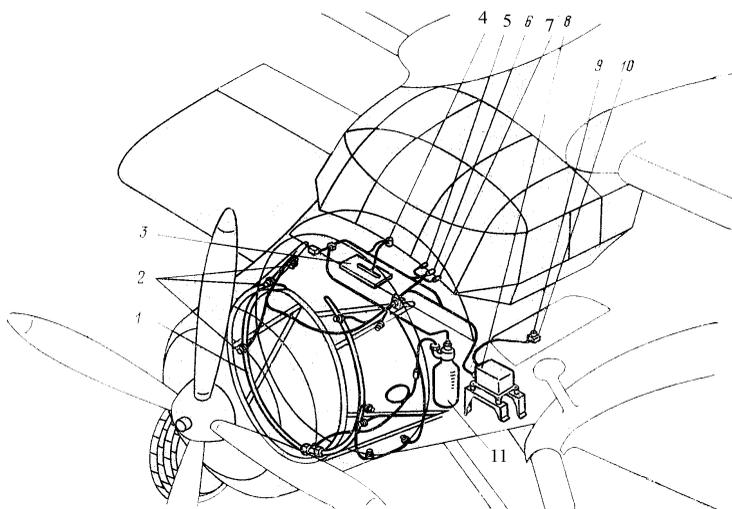


Рис. 113. Монтажная схема противопожарного оборудования:

1 – коллектор тушения пожара; 2 – датчик пожара ДПС-1АГ; 3 – плюсовой щиток; 4 – АЗС противопожарной системы; 5 – лампа сигнализации пожара; 6 – кнопка ПО-2 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. 114) представляют собой батарею из восьми хромель-копелевых термопар 1. 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). Другие 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.

При возникновении пожара происходит рост температуры в двигательном отсеке. В батареях датчиков ДПС-1АГ, вследствие разности температур инерционных и неинерционных спаев, возникает термо-ЭДС, 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 (ПО-2) тушения пожара.

Противопожарный баллон с пироголовкой (емкостью 2,5 л) наполнен углекислотой CO_2 под давлением 150 кгс/см^2 . Крепится баллон на шпангоуте №4. При нажатии летчиком кнопки тушения пожара к пироголовке баллона подается напряжение, она взрывается, открывая доступ углекислого газа в распределительный коллектор.

Распределительный коллектор, представляющий собой разомкнутое кольцо с отверстиями, установлен сзади двигателя. 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 $12 \times 10 \text{ мм}$.

Все трубопроводы, монтажные детали противопожарного оборудования и баллон окрашены в красный цвет.

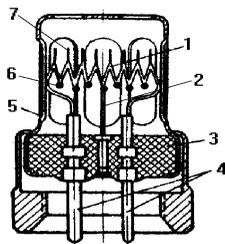


Рис. 114. Датчик пожара ДПС-1АГ:

1 – чувствительный элемент;
2 – стойка; 3 – основание; 4 – штыри контактные; 5 – защитный кожух; 6 – инерционные спаи; 7 – малоинерционные спаи

Глава 6.

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА АН-2

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 напряжения 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.

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.

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. 115), установленный на приборной доске в кабине летчиков. Вольтамперметр ВА-3 – это комбинированный прибор, изме-

ряющий напряжение и силу тока. Вольтамперметр имеет две шкалы: одну (верхнюю) для измерения напряжения с делениями от 0 до 30 В, а другую (нижнюю) 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.



Рис. 115. Вольтамперметр ВА-3: 1 – кнопка включения вольтампера; 2 – винт механической установки стрелки

6.1. ИСТОЧНИКИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ И РЕГУЛИРУЮЩИЕ УСТРОЙСТВА

Самолётный генератор ГСН-3000М (генератор самолетный низкооборотный, 3000 – мощность в ваттах, модернизированный, предназначается для питания электрорадиооборудования самолета и подзаряда аккумуляторных батарей в полете (рис. 116). Он является четырехполюсной, шунтовой электрической машиной постоянного тока с четырьмя дополнительными полюсами.

Генератор (рис. 117) состоит из корпуса, полюсов, коллекторного щита, якоря, щеток и других деталей. Корпус генератора изготовлен из электротехнической стали. К корпусу генератора крепятся четыре основных и четыре дополнительных полюса с обмотками возбуждения, представляющими собой магнитную систему генератора.

Охлаждение генератора – принудительное, путем продува встречным потоком воздуха.

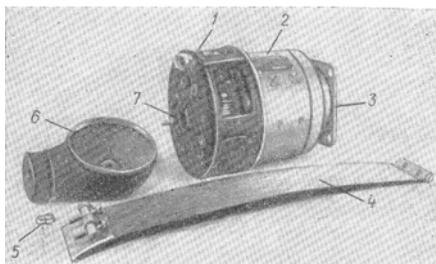


Рис. 116. Генератор ГСН-3000М: 1 – коллекторный щит; 2 – корпус; 3 – фланец; 4 – защитная лента; 5 – гайка крепления патрубка; 6 – патрубок; 7 – крестовина

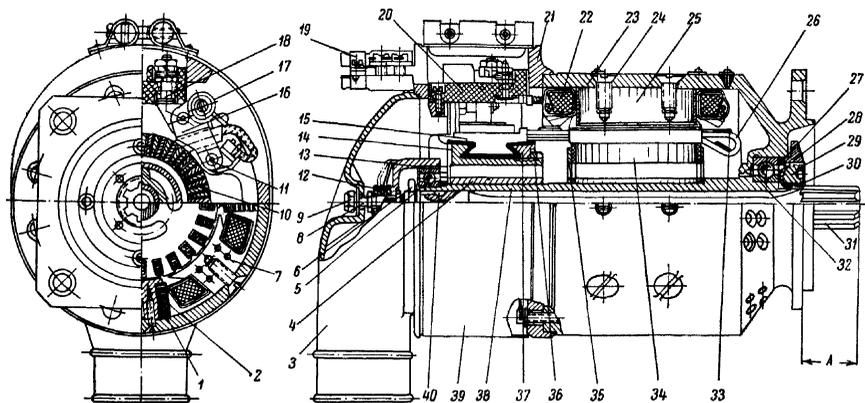


Рис. 117. Конструкция генератора ГСН-3000:

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; 35,37 – нажимная шайба; 36 – гайка; 35 – полый вал; 39 – защитная лента; 40 – шпонка.

Основные технические данные ГСН-3000М

Номинальное напряжение, В	28,5
Сила тока, А	100
Мощность, Вт	3000

На самолете Ан-2 устанавливают одну или две аккумуляторные батареи 12-А-30 (рис. 118). 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.

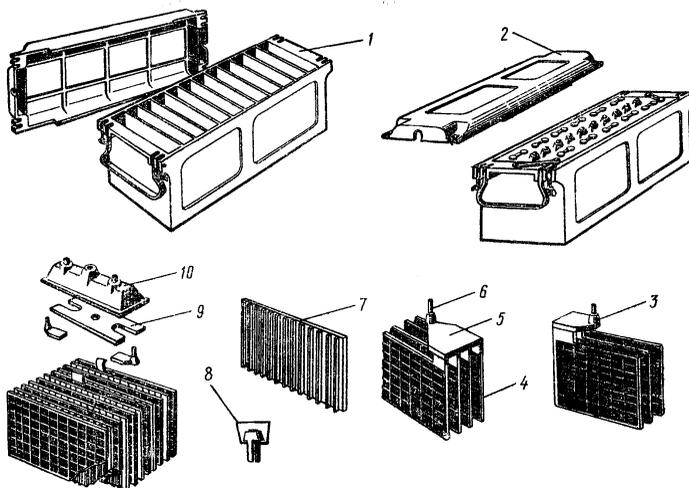


Рис. 118. Аккумуляторная батарея 12-А-30:

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

Аккумуляторная батарея 12-А-30 является резервным источником питания и предназначена:

- для питания аппаратуры при запуске двигателя;
- для питания бортовой сети самолета при работе двигателя на малых оборотах (руление, посадка) и питания потребителей при выключенном двигателе на стоянке;
- 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.

Аккумуляторная батарея устанавливается на самолете в хвостовом отсеке в специальном контейнере между шпангоутами №23 и 24. Включение аккумуляторов в бортовую сеть осуществляется выключателем В-45 с надписью «Аккумулятор», расположенным на электрощитке центрального пульта в кабине пилотов.

В каждый элемент заливается 0,3 л электролита, уровень которого 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. Пробка имеет дренажные отверстия.

Основные технические данные 12-А-30

Напряжение заряженной батареи, В	25
Емкость, А · ч	30
Конечное напряжение на элементе, В	1,7

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.

Угольный регулятор Р-25АМ (рис. 119) состоит из угольного столбика, электромагнита, основания, монтажной панели и реостата для регулирования напряжения.

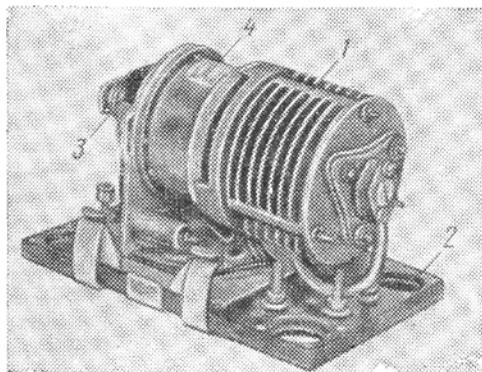


Рис. 119. Угольный регулятор напряжения Р-25АМ:
1 – корпус; 2 – монтажная панель; 3 – реостат; 4 – электромагнит

Принцип работы угольного регулятора Р-25АМ (рис. 120) 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 клеммам генератора. Когда генератор не работает, угольный столбик при помощи пружин находится в сжатом состоянии.

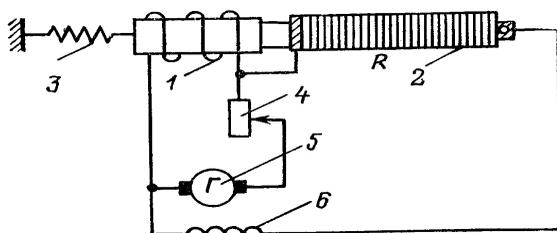


Рис. 120. Принципиальная схема работы угольного регулятора напряжения Р-25АМ:

1 – электромагнит; 2 – угольный столбик; 3 – пружина; 4 – регулировочный реостат; 5 – генератор ГСН-3000М; 6 – обмотка возбуждения генератора

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 изменится частота вращения или нагрузка 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.

При уменьшении частоты вращения генератора процесс повторяется в обратной последовательности.

Таким образом, напряжение генератора поддерживается постоянным, равным 28,5 В при различных режимах работы.

Дифференциальное минимальное реле ДМР-400Д (рис. 121) выполняет следующие функции:

- 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 напряжение ниже

20 В, реле ДМР-400Д работает как обычное минимальное реле. Включение генератора в этом случае происходит при напряжении 13,5–20 В;

- автоматически отключает генератор от бортовой сети при обратном токе 15–35 А;

- исключает возможность включения генератора в сеть при неправильной полярности на его зажимах;

- обеспечивает ручное дистанционное включение и отключение генератора.

Конструктивно ДМР-400Д состоит из четырех основных элементов:

- дифференциального командного реле, поляризованного при помощи постоянных магнитов;

- контактора прямоходного типа с двойным разрывом цепи;

- вспомогательного двухконтактного включающего реле РПР-2А с замыкающими контактами;

- реле ТКЕ-210Б.

Все элементы ДМР-400Д крепятся к основанию винтами и установлены на шпангоуте №1.

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. 122) типа ПО-500 (основной и резервный). Оба преобразователя размещены под полом кабины пилотов между шпангоутами №4 и 5 и между шпангоутами №1 и 2.

Преобразователь ПО-500 предназначен для преобразования постоянного тока бортовой сети напряжением 27 В переменный однофазный ток напряжением 115 В с частотой 400 Гц. Со стороны низкого напряжения это электродвигатель постоянного тока, а со стороны высокого напряжения – синхронный однофазный генератор переменного тока. Оба эти агрегата смонтированы на одном якоре и помещены в один корпус.

Контроль напряжения в сети переменного тока производится при помощи вольтметра ВФ-150, установленного на приборной доске пилотов.

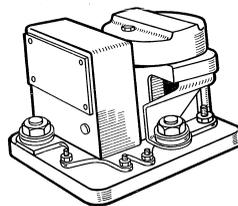


Рис. 121. Дифференциальное минимальное реле ДМР-400Д

Централизованная сеть однофазного переменного тока выполнена однопроводной.

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 сработает центробежный выключатель и выключит преобразователь аварийно.

Для питания авиаприборов (АГК-47Б, ГПК-48, ГИК-1М) на самолетах Ан-2 применена сеть трехфазного переменного тока напряжением 36 В с частотой 400 Гц. Источниками электропитания этой сети являются преобразователи ПТ-125Ц и ПАГ-1ФП, предназначенные для преобразования постоянного тока бортсети напряжением 27 В в переменный трехфазный ток напряжением 36 В с частотой 400 Гц.

Включение преобразователей ПТ-125Ц и ПАГ-1ФП производится выключателями В-45 на центральном пульте в кабине пилотов.

Каждый из преобразователей состоит из электродвигателя постоянного тока и синхронного трехфазного генератора переменного тока, смонтированных на общем якоре и помещенных в один общий корпус.

Электрическая сеть самолета выполнена по однопроводной схеме с заземлением минусовых проводов на корпусе самолета.

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.

При превышении силы тока, на которую рассчитан АЗС, его биметаллическая пластина выгибается и размыкает цепь. После устранения причины превышения номинального тока в данной цепи АЗС вручную устанавливается в положение «Включено».

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.

6.2. ПОТРЕБИТЕЛИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

Электромеханизм УТ-6Д

На самолете установлены три электромеханизма УТ-6Д: управления триммерами элерона, триммером руля направления, триммером руля высоты.

Электромеханизм УТ-6Д состоит из следующих основных узлов:

- реверсивного электродвигателя постоянного тока мощностью 4 Вт при 7000 об./мин.;
- редуктора с шестернями внешнего зацепления
- фрикционной муфты ограничения нагрузки;
- рейки, расположенной под прямым углом к оси механизма;
- сигнальной лампы нейтрального положения триммера;
- клеммовой панели.

Управление электромеханизмами УТ-6Д 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.

Электромеханизмы УР-7М и УР-10

На самолете установлены два электромеханизма УР-7М или УР-10: управления створками капота; управления створками туннеля маслорадиатора.

Электромеханизм УР-7М состоит из следующих узлов:

- реверсивного электродвигателя МУ-320 постоянного тока, мощностью 100 Вт, на 5500 об /мин;
- электромагнитной муфты ЭММ-2, предназначенной для остановки двигателя после выключения;
- червячного и планетарного редукторов, служащих для уменьшения числа оборотов и увеличения крутящего момента на выходной шестерне;
- ограничительного устройства, служащего для автоматического выключения электродвигателя, когда управляемая створка дойдет до своего крайнего положения.

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.

Конструктивно механизм УЗ-1АМ состоит из следующих основных узлов: реверсивного электродвигателя Д-100ТФ; редуктора, винтовой шариковой пары; узла концевых выключателей; штепсельного разъема.

Кнопка выпуска закрылков вмонтирована в рукоятку сектора газа, кнопка уборки закрылков расположена на верхней панели центрального пульта. Около кнопки имеется трафарет «Закрылки вверх».

Электрический топливный насос БПК-4

Насос БПК-4 предназначен для заправки самолета топливом из бочки в полевых условиях. 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.

Насос БПК-4 включается в работу при помощи выключателя В-45, расположенного на шпангоуте №2 под полом кабины пилотов.

Обогрев ПВД-6М

Приемник воздушного давления ПВД-6М снабжен электронагревательным элементом, питающимся от сети постоянного тока.

Включается обогрев ПВД-6М на центральной щитке приборной доски при помощи АЗС-5 за 1 – 2 мин. перед взлетом.

Электрические стеклоочистители АС-2

Два комплекта стеклоочистителей АС-2, установленных 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. Стеклоочиститель АС-2 (рис. 122) представляет собой агрегат, состоящий из электродвигателя, гибкого валика, редуктора с червячной и реечной парами и поводка с резиновой щеткой.

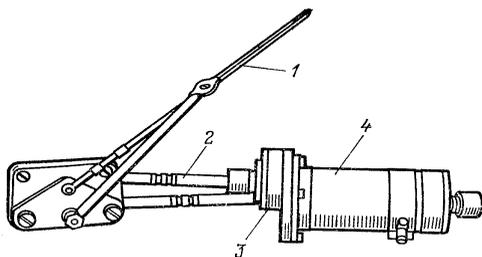


Рис. 122. Стеклоочиститель АС-2:

1 – щетка; 2 – гибкий валик; 3 – редуктор; 4 – электродвигатель

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.

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 1130 Вт.

Электрообогреваемые стекла представляют собой триплекс, состоящий из двух закаленных силикатных стекол, специальной пленки между ними и электронагревательного элемента из тонких константановых проводов. В триплексы запрессованы датчики температуры стекол ТОС-1. При включенном электрообогреве автоматом регулирования АОС-81М поддерживается постоянная температура стекол.

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.

Рулежная фара ФР-100 предназначена для освещения впереди лежащей местности при рулении на самолете.

Посадочные фары ФС-155 предназначены для обеспечения посадки самолета в ночных условиях. Фары установлены на шарнирных кронштейнах в передних кромках нижнего крыла.

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 средства предназначены 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.

Аэронавигационные огни (АНО) состоят из аэронавигационных огней БАНО-45 (бортовые АНО) и хвостового огня ХС-39. Установлены БАНО-45 на концах консолей верхнего крыла.

Глава 7.

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЁТА АН-2

Приборное оборудование на самолете Ан-2 предназначено для контроля за работой силовой установки и за режимами полета самолета 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.

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. Гироскопиче-

ские приборы, как правило, являются пилотажно-навигационными и предназначены для измерения углов пространственного положения самолета, курса самолета. Такими приборами являются: авиагоризонт АГК-47Б, giroиндукционный компас ГИК-1, электрический гирополукомпас ГПК-48 и др.

7.1. 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. 123) 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.

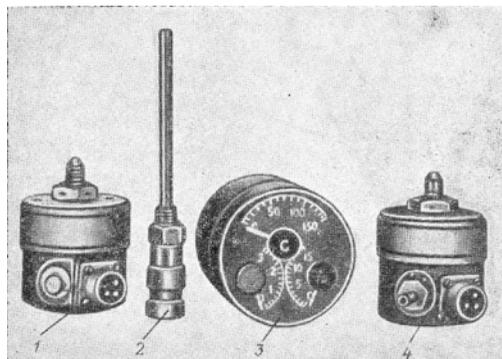


Рис. 123. Прибор ЭМИ-3К:

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. 124). 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.

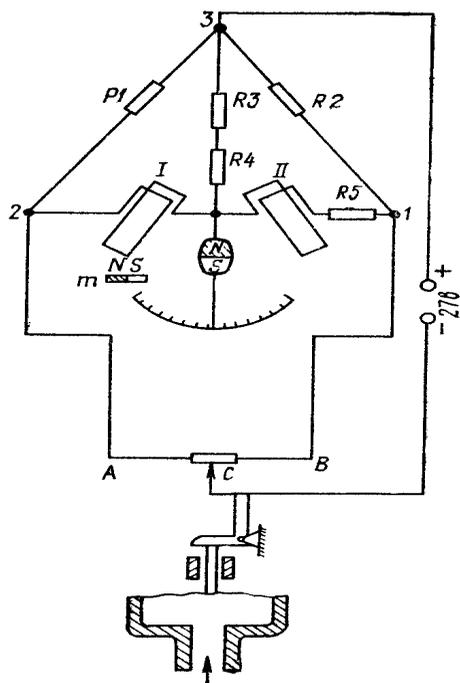


Рис. 124. Измерительная схема манометра топлива

Постоянный магнит устанавливается по результирующей магнитного поля рамок, которая определяется соотношением магнитных полей рамок и, следовательно, соотношением плеч потенциометра приемника. После выключения стрелка прибора возвращается в исходное положение дополнительным магнитом.

Манометр давления масла имеет схему, подобную манометру давления топлива, и отличается от него иным присоединением проводников от потенциометра «АВ» и положением возвращающего магнита.

Термометр масла (рис. 125). Принцип работы термометра масла основан на свойстве теплочувствительного элемента приемника (никелевой проволоки) изменять свое электрическое сопротивление с изменением температуры.

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 .

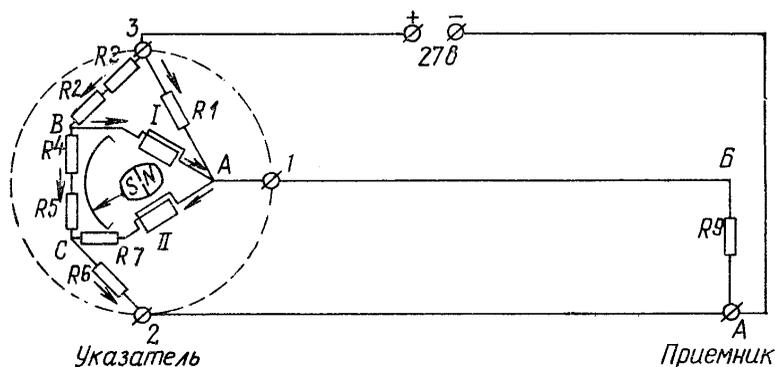


Рис. 125. Измерительная схема термометра масла

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 II и уменьшению тока в рамке I. При температуре $+150^{\circ}\text{C}$ в рамке II ток станет максимальным, а в рамке I тока не будет. Постоянный магнит со стрелкой установится в плоскости рамки II, и стрелка на шкале покажет $+150^{\circ}\text{C}$. В нулевое положение стрелка возвращается дополнительным магнитиком. Сопротивления R_2 и R_4 из меди служат для устранения температурных ошибок рамок логометра.

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.

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. 126). Датчик состоит из поплавка, который через системы рычагов и гофрированную коробочку связан с ползунок 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.

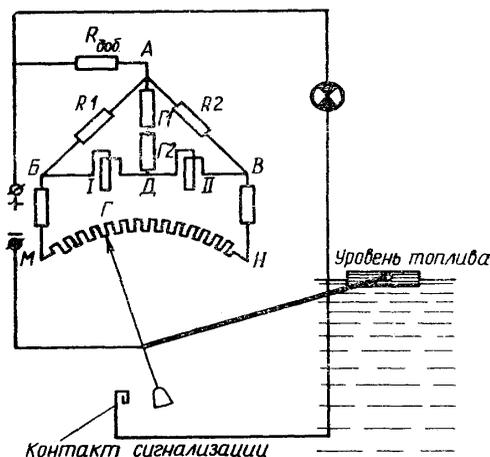


Рис. 126. Принципиальная электрическая схема топливомера

Датчики каждой группы соединены между собой последовательно и вместе составляют одно сопротивление, которое уменьшается по мере выработки топлива в группе топливных баков.

Сопротивления 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»).

Унифицированный электрический термометр ТУЭ-48 предназначен для измерения температуры воздуха.

На самолете Ан-2 установлено два термометра ТУЭ-48: один для измерения температуры воздуха на входе в карбюратор от -70 до $+150^{\circ}\text{C}$, 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. Указателем служит магнитоэлектрический логометр с двумя неподвижными рамками.

При изменении температуры датчика происходит перераспределение токов в рамках логометра указателя и постоянный магнит со стрел-

кой устанавливается по равнодействующей электромагнитного поля рамок. Стрелка на шкале показывает измеряемую температуру (рис. 127).

Датчик температуры наружного воздуха установлен на кронштейне левой стойки бипланной коробки, датчик температуры воздуха в переходнике карбюратора.

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.

Для замера температуры головок цилиндров взята хромель-копелевая термопара. Хромелевый электрод является положительным, копелевый – отрицательным. В связи с тем, что ток возникает очень небольшой (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.

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.

На самолете устанавливаются две термопары и две медные шайбы которых подкладываются под свечи 1-го и 9-го цилиндров. Указатели со своими шкалами и стрелками смонтированы в одном корпусе (рис. 128).

Электрический тахометр ТЭ-45 служит для измерения количества оборотов коленчатого вала двигателя при его работе. Он состоит из датчика и указателя.

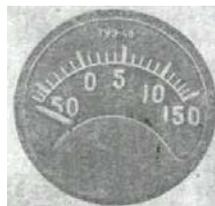


Рис. 127. Указатель термометра ТУЭ-48

Указатель (рис. 129) 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.



Рис. 128. Указатель двояного термометра 2ТЦТ-47 температуры 1-го и 9-го цилиндров



Рис. 129. Указатель тахометра ТЭ-45

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.

Мановакуумметр МВ-16 (рис. 130) 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.

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 мановакуумметр показывает атмосферное давление.

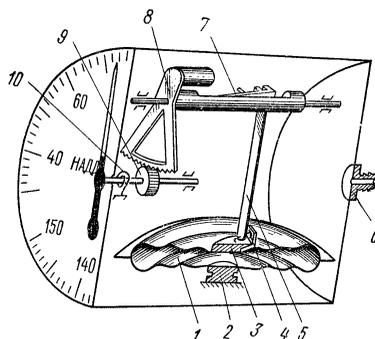


Рис. 130. Мановакуумметр МВ-16:

1 – анероидная коробка; 2 – нижний центр; 3 – верхний центр; 4 – биметаллический валик; 5 – тяга; 6 – штуцер; 7 – биметаллическая пластинка; 8 – зубчатый сектор; 9 – трубка; 10 – волосок

7.2. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

Высотомер ВД-10 предназначен для определения высоты полета. Различают следующие высоты (рис. 131): 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.

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. 132), упругим элементом которого является блок анероидных коробок (поз. 1, 2), размещенных в герметическом корпусе, внутрь которого поступает атмосферное давление.

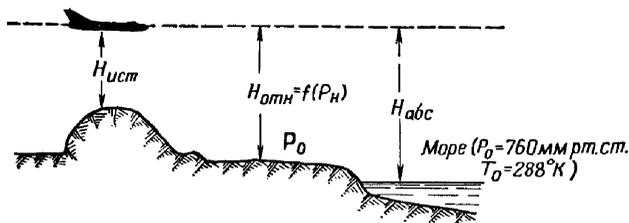


Рис. 131. Высота полета самолета:

$H_{ист}$ – истинная высота; $H_{отн}$ – относительная высота; $H_{абс}$ – абсолютная высота

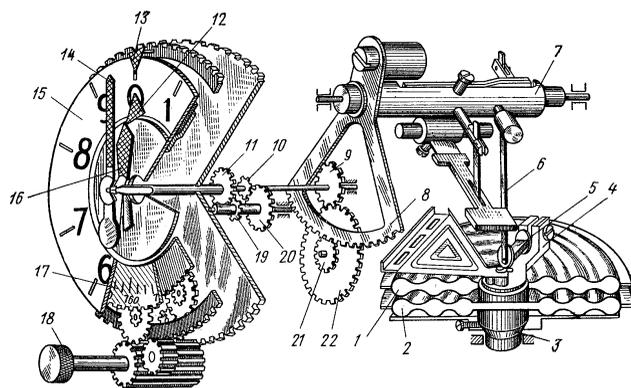


Рис. 132. Высотомер ВД-10:

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

Анероидные коробки через передающий механизм связаны с двумя стрелками (большой 14 и малой 16), помещенными на лицевой части прибора. 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.

Указатель скорости УС-450 (рис. 133) 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.

Приемник воздушного давления при помощи трубопроводов полного и статического давления соединен с измерителем. Измеритель представляет собой чувствительный манометр, мембранная коробка которого соединена с тру-

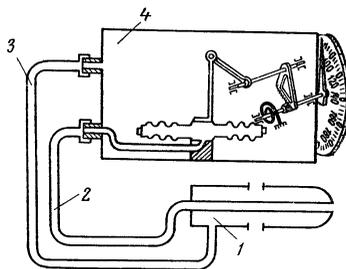


Рис. 133. Указатель скорости УС-450: 1 – приемник воздушного давления (ПВД); 2 – трубопровод полного давления; 3 – трубопровод статического давления; 4 – измеритель

бпроводом 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 уравновесятся.

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.

Вариометр ВД-10 (рис. 134) 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 воз-

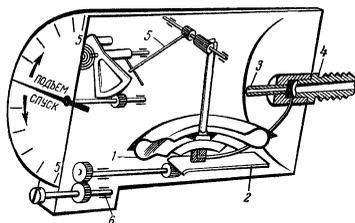


Рис. 134. Вариометр ВР-10:
1 – манометрическая коробка;
2 – пружина; 3 – капиллярная трубка;
4 – штуцер; 5 – передающий механизм;
6 – юстировочное устройство

никает 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.

При подъеме самолета атмосферное давление воздуха уменьшается. Воздух из корпуса будет выходить через капилляр, вследствие чего давление воздуха внутри корпуса будет больше давления внутри гофрированной коробки. Вследствие разности давлений 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 процесс повторяется в обратной последовательности.

7.2.1. Размещение приборного оборудования в кабине пилотов

Все указатели рассмотренных приборов и другое оборудование, которым необходимо пользоваться в полете, размещены в кабине пилотов. Приборная доска (рис. 135) состоит из основной панели 5 (рис. 136), правой 6 и левой 3 съемных панелей и откидного центрального щитка 4.

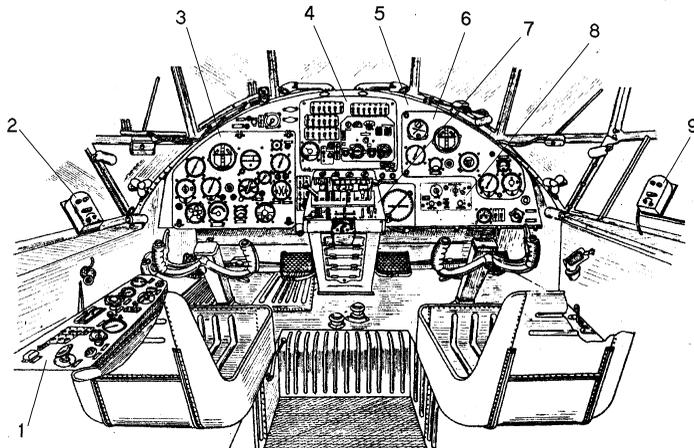


Рис 135. Кабина самолета Ан-2:

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

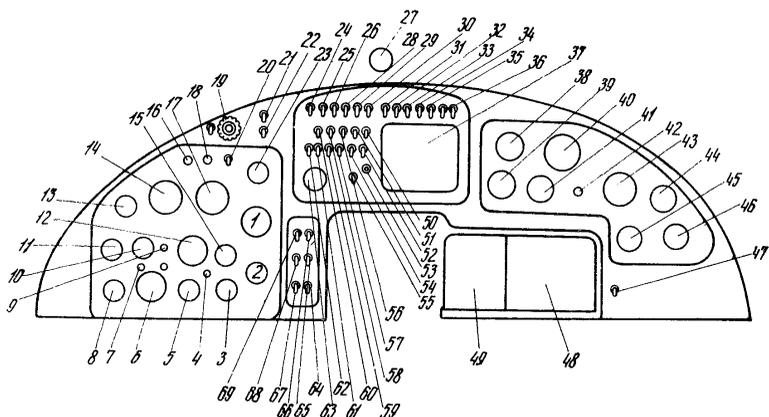


Рис. 136. Основная панель приборной доски

1 – трехстрелочный индикатор ЭМИ-ЗК; 2 – термометр цилиндров 2ТЦТ-47; 3 – мановакуумметр МВ-16; 4 – лампа сигнализации МРП-48; 5 – термометр карбюратора ТУЭ-48; 6 – топливометр 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 giroиндукционного компаса УГР-1; 13 – указатель скорости УС-450 (УС-35У); 14 – авиагоризонт АГК-47Б; 15 – тахометр ТЭ-45; 16 – контроль сигнала пожара; 17 – гироскоп компас 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 радиокомпас АРК-5; 36 – выключатель Б-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 giroиндукционного 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 радиокомпас 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 рулевой фары; 66 – АЗС-15 правой фары; 67 – АЗС-5 верхних строевых огней; 68 – АЗС-5 АНО; 69 – АЗС-15 левой фары

Кроме приборной доски в кабине экипажа расположены левый (рис. 137) расположен горизонтально у левого борта и центральный пульты (рис. 138).

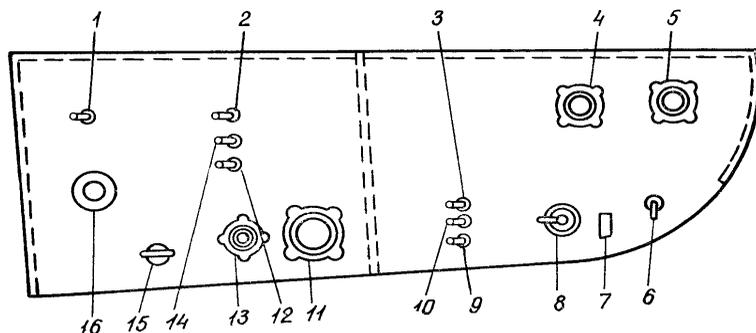


Рис. 137. Левый пульт:

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 кг/см^2 ; 6 – переключатель 2ППН-45 топлива; 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 кг/см^2 ; 12 – АЗС-20 обогрева среднего стекла; 13 – кран зарядки воздушной системы; 14 – АЗС-25 обогрева бокового стекла; 15 – реостат пульты РУФО-48; 16 – заливной шприц

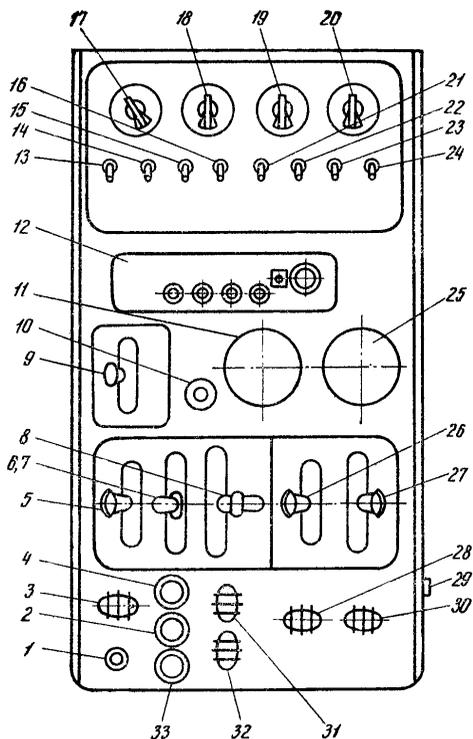


Рис. 138. Центральный пульт

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

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Радченко, И.В.* Самолет Ан-2 / *И.В. Радченко* [и др.]. – М.: Транспорт, 1974.
2. *Аверкиев, В.А.* Летная эксплуатация самолёта Ан-2 / *В.А. Аверкиев* [и др.] – М.: Машиностроение 1984.
3. *Шифрин, М.Н.* Практическая аэродинамика самолета Ан-2 / *М.Н. Шифрин*. – М.: Транспорт. – 1972.
4. Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию самолета Ан-2 / Под ред. *Р. Легенцкого*. – ПНР, 1975.

Учебное издание

Чекрыжев Николай Викторович

**КОНСТРУКЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ
СИСТЕМ САМОЛЁТОВ С ПОРШНЕВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ
(НА ПРИМЕРЕ САМОЛЁТА АН-2)**

Электронное учебное пособие

Редактор И.И. Спиридонова
Доверстка И.И. Спиридонова

Арт. – 41 / 2016

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика С.П. КОРОЛЕВА (САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Издательство Самарского университета. 443086 Самара, Московское шоссе, 34.

