

**ВСЕСОЮЗНОЕ ОРДЕНА ЛЕНИНА И ОРДЕНА КРАСНОГО ЗНАМЕНИ
ДОБРОВОЛЬНОЕ ОБЩЕСТВО СОДЕЙСТВИЯ АРМИИ, АВИАЦИИ
И ФЛОТУ (ДОСААФ СССР)**

**Управление авиационной подготовки и авиационного спорта
ЦК ДОСААФ СССР**

Учебно-методический центр при ЦК ДОСААФ СССР

УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫЙ СПОРТИВНЫЙ САМОЛЕТ Як-52.

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

**МОСКВА
«ПАТРИОТ»
1991**

УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫЙ СПОРТИВНЫЙ САМОЛЕТ Як-52.

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Ответственный за выпуск *Булдыгин В. В.*

Настоящее техническое описание самолета Як-52 является переизданием технического описания, изданного заводом-изготовителем, с добавлением раздела «Лыжное шасси». Предназначено в качестве учебного пособия для технического и летного состава авиации ДОСААФ, эксплуатирующего самолет Як-52.

1. ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

1.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Як-52 — двухместный учебно-тренировочный спортивный самолет (рис. 1), предназначен для первоначального обучения и тренировки летчиков.

На самолете установлен двигатель воздушного охлаждения М-14П мощностью 360 л. с. с винтом В530ТА-Д35.

Наличие на самолете радиостанции, переговорного устройства, комплекса пилотажно-навигационного оборудования, посадочных щитков, убирающегося шасси с тормозными колесами дает возможность обучающимся получить необходимые навыки в пользовании оборудованием, присущим современным самолетами.

Большая энерговооруженность и хорошая управляемость позволяют обучать летчиков-спортсменов выполнению фигур простого, сложного и высшего пилотажа.

Сочетание простоты конструкции с высокой прочностью и надежностью делает полеты на самолете вполне безопасными.

1.2. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Крыло:	
профиль	Кларк УН
площадь	15,0 м ²
размах	9300 мм
длина средней аэродинамической хорды (САХ)	1640 мм
поперечное «V» крыла по линии хорд	2°
угол установки крыла	+2°
площадь элеронов	1,98 м ²
Отклонение элеронов:	
вверх	22°
вниз	16°
площадь щитков	1,03 м ²
отклонение щитков	45°
Горизонтальное оперение:	
площадь	2,86 м ²
размах	3160 мм
поперечное «V»	0°
угол установки	1°30'
площадь руля высоты с триммером	1,535 м ²

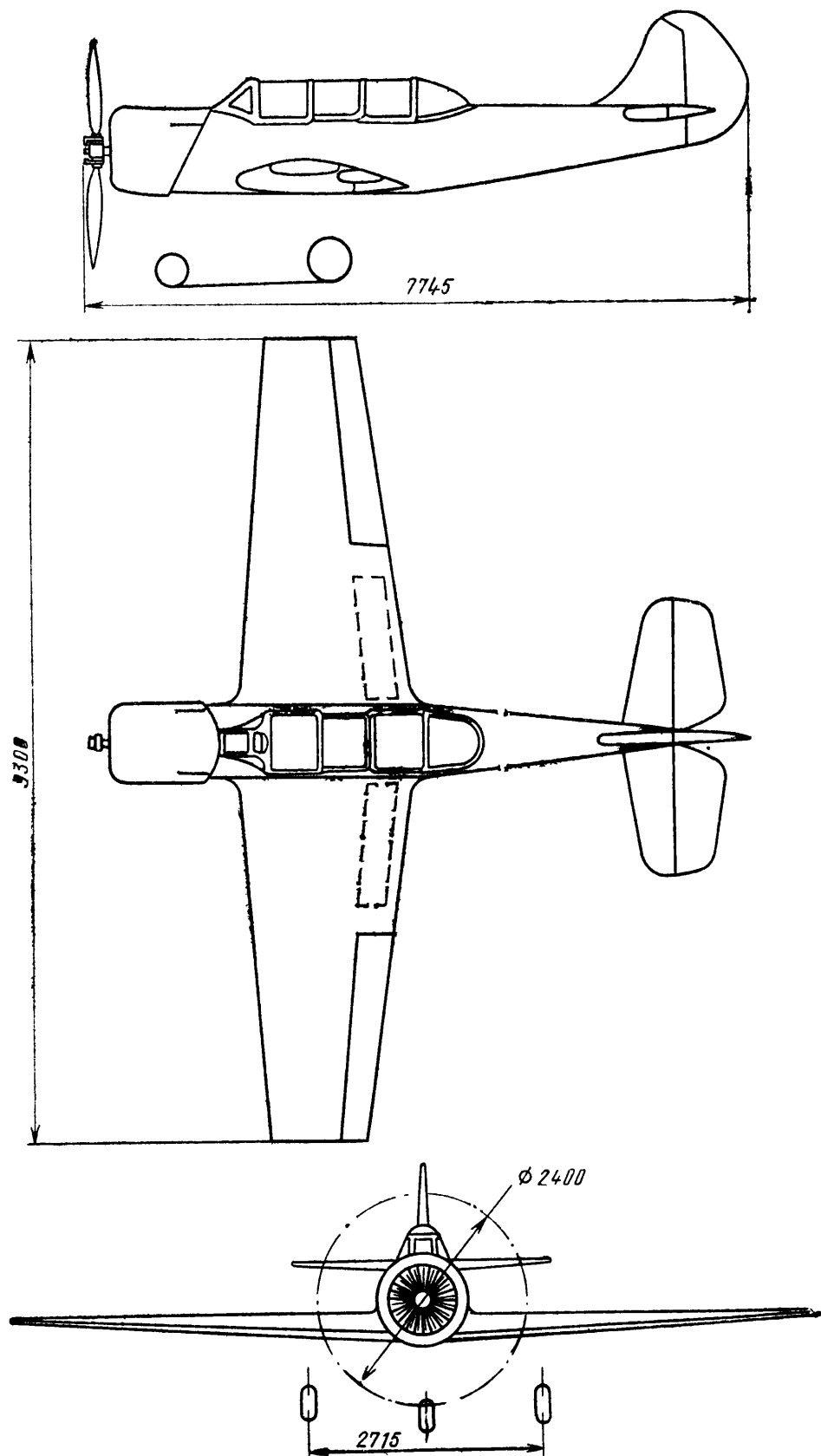


Рис. 1. Общий вид самолета Як-52

Отклонение руля высоты:	
вверх	25°
вниз	25°
Отклонение триммера руля высоты:	
вверх	12°
вниз	12°
Вертикальное оперение:	
площадь вертикального оперения	1,48 м ²
площадь руля направления	0,871 м ²
Отклонение руля направления:	
влево	27°
вправо	27°
Прочие размеры:	
длина самолета	7745 мм
стояночный угол самолета	4°
колея шасси	2715 мм
база шасси	1860 мм
высота самолета	2700 мм
наибольшая высота кабины	1110 мм
наибольшая ширина кабины	800 мм

1.3. ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

№ п/п	Характеристика самолета	Вариант с колесным шасси	Вариант с лыжным шасси
1	Масса пустого самолета, кг	1035	1075
2	Максимальная взлетная масса, кг	1315	1355
3	Максимальная посадочная масса, кг	1315	1355
4	Полная нагрузка, кг:		
	экипаж с парашютами	180	180
	топливо	90	90
	масло	10	10
5	Допустимый эксплуатационный диапазон центровок, % САХ:		
	при эксплуатации самолета двумя летчиками	23—27	18—27
	при эксплуатации самолета одним летчиком	17,5—27	15—27
6	Центровка пустого самолета с выпущенным шасси, % САХ	19,0	18,8

Примечания: 1. Допуск: на массу пустого самолета $\pm 1\%$, на центровку пустого самолета $\pm 0,5\%$.

2. Выпуск шасси смещает положение центра тяжести самолета назад примерно на 0,5%.

3. Выработка топлива в полете смещает положение центра тяжести самолета назад на 0,3% САХ при пилотировании двумя летчиками и вперед на 0,1% САХ при пилотировании одним летчиком.

1.4. ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Максимальная скорость горизонтального полета при массе 1315 кг на высоте $H=1000$ м	270 км/ч
Максимальная рабочая высота	4000 м
Время набора высоты $H=4000$ м на 1-м номинальном режиме работы двигателя	15 мин
Практическая дальность полета на высоте $H=500$ м при взлетной массе 1315 кг с полной заправкой топливом при крейсерской скорости $V_{пр}=190$ км/ч с 10% резервным остатком топлива	500 км
Максимально допустимые эксплуатационные перегрузки, q	—5, +7
Максимально допустимая скорость пилотирования	360 км/ч
Длина разбега с бетонной ВПП при взлетной массе 1315 кг и скорости отрыва $V_{отр}=120$ км/ч	180÷200 м
Длина пробега по бетонной ВПП при посадочной массе 1315 кг и скорости касания $V_{кас}=120$ км/ч посадочные щитки выпущены	260 м
Максимально допустимая скорость боковой составляющей ветра под углом 90° к ВПП при взлете и посадке самолета	6 м/с

1.5. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ

Условное обозначение двигателя	М-14П
Система охлаждения	воздушная
Число цилиндров и их расположение	9, звездообразное в один ряд
Порядок нумерации цилиндров	против часовой стрелки, верхний цилиндр № 1
Степень сжатия	$6,3 \pm 0,1$
Направление вращения вала винта (по направлению полета)	левое
Винт воздушный	В530ТА-Д35
Высотность двигателя	невысотный
Мощность двигателя у земли	360—2 л. с.
Число оборотов коленчатого вала в мин	$2900 \pm 1\%$
Время непрерывной работы двигателя:	
на взлетном режиме, не более	5 мин
на максимально допустимых, не более	1 мин
на остальных	не ограничено
Время перехода (приемистость) от 700 об/мин (малый газ) до взлетного режима на неподвижном самолете, не более	3 с
Система запуска двигателя	воздушная
Сорт топлива, бензин	Б-91/115, октановое
	число не менее 91
	МК-22 или МС-20
	$4-6$ кгс/см ²
	≥ 1 кгс/см ²
Сорт масла	
Давление масла на входе в двигатель	$0,2 \div 0,5$ кгс/см ²
Минимально допустимое давление масла	$0,15$ кгс/см ²
Давление топлива перед карбюратором:	
на рабочих режимах	
на минимальном числе оборотов, не менее	

Температура масла на входе в двигатель:	
минимально допустимая	40°C
рекомендуемая	50—65°C
максимальная при длительной работе двигателя, не более	75°C
максимально допустимая в течение не более 15 мин непрерывной работы двигателя	85°C
Температура головок цилиндров:	
рекомендуемая	140—190°C
минимально допустимая для нормальной работы двигателя	120°C
максимальная при длительной работе двигателя	220°C
максимально допустимая при взлете и наборе высоты не более 15 мин и не более 5% от ресурса	240°C

2. ПЛАНЕР

2.1. ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж самолета Як-52 — цельнометаллический полумонок с работающей обшивкой (рис. 2).

Поперечный набор каркаса фюзеляжа состоит из 19 шпангоутов и дополнительного шпангоута 0, который является противопожарной перегородкой и несет узлы крепления двигателя. Этот шпангоут представляет собой глухую дюралюминиевую стенку, окантованную по контуру и подкрепленную в местах установки узлов профилями. На передней стенке шпангоута 0 установлены узлы крепления рамы двигателя, кронштейны навески передней ноги шасси, ложементы масляного бака и кронштейны крепления капота.

Продольный набор каркаса фюзеляжа состоит из 14 бульбообразных стрингеров, расположенных равномерно по периметру.

В передней части фюзеляжа стрингеры 3 и 6 усилены. Стрингер 3 на участке между шпангоутами 2 и 11 является подфоновой рамой и служит для крепления рельсов фонаря. К стрингеру 6 крепится пол кабины.

В нижней части фюзеляжа между шпангоутами 0 и 2 расположена ниша передней ноги шасси.

Пол передней кабины расположен между шпангоутами 0 и 3, пол задней кабины — между шпангоутами 5 и 8. Полы выполнены из дюралюминиевых листов, подкрепленных продольными профилями. В местах установки ручек управления самолетом в полу сделаны вырезы, подкрепленные окантовками. После монтажа ручки управления вырезы закрываются чехлами.

Стыковка крыла с фюзеляжем производится по шпангоутам 3, 5 и 8. С этой целью на шпангоутах 3 и 8 установлены передний и задний стыковые узлы. В местах их установки шпангоуты подкреплены фитингами и поперечными стенками.

Средний узел стыковки крыла с фюзеляжем по шпангоуту 5 крепится к поперечной балке двутаврового сечения. Балка образована четырьмя прессованными профилями и стенкой, подкрепленной уголками. По торцам, в месте установки стыковых узлов, балка усилена фитингами. Все стыковые узлы крепятся болтами.

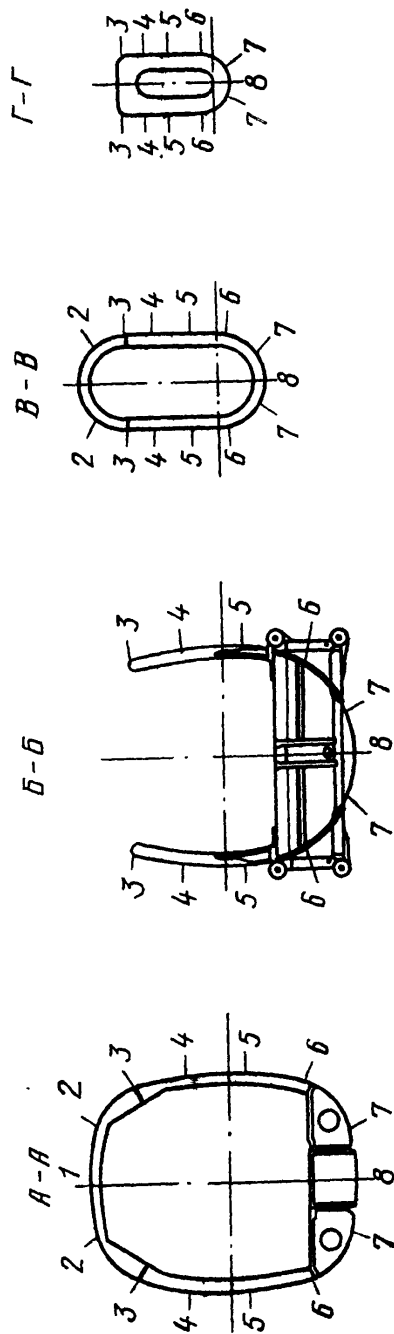
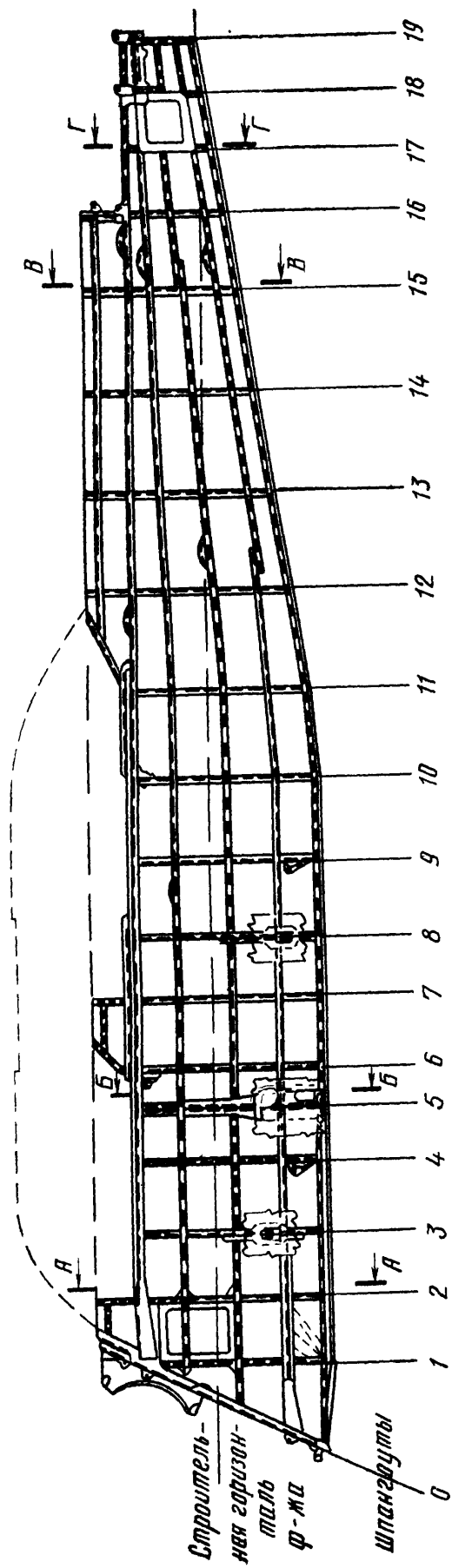


Рис. 2. Каркас фюзеляжа

В передней кабине на шпангоутах 4 и 6, в задней на шпангоутах 9 и 10 установлены узлы крепления кресел летчиков.

Оперение крепится на хвостовой части фюзеляжа: вертикальное по шпангоутам 16 и 19, горизонтальное — по шпангоутам 16 и 18.

Обшивка передней части фюзеляжа до шпангоута 12 состоит из семи дюралевых панелей толщиной 1,0 мм.

Обшивка хвостовой части фюзеляжа между шпангоутами 12 и 19 состоит из четырех панелей и верхней зашивки. Верхняя панель толщиной 0,8 мм крепится к каркасу между шпангоутами 11 и 16.

Две боковые панели толщиной 0,6 мм крепятся к каркасу между шпангоутами 12 и 15. Хвостовая панель толщиной 15 мм расположена между шпангоутами 15 и 19, химически фрезеруется до толщины 1, 2, 1, 0 и 0,8 мм. Верхняя зашивка между шпангоутами 16 и 19 имеет толщину 2 мм. Все панели крепятся к каркасу с помощью заклепок.

В передней части фюзеляжа справа между шпангоутами 1 и 2 расположен люк подхода к агрегатам системы управления двигателем, подъемнику передней ноги и агрегатам электрооборудования.

Крышка люка съемная, в закрытом положении удерживается замками.

На обшивке фюзеляжа снизу между шпангоутами 5 и 6 расположен люк подхода к сливному крану топливной системы. Он закрыт крышкой, установленной на петле и удерживаемой в закрытом положении замками.

В хвостовой части фюзеляжа на левом борту между шпангоутами 17 и 18 расположен люк подхода к системам управления самолетом. Крышка этого люка съемная и крепится винтами.

Место стыковки крыла с фюзеляжем закрыто зализом, выполненным из дюралюминия толщиной 0,8 мм. К фюзеляжу и крылу зализ крепится винтами с анкерными гайками.

В нижних зализах расположены люки для осмотра узлов стыковки крыла с фюзеляжем и слива отстоя из проводки ПВД.

2.2. КРЫЛО (рис. 3)

Крыло самолета выполнено по однолонжеронной схеме с работающей обшивкой и состоит из двух консолей. Каждая из них снабжена щелевым элероном и посадочным щитком. Консоль крыла стыкуется с фюзеляжем тремя стыковыми узлами. Стыковые узлы каждой консоли крыла располагаются на передней стенке, лонжероне и на задней стенке. Стыковые кронштейны фюзеляжа расположены на шпангоутах 3, 5 и 8.

В корневых частях консолей между нервюрами 4 и 5 смонтированы главные ноги шасси. В консолях крыла между перед-

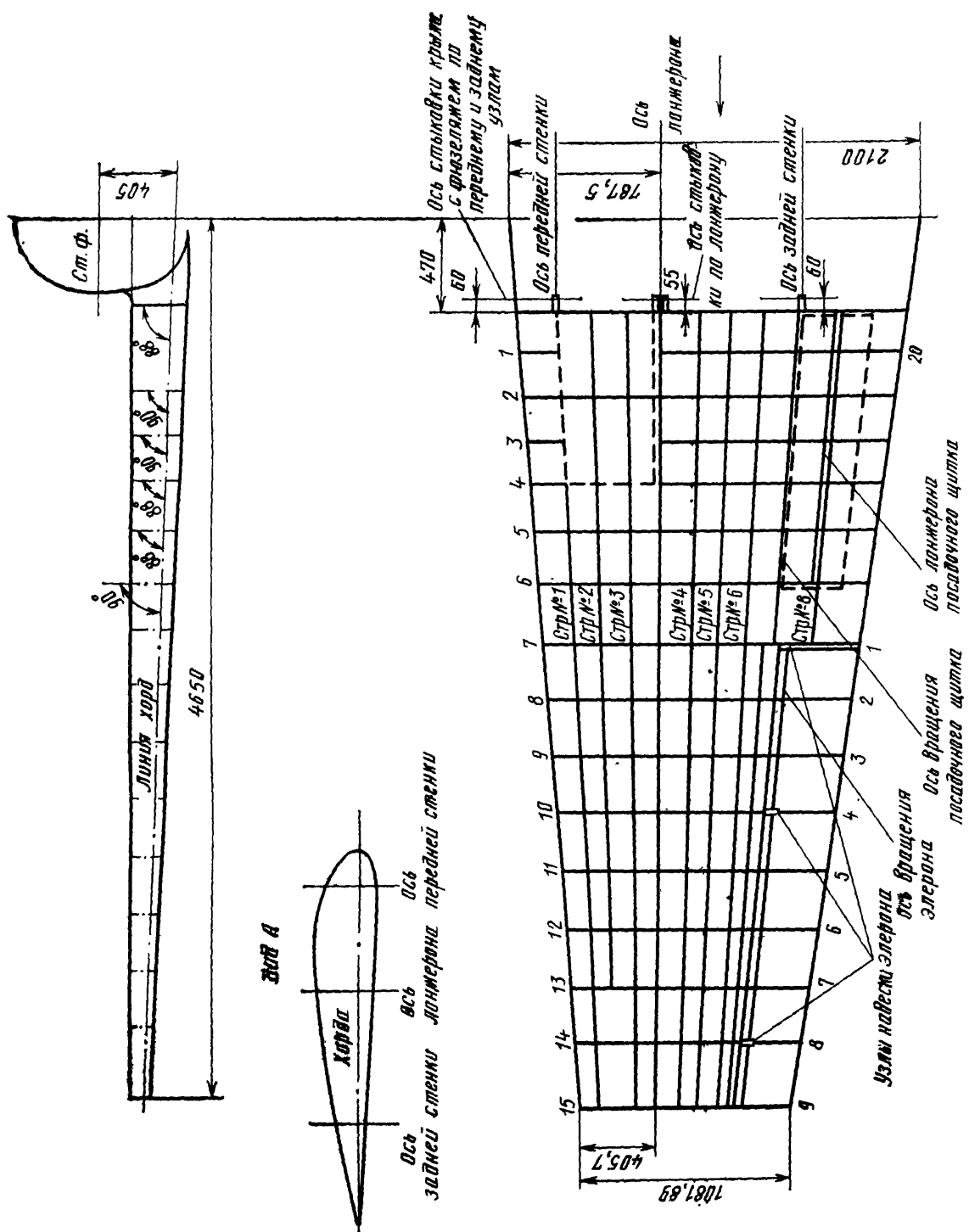


Рис. 3. Схема крыла

ней стенкой и лонжероном и нервюрами 1—4 расположены бензобаки. Люки заливных горловин бензобаков расположены на верхней обшивке консолей крыла в районе нервюр 2. На окантовках люков заливных горловин (под крышками) установлены гнезда для штыря троса металлизации заправочного пистолета ТЗ.

На нижней обшивке левой консоли крыла за посадочным щитком между нервюрами 1 и 2 установлены два крюка для легкоъемной подножки.

2.2.1. Каркас крыла

Каркас консолей крыла образован продольным и поперечным наборами. Продольный набор состоит из лонжерона, передней и задней стенок, стенки элеронной щели, стенки, ограничивающей зону выреза под щиток, и набора стрингеров; поперечный набор состоит из 15 нервюр.

Лонжерон консоли крыла представляет собой дюралюминиевую клепаную балку переменного сечения, состоящую из стенки, подкрепленной уголками, и двух полок. В корневой части лонжерона на болтах установлены узлы стыковки консолей с фюзеляжем.

Передняя стенка расположена между нервюрами 1 и 6, представляет собой клепаную балку, которая состоит из стенки и двух прессованных профилей.

Задняя стенка изготовлена из листового дюралюминия, приклепана к стрингерам продольного набора и расположена между нервюрами 1—7.

На передней и задней стенках на болтах установлены передний и задний узлы стыковки консоли с фюзеляжем.

Нервюры консолей крыла разрезные. Они изготовлены из дюралюминия и состоят из носовой и хвостовой частей.

На каждой консоли установлено по три кронштейна навески элерона: корневой, средний и концевой. Корневой кронштейн навески элерона приклепан к хвостовику нервюры 7, а средний и концевой к стенкам нервюр 10 и 14.

Корневой кронштейн навески элерона сварной, состоит из стального уголка и втулки с отверстием, в которую ввертывается штырь. Штырь является осью вращения элерона.

Средний и концевой кронштейны навески элерона штампованные из дюралюминиевого сплава. В отверстие среднего кронштейна запрессован двухрядный шарикоподшипник, а концевой — сферический подшипник.

На левой консоли крыла, на носке нервюры 13, установлен кронштейн крепления приемника воздушного давления, между нервюрами 10 и 11 установлен кронштейн крепления датчика ДС-1 системы ССКУА-1. На нижней обшивке между нервюрами 1 и 2Б в районе стрингера 6 установлен люк контейнера под

аккумулятор. Люк выполнен из обшивки и жесткости. С помощью дюралюминиевой петли люк крепится к лонжерону крыла. Крепление люка по периметру осуществляется шестью замками.

В правой консоли крыла между нервюрами 1 и 3 за лонжероном установлен воздушно-масляный радиатор 2281-В. Воздухозаборник маслорадиатора, створка регулировки воздушного потока размещены на общей панели, которая крепится винтами с анкерными гайками к нижней поверхности крыла по лонжерону, нервюрам 1 и 3 и стрингеру 6.

Консоли крыла законцовок не имеют и заканчиваются глухими нервюрами 15.

Обшивка крыла состоит из верхних и нижних панелей, которые выполнены из дюралюминиевых листов различной толщины.

Верхняя обшивка состоит из четырех панелей:

панели толщиной 1,2 мм между нервюрами № 1 и 9, лонжероном и нижней полкой передней стенки;

панели толщиной 0,8 мм между нервюрами № 9 и 15, лонжероном и нижней полкой передней стенки;

панели толщиной 0,8 мм между нервюрами № 1 и 8, лонжероном и задней кромкой крыла;

панели толщиной 0,6 мм между нервюрами № 8 и 15, лонжероном и задней кромкой крыла.

Нижняя обшивка состоит из пяти панелей:

панели толщиной 1,2 мм между нервюрами № 1 и 8, лонжероном и передней стенкой;

панели толщиной 0,8 мм между нервюрами № 8 и 15, лонжероном и передней стенкой;

панели толщиной 0,8 мм между нервюрами № 1 и 7, лонжероном и стрингером 8;

панели толщиной 0,6 мм между нервюрами № 7 и 15, лонжероном и стрингером 6;

панели толщиной 0,6 мм между нервюрами № 7 и 15 (зализниши в зоне элерона).

В нижней обшивке крыла сделаны эксплуатационные люки для подхода к качалкам управления элеронами.

2.2.3. Элероны (рис. 4)

На крыле установлены элероны щелевого типа с осевой компенсацией. Каркас элерона состоит из трубчатого дюралюминиевого лонжерона, девяти нервюр и хвостового стрингера. Нервюры крепятся к лонжерону уголками.

Носок элерона обшивается дюралюминиевым листом, а весь элерон обтягивается полотняной обшивкой.

Элерон шарнирно крепится к крылу на трех узлах. Два из них представляют собой штампованные из сплава АК6 крон-

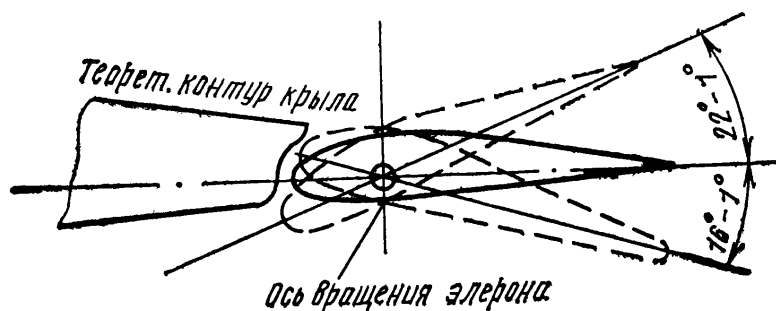
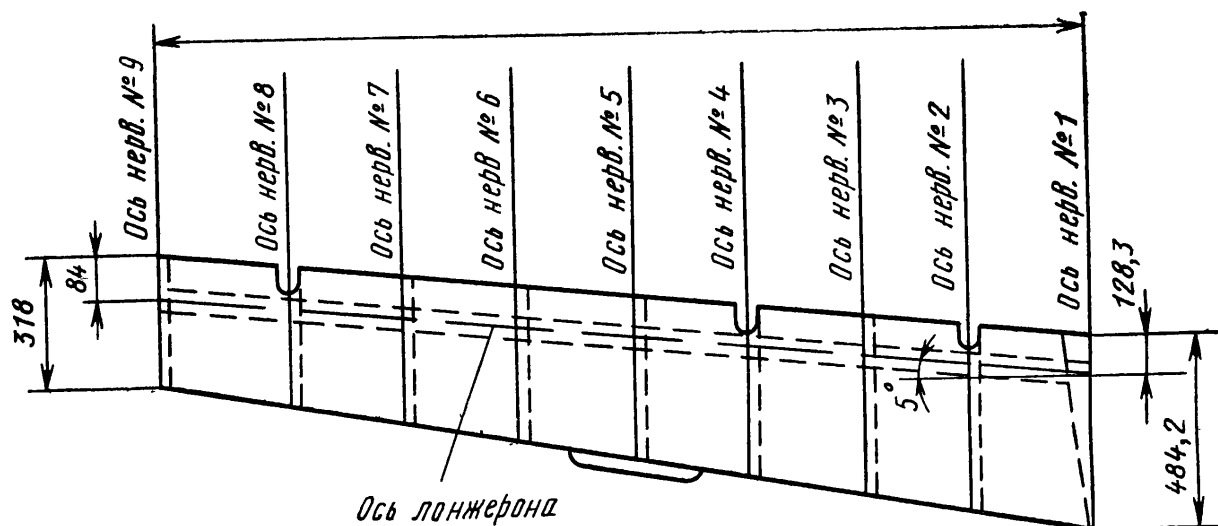


Рис. 4. Схема элерона

штейны, которые прикреплены к лонжерону элерона: один — у нервюры 4, второй — у нервюры 8. Третий узел крепления прикреплен к лонжерону у нервюры 1 и представляет собой кронштейн, штампованный из дюралюминиевого сплава с запрессованным шарикоподшипником.

На лонжероне у нервюры 3 прикреплен кронштейн крепления тяги управления элероном.

В носке элерона по всему размаху установлены балансирующие грузы.

На хвостовом стрингере элерона у нервюры 5 прикреплен пластинчатый триммер.

2.2.4. Посадочные щитки (рис. 5)

Посадочные щитки типа «Шренк» установлены на консолях крыла самолета. Каждый щиток представляет собой дюралюминиевую клепаную конструкцию, состоящую из лонжерона швеллерного сечения и семи штампованных нервюр. На нервюрах 2а и 4 для левого щитка, 2 и 5 для правого щитка установлены кронштейны для крепления танкерных тяг управления щитками. С помощью петель, состоящих из дюралюминиевых створок и стальных шомполов, щитки крепятся к консолям крыла.

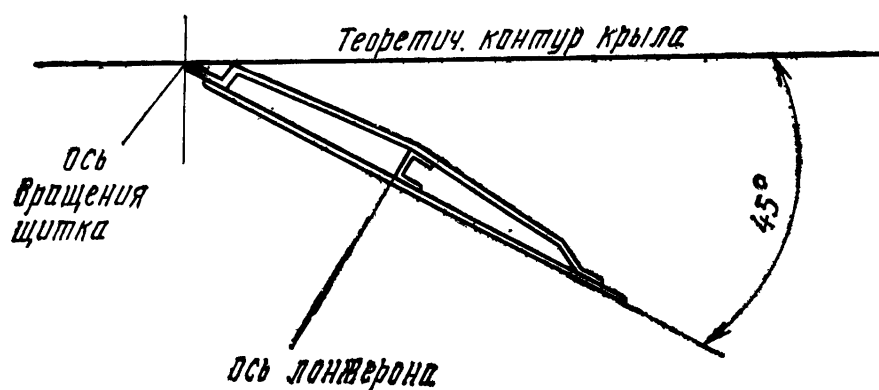
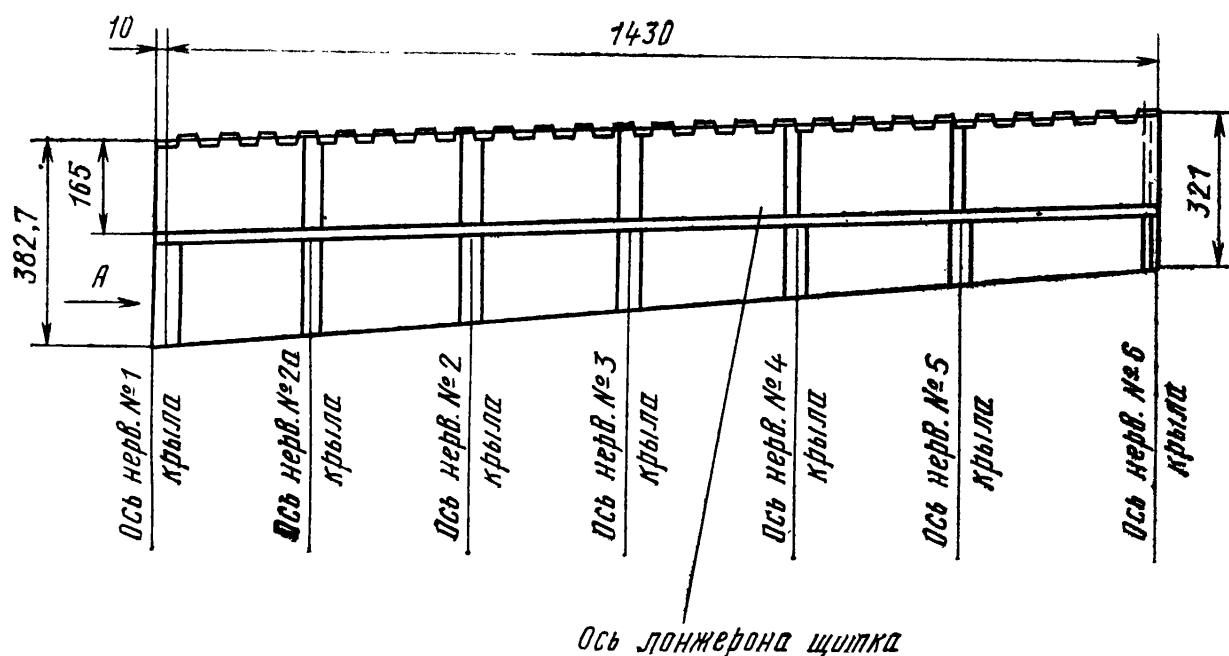


Рис. 5. Схема щитка

2.3. ОПЕРЕНИЕ (рис. 6)

Хвостовое оперение самолета трапециевидной формы в плане состоит из горизонтального и вертикального оперения. К вертикальному оперению относятся киль и руль направления с аэродинамическим компенсатором. Горизонтальное оперение состоит из двух неразъемных консолей стабилизатора и двух половин руля высоты. Левая половина руля снабжена триммером.

2.3.1. Киль

Каркас киля образован передним и задним лонжеронами и набором нервюр. Лонжероны киля швеллерного сечения. Передний выполнен в виде гнутой коробки из листового материала Д16Т-Л1,2 и усиливающих лент переменной толщины. Зад-

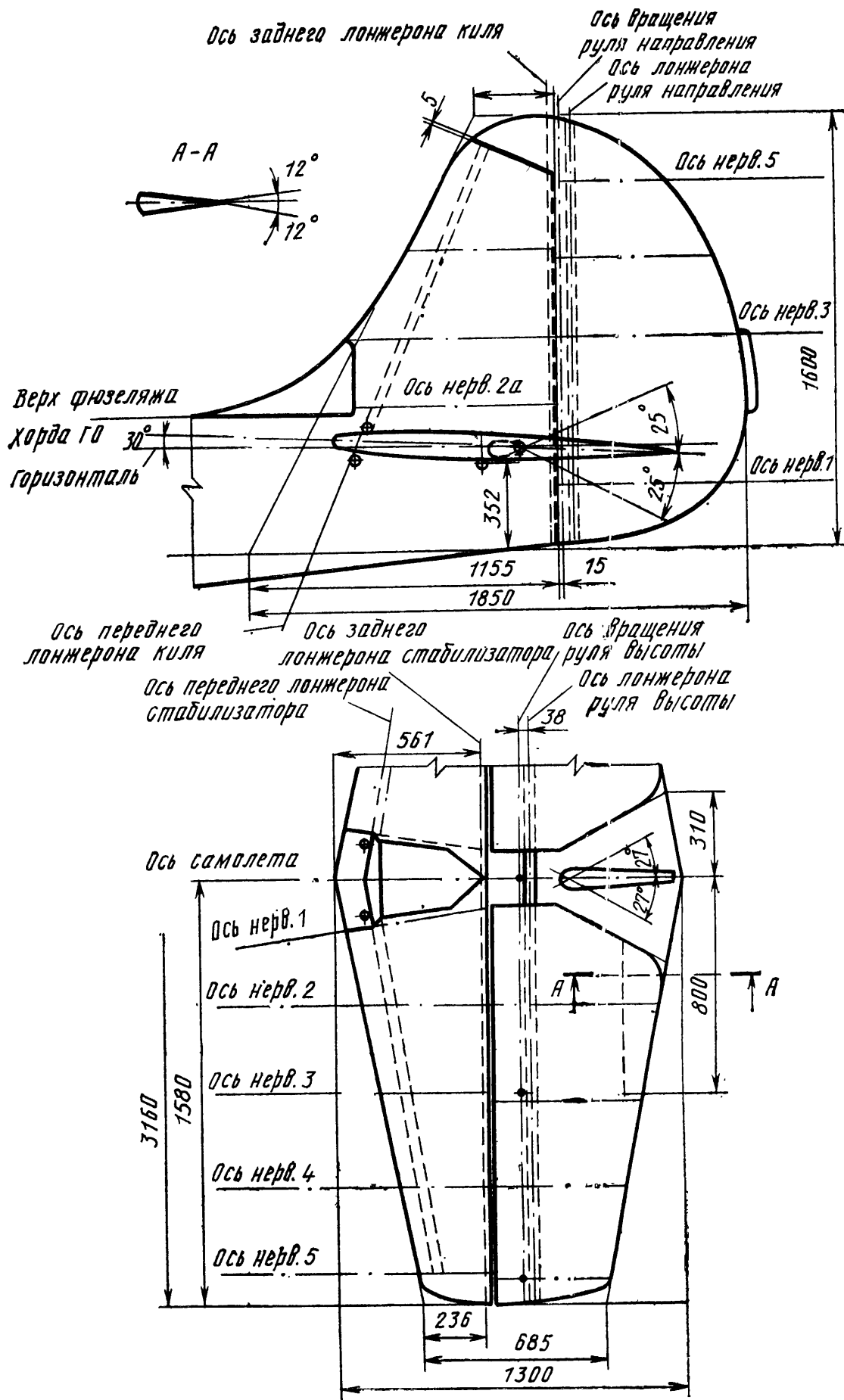


Рис. 6. Схема оперения

ний лонжерон представляет собой стенку, подкрепленную поясами уголкового сечения из материала Д16Т.

К переднему и заднему лонжеронам на болтах крепятся узлы стыковки киля с фюзеляжем.

На заднем лонжероне киля установлены два узла навески руля направления, третий узел установлен на шпангоуте 19 фюзеляжа.

Все узлы представляют собой кронштейны, штампованные из сплава АК6.

Нервюры киля изготовлены из дюралюминия. В нижней нервюре 2А имеется продольный вырез под балансировочный груз руля высоты. Между нервюрами 2а и 3 установлены две щеки, ограничивающие поперечные перемещения балансировочного груза.

Обшивка киля выполнена из листового дюралюминия. К переднему лонжерону приклепан лобовой обтекатель из листового дюралюминия.

Перед килем установлен гаргрот, выполненный из листового стеклотекстолита и закрепленный на обшивках киля и фюзеляжа болтами и заклепками.

2.3.2. Руль направления

Каркас руля направления состоит из трубчатого дюралюминиевого лонжерона, пяти нервюр и обода. К носкам нервюр приклепаны обтекатель из листового дюралюминия. К ободу и к нервюре 5 крепится на анкерных гайках законцовка из Д16Т-Л0,5.

На лонжероне установлены три узла навески руля. Верхний и средний узлы, установленные соответственно у нервюр 5 и 3, представляют собой штампованные из алюминиевого сплава АК6 кронштейны с запрессованными в них стальными штырями. Кронштейны приклепаны к лонжерону и носкам нервюр. Нижний узел, установленный у нервюры 1, также представляет собой кронштейн, штампованный из алюминиевого сплава АК6. Он выполнен совместно с двуплечим рычагом управления рулем. Кронштейн отверстием надевается на лонжерон и приклепывается к нему. К рычагу в нижней части крепится стальной штырь с резьбой для наворачивания гайки шарнирного крепления руля в узле навески на шпангоуте 19 фюзеляжа.

На заднем ободу руля направления установлен пластинчатый триммер, выступающий за габариты руля в плане.

Руль направления обтягивается полотняной обшивкой.

2.3.3. Стабилизатор

Каркас стабилизатора состоит из переднего и заднего лонжеронов, нервюр и стрингеров.

Передний лонжерон швеллерного сечения, состоит из двух частей. Левая и правая части соединяются по оси симметрии с помощью стыковой коробки с накладками. На стенке переднего лонжерона у нервюр 1 установлены на болтах кронштейны переднего узла стыковки стабилизатора с фюзеляжем.

Задний лонжерон неразрезной, швеллерного сечения, состоит из стенки и двух полков. К лонжерону между нервюрами 1 на болтах крепятся два кронштейна для стыковки стабилизатора с фюзеляжем и средний узел навески руля высоты. Все кронштейны выполнены штампованными из алюминиевого сплава АК6.

На заднем лонжероне у нервюр 3 и 5 на болтах установлены узлы навески руля высоты. Узлы изготовлены из сплава АК6 в виде кронштейнов с запрессованными в них металлофторопластовыми втулками, в отверстия которых входят штыри соответствующих узлов навески руля высоты.

Обшивка стабилизатора дюралюминиевая толщиной 0,6 мм имеет стыки по оси самолета и нижней полке переднего лонжерона.

Законцовки стабилизатора выполнены из листового материала АМг2М толщиной 0,8 мм. Они съемные и крепятся к стабилизатору винтами с анкерными гайками.

2.3.4. Руль высоты

Руль высоты разрезной и выполнен из двух половин. Каркас каждой из них состоит из трубчатого лонжерона, заднего обода и пяти нервюр.

Лобовая часть руля высоты представляет собой коробчатую конструкцию, образованную носовой дюралюминиевой обшивкой, носками нервюр и подкрепляющей стенкой, расположенной впереди лонжерона.

Законцовка руля высоты выполнена из листового материала АМг2М толщиной 0,8 мм, ее приклепывают к нервюре 5.

Боковые узлы навески руля высоты представляют собой кронштейны со штырями.

Средний узел навески руля высоты используется для соединения левой и правой половин руля.

Узел представляет собой сектор, к которому крепятся фланцы правой и левой половин руля, рычаг с балансировочным грузом и тросовая проводка управления рулем высоты.

В средней части сектора запрессован шарикоподшипник, с которым соединяется центральный узел навески РУ на стабилизаторе.

Около нервюр 3 и 5 каждой половины руля на лонжероне установлены узлы навески. Узлы навески штампованные из алю-

миниевого сплава АК6. В них запрессовываются стальные штыри. Кронштейны крепятся к лонжерону и стенкам нервюр.

Руль высоты обтягивается полотняной обшивкой. Левая половина снабжена триммером, который расположен между нервюрами 1 и 3 и крепится к каркасу руля на шомпольной петле.

Триммер изготовлен из пенопласта и обклеен со всех сторон стеклотканью. К нижней стороне триммера приклепан кронштейн, к которому подсоединяется тяга управления триммером.

3. КАБИНА

3.1. ФОНАРЬ

(рис. 7)

Фонарь кабины состоит из козырька, двух сдвижных, средней и хвостовой частей и расположен между шпангоутами 0 и 12.

Каркас козырька образован окантовкой и накладками. Окантовка крепится к обшивке фюзеляжа заклепками. Задняя (по полету) часть козырька окантована поропластом, обтянутым натуральной кожей черного цвета, который служит для плотного прилегания сдвижной части.

Сдвижные части аналогичны по конструкции. Каркас каждой сдвижной части фонаря образован спереди рамой, с боков и сзади — окантовками.

Рама представляет собой согнутую по контуру фонаря стальную трубу, в нижней части которой закреплены с правой стороны рукоятка, а с левой — замок фонаря.

Для предотвращения поперечных колебаний сдвижных частей фонаря в закрытом положении с внутренней стороны задней окантовки установлены прокладка из фторопласта (по одной с каждой стороны) в местах наибольшего зазора с неподвижными частями фонаря.

Для улучшения герметичности фонаря с внутренней стороны боковых окантовок сдвижных частей приклеены войлочные ленты.

Сдвижная часть перемещается на шести подшипниках по двум, правому и левому, направляющим рельсам, закрепленным на фюзеляже. Подшипники крепятся к боковым окантовкам с помощью фланцев и шпилек с гайками.

Для исключения попадания воды в фюзеляж через рельсы в них установлены вкладыши, а отверстия в подфонарном профиле и рельсе, предназначенные для установки сдвижных частей фонаря на самолет, закрыты резиновыми пробками.

В закрытом положении каждая сдвижная часть фонаря запирается замком. Замок состоит из корпуса, штыря, рычага, пружины и поводка, закрепленного на штыре с помощью гайки. К поводку крепится трос, проходящий внутри трубы рамы и заканчивающийся шариком.

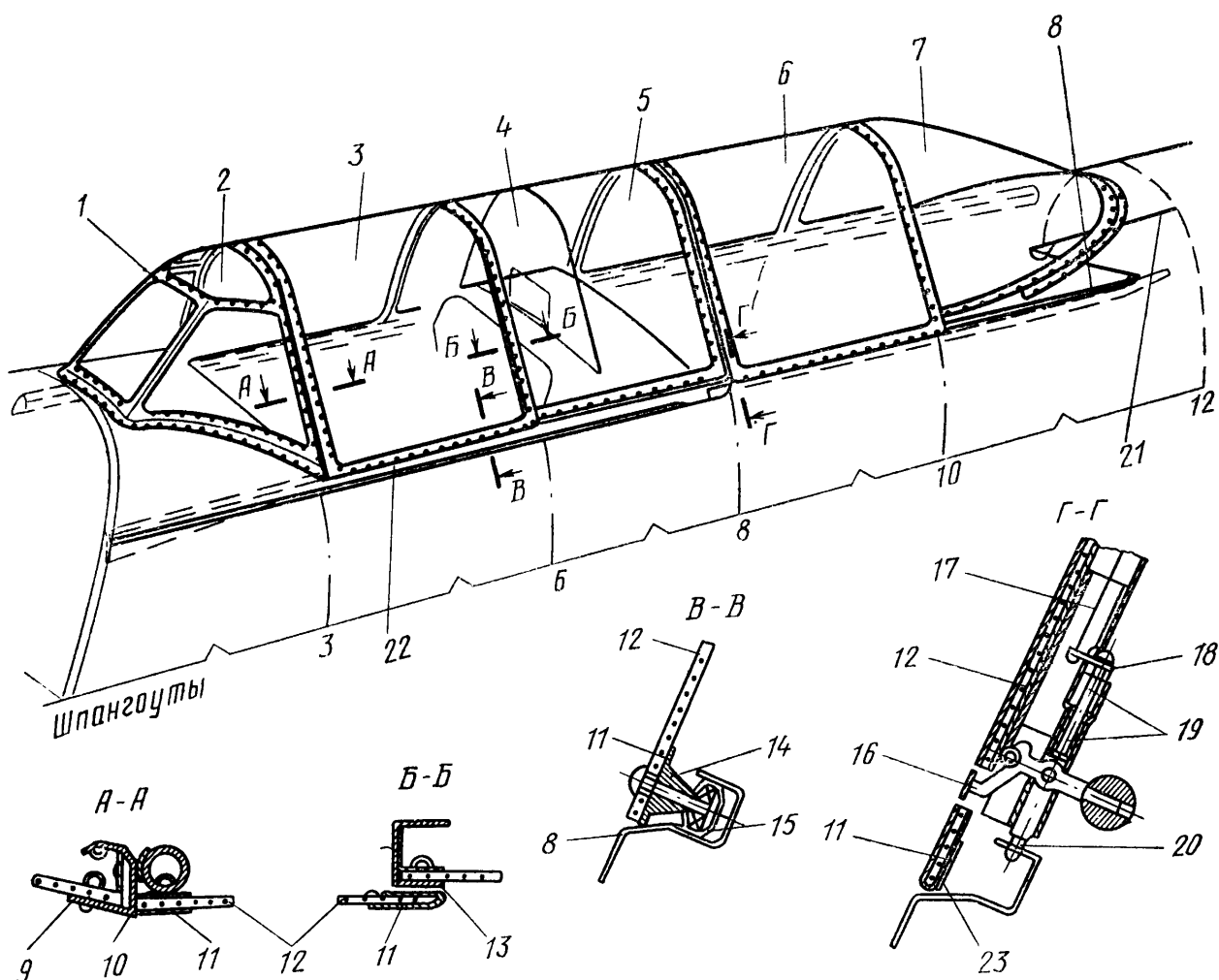


Рис. 7. Фонарь:

1 — зеркало; 2 — козырек; 3 — сдвижная часть первой кабины; 4 — перегородка; 5 — средняя часть фонаря; 6 — сдвижная часть второй кабины; 7 — хвостовая часть фонаря; 8 — направляющий рельс; 9 — окантовка козырька; 10 — кожаный жгут; 11 — окантовка сдвижной части; 12 — стекло; 13 — окантовка средней части; 14 — фланец; 15 — подшипник; 16 — рычаг замка; 17 — трос; 18 — поводок; 19 — корпус замка; 20 — штырь; 21, 22 — амортизаторы; 23 — прокладка

Рычаг замка шарнирно закреплен на кронштейне рамы и скользит в пазу подпружиненного штыря. Он имеет второе плечо, которое выходит через прорезь в окантовке сдвижной части наружу.

В закрытом положении фонаря штырь входит в гнездо на фюзеляже.

Для открытия фонаря с земли необходимо нажать на второе плечо рычага замка, выходящее наружу.

Для открытия замка из кабины достаточно потянуть за шарик над головой, при этом рычаг поднимается и выводит из гнезда штырь. Освобожденная сдвижная часть под действием резинового амортизатора сдвинется назад по направляющим рельсам до упора.

Резиновые амортизаторы крепятся к каждой из подвижных частей фонаря с левого борта посредством стальных тросов; другой конец амортизатора закреплен на каркасе фюзеляжа.

Каркас средней части образован профилями П-образного сечения и накладками. Средняя часть по задней кромке окан-

тована поропластом, обтянутым кожей черного цвета. В среднюю часть вмонтирована перегородка из оргстекла. В перегородке сделана форточка, которая запирается в закрытом положении защелкой.

Каркас хвостовой части фонаря образован окантовками, которые крепятся к обшивке фюзеляжа. Спереди хвостовая и средняя части оклеены черным бархатом, который защищает внутреннюю поверхность остекления сдвижных частей от механических повреждений при открытии фонаря.

Остекление фонаря выполнено из оргстекла и крепится к раме и окантовкам винтами с гайками и шайбами.

3.2. КРЕСЛО

(рис. 8)

Кресла пилотов установлены на шпангоутах 4 и 6 в первой кабине и на шпангоутах 9 и 10 во второй кабине. Они выполнены нерегулируемыми по высоте. Каркас каждого кресла состоит из дюралюминиевой чашки и спинки, склепанных между собой, и с двумя продольными профилями П-образного сечения. К спинке и чашке приклепаны кронштейны крепления кресла к фюзеляжу. Правый и левый нижние кронштейны крепления кресла к фюзеляжу выполнены из алюминиевого сплава АК6. К жесткой спинке каркаса кресла пристегивается ремнями мягкая подушка, выполненная из поролона и обшитая текстинитом. Каждое кресло снабжено привязной системой, состоящей из плечевых, поясных и среднего ремней. Правый и левый поясные ремни крепятся к чашке кресла, плечевые ремни — к кронштейнам на шпангоутах 10 и 6, а средний ремень крепится в 1-й кабине к кронштейну на шпангоуте 3 и во 2-й кабине — к уху задней опоры вала управления на шпангоуте 8.

Свободные концы ремней заканчиваются пряжками, запирающимися в центральном замке, закрепленном на правом поясном ремне.

На чашке кресла имеются кольца для присоединения фала парашютного автомата.

3.3. ОБОГРЕВ И ВЕНТИЛЯЦИЯ КАБИН

(рис. 9)

Система обогрева и вентиляции кабин предназначена для поддержания в кабинах самолета необходимой температуры воздуха.

Обогрев и вентиляция кабин самолета совмещенного типа состоит из воздухозаборника, обогревателя с клапаном, гибкого рукава и двух воздухопроводов, которые подводят воздух в 1-ю и 2-ю кабины пилотов.

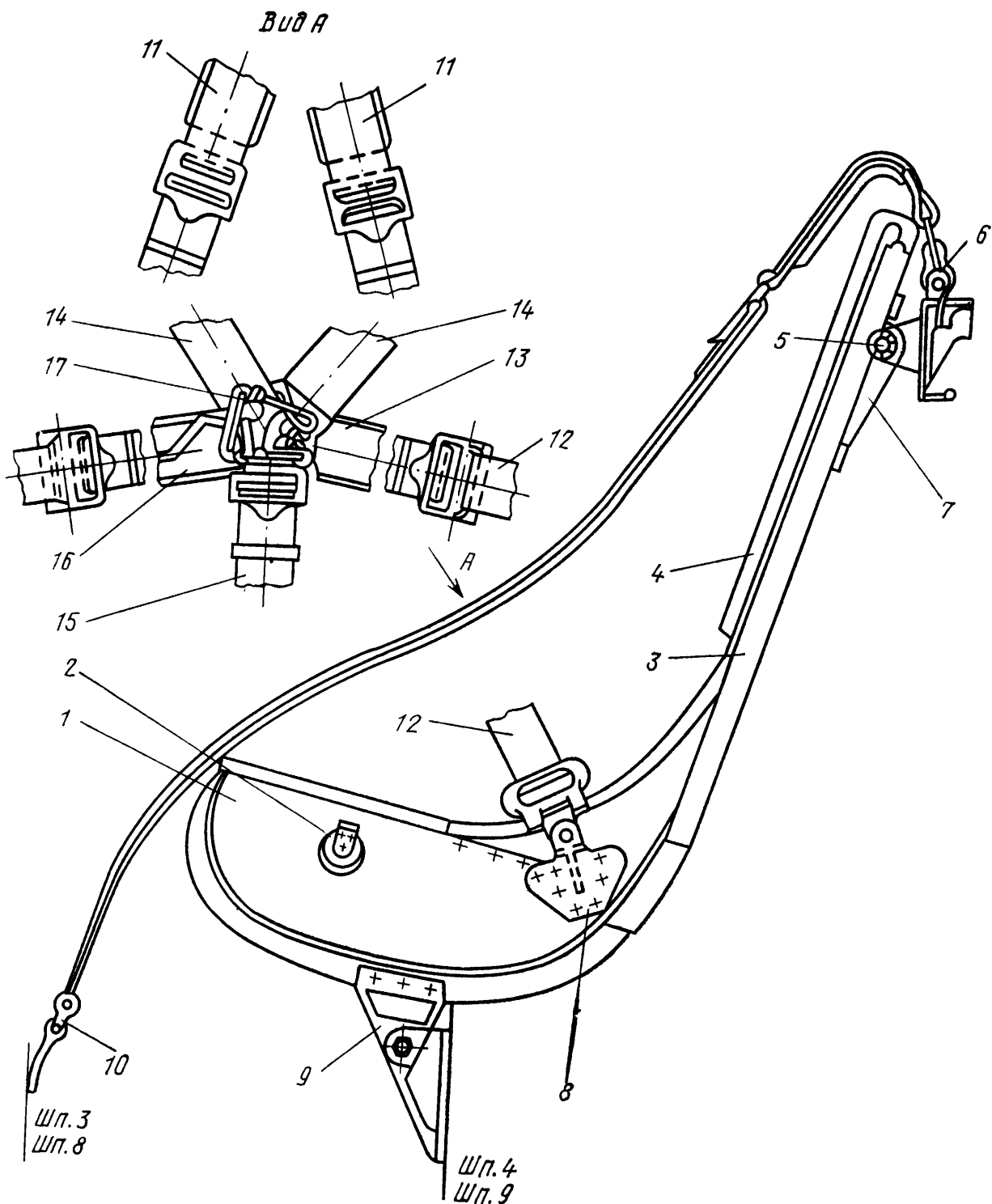


Рис. 8. Кресло пилота:

1 — чашка; 2 — кольцо; 3 — жесткая спинка; 4 — мягкая подушка спинки; 5 — шпилька; 6, 7, 8, 9 — кронштейны; 10 — пряжка; 11 — ремень плечевой верхний; 12 — нижнее звено поясного ремня; 13 — ремень поясной левый; 14 — ремень плечевой нижний; 15 — ремень средний; 16 — ремень поясной правый; 17 — шпилька пружинная

Воздухозаборник установлен в лобовой части самолета и отбирает воздух для вентиляции непосредственно за винтом. Нагрев воздуха осуществляется в обогревателе, который установлен на выхлопном коллекторе двигателя. В режиме «Обогрев» воздух, поступающий в кабину, проходит через обогреватель. В режиме «Вентиляция» воздух минует обогреватель через об-

ходной воздуховод и поступает в кабины пилотов по той же магистрали. Переключение режима вентиляции на обогрев и обратно осуществляется из 1-й кабины ручкой управления, соединенной тягой полужесткого типа с заслонкой клапана.

Воздуховоды в 1-й и 2-й кабинах оканчиваются поворотными насадками и заслонкой, с помощью которых можно менять количество поступающего воздуха и его направление.

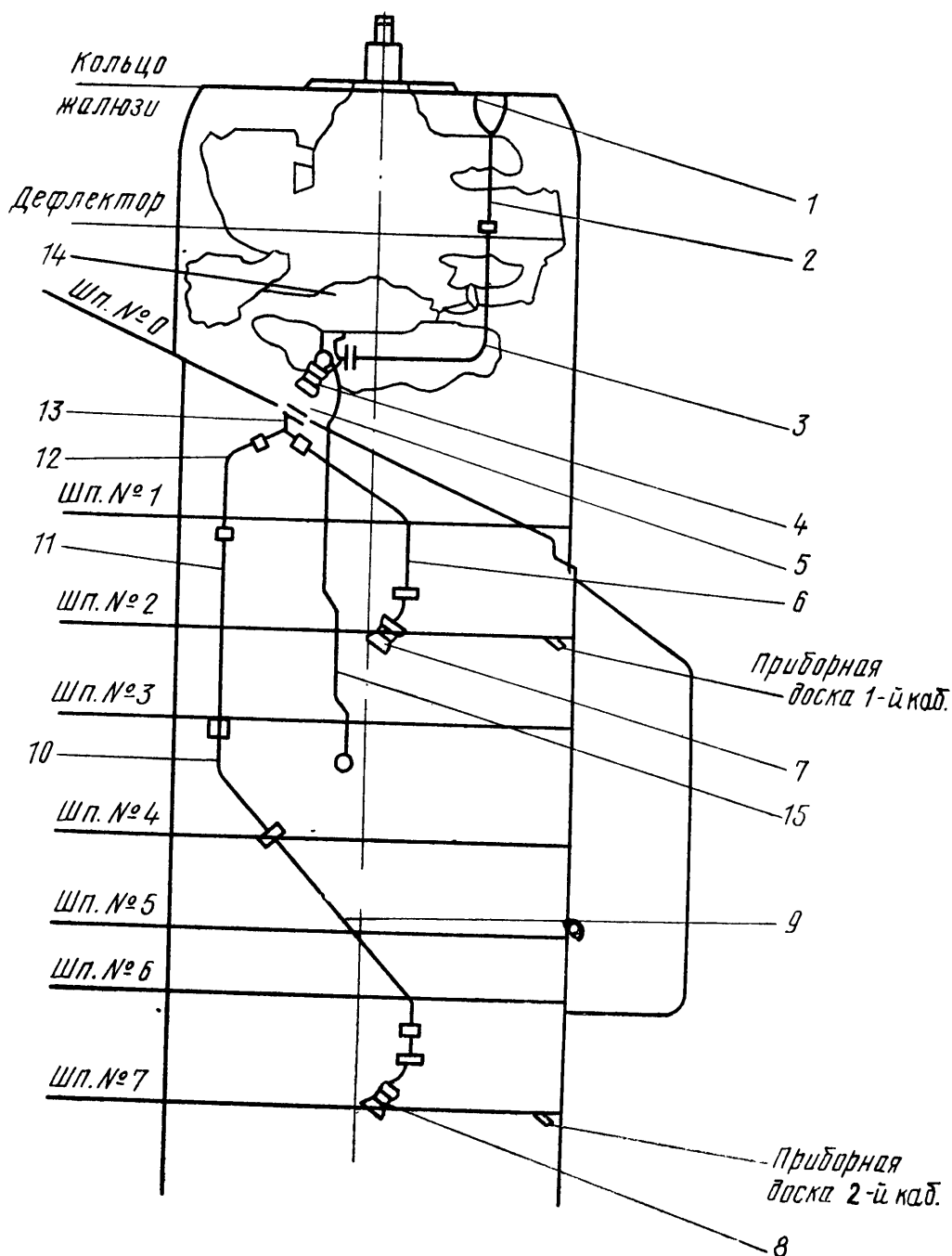


Рис. 9. Обогрев и вентиляция кабин:

1 — заборник воздуха; 2, 3, 6, 9, 10, 11, 12 — трубопроводы; 4, 5 — переходник; 7, 8 — насадки; 13 — тройник; 14 — подогреватель воздуха; 15 — тяга управления

4. ШАССИ

4.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Шасси самолета (рис. 10) выполнено по трехопорной схеме с носовым колесом, убирается в полете, имеет жидкостно-газовую амортизацию и состоит из передней опоры с колесом 400×150 и двух главных опор с тормозными колесами 500×150 .

Передняя опора шасси установлена в носовой части фюзеляжа и убирается в полете под фюзеляж назад по потоку.

Главные опоры шасси установлены в консолях крыла между нервюрами 4 и 5 и убираются в полете под крыло вперед, против потока.

В убранном положении опоры шасси удерживаются замками.

Замок убранного положения каждой главной опоры прикреплен к нижней носовой части консоли крыла; замок передней опоры — к профилям в нише шасси. Замки шасси в консолях крыла закрыты обтекателями.

При уборке каждой опоры шасси крюк замка захватывает болт, соединяющий звенья шлиц-шарнира соответствующей амортистойки.

В выпущенном положении амортистойки шасси фиксируются складывающимися подкосами, которые становятся «враспор». От самопроизвольного складывания подкосы предохраняются шариковым замком в подъемниках шасси.

Уборка и выпуск шасси производятся подъемниками, работающими от воздушной системы.

4.2. ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ШАССИ

Наименование	Передняя опора шасси	Главные опоры шасси
Амортизация	Жидкостно-газовая	Жидкостно-газовая
Рабочий газ в амортизаторе	Азот технический I сорт. ГОСТ 9293—59	Азот технический I сорт. ГОСТ 9293—59
Начальное давление азота в амортизаторах, кгс/см ²	26 + 1	19 + 1

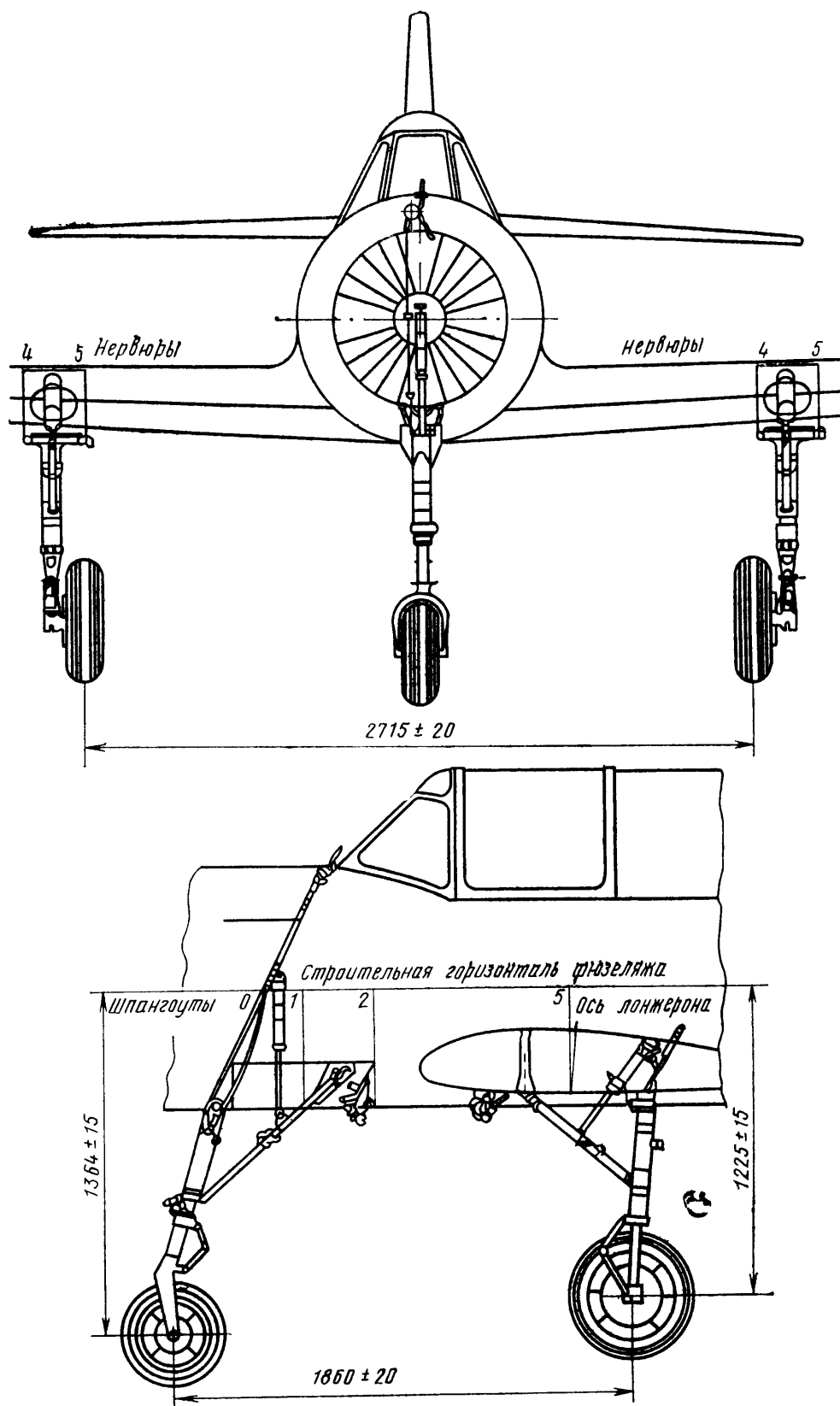


Рис. 10. Схема колесного шасси

Наименование	Передняя опора шасси	Главные опоры шасси
Рабочая жидкость	Масло АМГ-10 ГОСТ 6794—53	Масло АМГ-10 ГОСТ 6794—53
Объем масла в амортизаторе, см ³	490	340
Наибольший ход шасси амортизатора, мм	150±1	240±1
Тип колеса	44—1	K141/T141
Марка шины	400×150 модель 5	500×150 модель 6
Давление воздуха в пневматиках колес, кгс/см ²	3+0,5	3+0,5

Контроль положения опор шасси осуществляется с помощью механических указателей и системы электрической сигнализации, состоящей из световых табло, микровыключателей АМ-800К и электропроводки.

Световые табло положения опор шасси находятся на приборных досках в обеих кабинах. Концевые выключатели убранного положения шасси установлены на замках убранного положения, концевые выключатели выпущенного положения шасси — на звеньях складывающихся подкосов.

4.3. ГЛАВНЫЕ ОПОРЫ ШАССИ

4.3.1. Общие сведения

Главная опора с консольным креплением тормозного колеса состоит из телескопического амортизатора, колеса складывающегося подкоса, подъемника, замка убранного положения и механического указателя положения опоры.

4.3.2. Амортизатор

Амортизатор жидкостно-газовый, однокамерный, состоит из стакана, штока, внутреннего набора и полуоси с колесом.

Стакан амортизатора изготовлен из стали 30ХГСНА ВД.

Верхняя часть стакана имеет проушины для крепления амортизатора к крылу и ухо для крепления механического указателя положения ноги. Средняя часть стакана имеет гнездо для зарядного штуцера и уши для крепления нижнего звена складывающегося подкоса, на нижней части размещены уши для крепления звена шлиц-шарнира.

В нижней части стакана установлена неподвижная букса с бронзовой втулкой, на которую опирается шток.

Для герметизации рабочей полости стакана на неподвижной буксе установлены уплотнительные кольца из резины В-14.

Для защиты подвижного уплотнения от грязи с внешней стороны неподвижной буксы установлена гайка с сальником и втулка с обтюратором. Гайка контрится через стенку стакана.

Шток амортизатора — полый цилиндр из стали 30ХГСНА. Внутренняя полость штока отделена от рабочей полости стакана приварным дном. На верхнем конце штока смонтирован внутренний набор амортизатора, а на нижнем — полуось для крепления тормозного колеса.

Внутренний набор амортизатора состоит из разрезной буксы, распорной втулки, буксы с уплотнительным чугунным кольцом, клапана торможения на обратном ходу и упора.

На полуоси имеются уши крепления нижнего звена шлиц-шарнира и фланец для крепления колеса.

Внутренняя полость амортизатора заливается маслом АМГ-10 и заполняется сжатым азотом.

Работает амортизатор следующим образом. При прямом ходе (обжатие амортизатора) энергия удара поглощается за счет сжатия азота. При этом клапан торможения, представляющий собой плавающее кольцо, под действием давления в верхней полости опускается, открывая отверстия в поршне, и жидкость свободно перетекает из верхней полости стакана в нижнюю. При обратном ходе клапан торможения прижимается давлением к поршню и перекрывает отверстия в поршне. Рабочая жидкость перетекает из нижней полости в верхнюю через малые калиброванные отверстия в клапане, что обеспечивает плавный выход штока и смягчает обратный удар.

Амортизатор крепится к узлу навески шасси, который расположен в консоли крыла между нервюрами 4 и 5. Узел навески шасси имеет также уши для крепления подъемника.

4.3.3. Подъемник

Подъемник представляет собой цилиндр, внутри которого перемещается поршень со штоком. Подъемник имеет шариковый замок, запирающий шток в выпущенном положении.

При установке крана шасси в положение «Уборка» сжатый воздух, поступающий в цилиндр, сжимает пружину и после открытия шарикового замка перемещает шток в убранное положение.

При выпуске шасси сжатый воздух попадает одновременно в цилиндр подъемника и цилиндр замка убранного положения.

4.3.4. Замок убранного положения

Замок убранного положения состоит из двух щек, соединенных болтами, защелки с пружиной, рычага, установки микро-выключателя АМ-800М и цилиндра замка.

При выпуске шасси замок работает следующим образом.

Шток цилиндра замка под действием сжатого воздуха поворачивает защелку замка, при этом крюк выходит из зацепления с защелкой. Под действием пружины и массы амортизатора крюк поворачивается, освобождая втулку болта шлиц-шарнира. После открытия замка гаснет красная сигнальная лампа убранного положения опоры.

Зеленая сигнальная лампа загорается, когда амортистойка займет выпущенное положение и звенья складывающегося подкоса встанут враспор.

4.3.5. Складывающийся подкос

Складывающийся подкос состоит из двух звеньев, шарнирно соединенных между собой болтом.

Верхнее звено подкоса крепится к кронштейну на консоли крыла между нервюрами 4 и 5. На верхнем звене установлен микровыключатель АМ-800К системы электрической сигнализации и имеется проушина для крепления подъемника.

Нижнее звено подкоса крепится к амортизатору. На нижнем звене установлен нажимной винт системы электрической сигнализации положения опор шасси.

4.3.6. Колеса К141/Т141

На главные опоры установлены тормозные колеса К141/Т141 с пневматическими камерными тормозами.

Колеса имеют авиашины 500×150 модель 6 полубаллонного типа.

Управление камерными тормозами колес осуществляется из обеих кабин с помощью рычага на ручке управления, соединенной с редукционным клапаном У139 (ПУ-7), и педалей управления, соединенных с дифференциалом У135 (ПУ-8).

Сжатый воздух, редуцированный в клапане У139 до давления 8 кгс/см², через дифференциал У135 попадает в камеры тормоза. Резиновые камеры тормоза, расширяясь, прижимают фрикционные колодки к тормозной рубашке колеса, создавая необходимый тормозной момент. После снятия давления тормозные колодки отжимаются от рубашки колеса возвратными пружинами.

4.4. ПЕРЕДНЯЯ ОПОРА ШАССИ

Передняя опора шасси состоит из телескопического амортизатора, колеса, складывающегося подкоса, подъемника, замка убранного положения и механического указателя положения опоры.

Амортизатор состоит из стакана, внутреннего набора, меха-

низма установки колеса в нейтральное положение, штока с приваренной вилкой для крепления колеса и гасителя самовозбуждающихся колебаний.

Стакан амортизатора сварен из двух частей, изготовленных из стали 30ХГСНА.

Верхняя часть стакана имеет траверсу для подвески амортизатора к фюзеляжу и приварное гнездо для зарядного штуцера.

Нижняя часть стакана имеет проушины для крепления гасителя колебаний (демпфера) и уши для крепления складывающегося подкоса. В нижней части стакана установлена неподвижная букса с бронзовой втулкой, на которую опирается шток.

Для герметизации рабочей полости стакана на неподвижной буксе установлены уплотнительные кольца из резины В-14.

Для защиты подвижного уплотнения от грязи и для крепления свободно вращающегося обода с внешней стороны неподвижной буксы установлена гайка с сальником и втулка с обтюратором. Обод с помощью шлиц-шарнира соединен с вилкой штока, а с помощью рычага — с демпфером.

Колесо передней опоры имеет возможность разворачиваться в обе стороны на угол $50^{\circ}-20^{\circ}$.

В стакане смонтирован механизм, устанавливающий колесо в нейтральное положение после снятия с колеса внешних нагрузок. Механизм состоит из двух кулачков с профилированными торцами, входящими друг в друга. Нижний кулачок с помощью шлиц связан со стаканом, верхний посредством шпонок закреплен на штоке.

Внутренний набор амортизатора состоит из буксы с чугунным уплотнительным кольцом, клапана торможения на обратном ходу, распорной втулки и стопора.

Внутренняя полость амортизатора заполнена сжатым азотом и залита по уровень штуцера маслом АМГ-10.

Принцип действия амортизатора передней опоры аналогичен принципу действия амортизатора главной ноги.

Подъемник передней опоры по конструкции и принципу действия аналогичен подъемнику главной опоры.

На шпангоуте 0 фюзеляжа имеется кронштейн для крепления подъемника. Шток подъемника с помощью уха крепится к верхнему звену складывающегося подкоса.

Складывающийся подкос состоит из двух звеньев, шарнирно соединенных между собой болтом. Верхнее звено подкоса состоит из двух половин, соединенных болтами, и крепится к кронштейну, установленному в нише фюзеляжа. На верхнем звене установлен микровыключатель АМ-800К системы электрической сигнализации.

Нижнее звено подкоса крепится к амортизатору. На нижнем звене установлен нажимной винт системы электрической сигнализации положения ноги шасси.

Замок убранного положения передней опоры по конструкции и принципу действия аналогичен замку убранного положения главной опоры.

Передняя опора имеет нетормозное колесо 44-1 с авиашиной 400×150 модель 5 полубаллонного типа.

Система уборки и выпуска шасси и система сигнализации положения опор (для передней и главных опор) аналогичны.

Гаситель самовозбуждающихся колебаний переднего колеса представляет собой шарнирно закрепленный цилиндр, внутри которого перемещается поршень, связанный с помощью качалки, звеньев, обода и шлиц-шарнира с вилкой колеса.

Цилиндр заполнен маслом АМГ-10.

Поршень делит внутреннюю полость корпуса на две части.

Полости сообщаются между собой через калиброванное отверстие в поршне.

При колебании колеса поводок перемещает поршень из стороны в сторону и смесь перетекает через калиброванное отверстие поршня. Гидродинамическое сопротивление, возникающее при перетекании жидкости через малое проходное сечение в поршне, гасит колебания колеса стойки.

Демпфер имеет компенсационную камеру, штуцер подзарядки и сигнализатор количества жидкости.

4.5 ЛЫЖНОЕ ШАССИ

4.5.1. Общие сведения

Лыжное шасси (рис. 11) самолета состоит из двух лыж главной и одной лыжи передней опоры.

Конструкция лыж — цельнометаллическая, выполнена в основном из дюралевых сплавов.

Все три лыжи снабжены пружинными амортизационными цилиндрами, кроме того, на главных лыжах установлены тормозные устройства. Каждое тормозное устройство состоит из пневматического цилиндра и двух секторов, выходящих за обводы лыжи при торможении.

При положении самолета в линии полета передняя и главные лыжи должны находиться под углом 0° к горизонту. Максимальный угол отклонения лыж от горизонта составляет $\pm 15^\circ$.

При этом ход штока каждого амортизатора равен ± 43 мм. Усилие обжатия пружины одного амортизатора в начале хода 30 ± 3 кгс; максимальное усилие в конце хода — 48 ± 5 кгс.

На каждой лыже установлено по два амортизационных цилиндра.

База лыжного шасси при необжатых амортизаторах шасси равна 1853 ± 20 мм, колея — 2710 ± 10 мм.

Рабочее давление в пневматическом цилиндре тормозного устройства 8 ± 1 кгс/см², максимальный выход тормозного сектора за обводом лыж равен 40 ± 1 мм.

Лыжи главных опор крепятся на полуосях амортизационных стоек с помощью пружинных гаек, предназначенных для крепления колес; при этом рычаги пружинных амортизаторов жестко крепятся болтами к тормозному фланцу и к полуоси амортизатора.

Узел крепления лыжи к главным опорам шасси закрыт снаружи обтекателем.

Передняя лыжа шасси закрепляется на оси вилки переднего колеса, а для крепления рычагов пружинного амортизатора под ось вилки устанавливается стяжной разъемный хомут.

Управление тормозами лыж осуществляется так же, как и тормозами колес.

Уборка лыж в полете не производится.

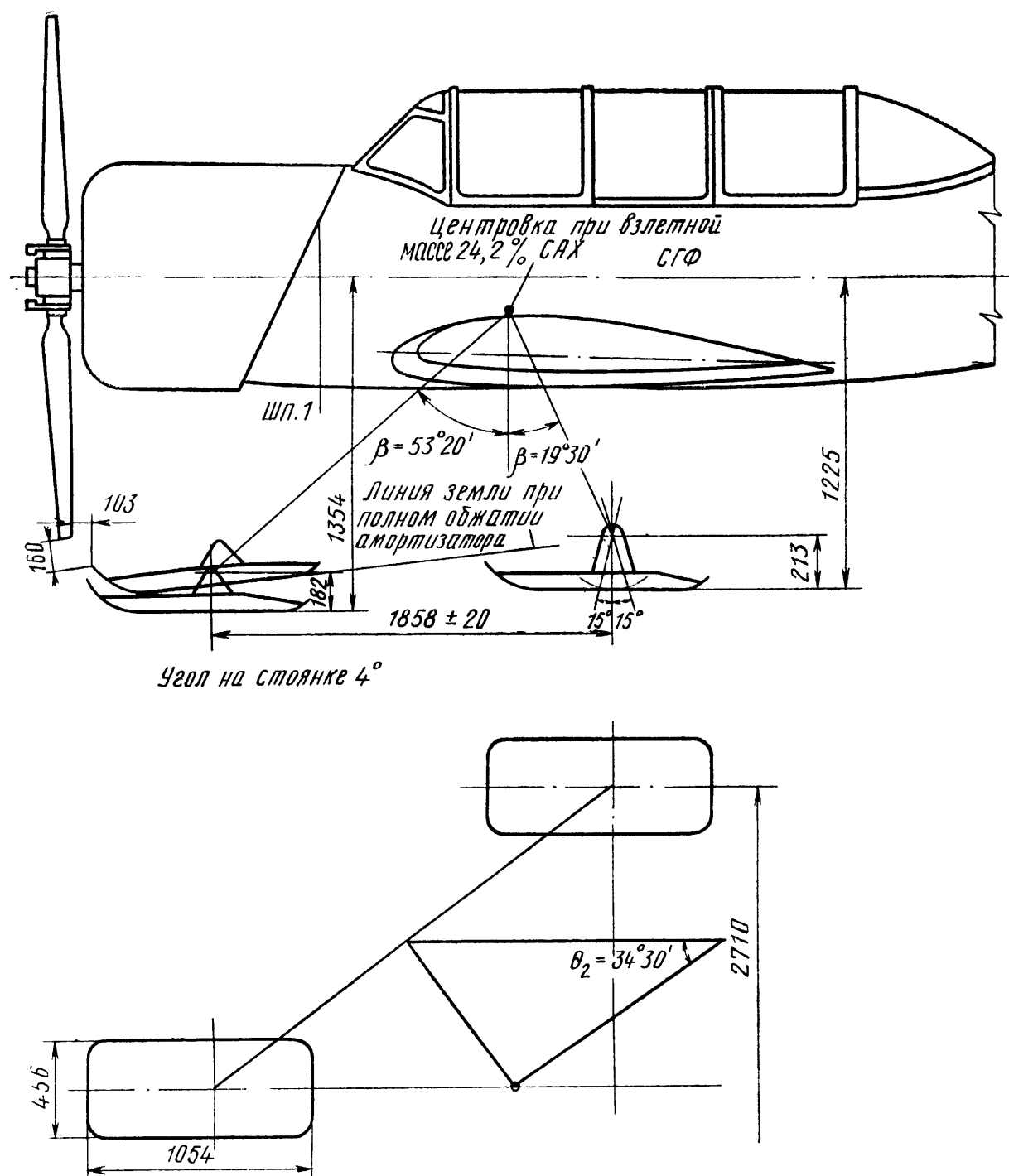


Рис. 11. Схема лыжного шасси

4.5.2. Лыжа

Все три лыжи имеют прямоугольную форму в плане и одинаковые размеры 456×1054 мм.

Конструктивно каждая лыжа состоит из дюралюминиевого полоза, покрытого снизу для лучшего скольжения 3-миллиметровым листом полиэтилена. Толщина дюралевого полоза передней лыжи — 7 мм, главных лыж — 8 мм. Носовая, хвостовая и боковые кромки полоза отогнуты вверх.

Кромка полиэтиленового листа полоза защищена по всему контуру лыжи стальной накладной лентой шириной 10 мм, лента крепится к полюзу лыжи заклепками.

Для выдерживания направления в нижней средней части полоза по длине лыжи установлен стальной профиль швеллерного сечения.

Силовой каркас лыжи коробчатого сечения, расположенный в средней части полоза, образован двумя толстостенными фрезерованными дюралевыми профилями и набором поперечных диафрагм.

Крепление верхней зашивки силового каркаса для подхода к внутренним полостям лыжи выполнено на винтах с анкерными гайками.

Внутри силового короба на каждой главной лыже установлены по два амортизационных цилиндра и пневмоцилиндр тормозного устройства.

Кронштейны крепления амортизационных цилиндров установлены по бокам на передней поперечной диафрагме, а кронштейн крепления пневмоцилиндра — на второй диафрагме посередине. Для увеличения жесткости узлов крепления между первой и второй диафрагмами по оси лыжи установлена дополнительная продольная стенка.

В хвостовой части каждой главной лыжи за третьей поперечной диафрагмой в полозе сделано по два выреза для выхода секторов тормозных устройств. Вырезы в полозе усилены литым фигурным кронштейном, в котором закреплена ось вращения секторов с качалкой для крепления к штоку цилиндра тормозного устройства.

Конструкция передней лыжи аналогична конструкции главных лыж и отличается лишь тем, что на передней лыже отсутствует установка тормозного устройства, а носовая часть лыжи усилена установкой дополнительного сердцевидного гребня с более крутым профилем.

Между второй и третьей диафрагмами главной лыжи установлен пирамидальный литой кабан с прямоугольным основанием. В верхней части кабана запрессованы две втулки для крепления лыжи на полуоси главной опоры и установлена пресс-масленка.

Крепление передней лыжи к оси вилки передней опоры осуществляется с помощью литого дюралевого кабана, аналогичного по конструкции кабану лыжи главной опоры.

4.5.3. Пружинный амортизатор

Пружинный амортизатор лыж состоит из подвижного штока, рабочей пружины, зажатой между двумя подвижными втулками и корпусом.

Корпус амортизатора образован цилиндром и двумя крышками. Крышка и шток снабжены ушками с резьбой для регулировки общей длины амортизатора.

Пружинная гайка, расположенная на шейке штока спере-

ди, и выступающий борт на торце хвостовой части штока обхватывают подвижные втулки и лишают шток возможности перемещения вперед или назад без сжатия рабочей пружины.

Таким образом, пружинные амортизаторы при движении лыж по снегу всегда стремятся придать лыже положение, параллельное строительной горизонтали самолета.

4.5.4. Пневмоцилиндр тормозного устройства

Пневмоцилиндр тормозного устройства состоит из корпуса, крышки, штока и пружины.

Крышка цилиндра оканчивается кронштейном крепления и подсоединительным штуцером.

Шток снабжен регулируемым по длине ушком и поршнем с уплотнительными кольцами.

При подаче воздуха в цилиндр пружина сжимается, шток выходит вперед и поворачивает тормозные сектора. При снятии давления воздуха рабочая пружина возвращает шток и тормозные сектора в исходное положение.

5. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

5.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Управление самолетом осуществляется двумя командными постами ручного и ножного управления, расположенными друг за другом в первой и второй кабинах.

Для обеспечения продольного, поперечного и путевого управления на самолете имеются две независимые системы — ручное и ножное управление.

С помощью ручного управления осуществляется управление рулем высоты и элеронами, ножного — управление рулем направления.

На левой половине руля высоты установлен триммер, предназначенный для снятия в полете усилий с ручки пилота.

5.2. УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ ВЫСОТЫ

(рис. 12, 13)

5.2.1. Общие сведения

Управление рулем высоты осуществляется с помощью ручек управления, установленных в первой и второй кабинах на валу управления. При полном отклонении ручек от нейтрального положения на угол 16° (на себя или от себя) руль высоты отклоняется на $\pm 25^\circ$. Предельные углы отклонения руля высоты ограничены упорами, установленными в переднем корпусе вала управления.

Управление рулем высоты смешанного типа: жесткое между шпангоутами 2 и 10 и гибкое (тросовое) — за шпангоутом 10.

Ручки управления первой и второй кабин жестко соединены между собой трубчатой титановой или стальной тягой. При отклонении ручки управления в первой кабине движение через дюралюминиевую трубчатую тягу, подсоединенную к шкворню ручки второй кабины, передается на сектор, установленный на шпангоуте 10.

На шпангоуте 9 установлен пружинный механизм загрузки ручек пилотов по тангажу, который шарнирно соединен с сектором, установленным на шпангоуте 10.

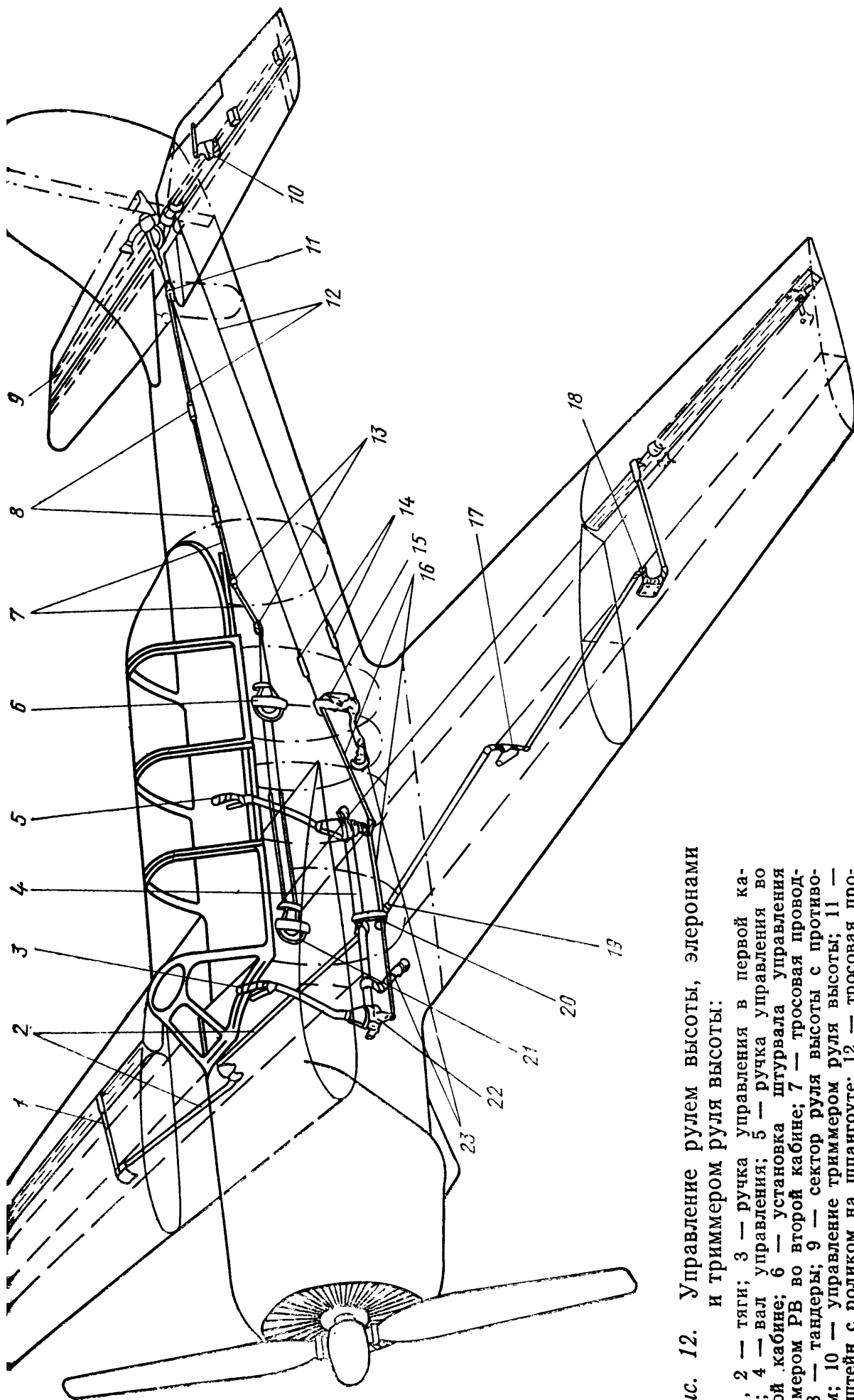


Рис. 12. Управление рулем высоты, элеронами и триммером руля высоты:

1, 2 — тяги; 3 — ручка управления в первой кабине; 4 — вал управления; 5 — ручка управления во второй кабине; 6 — установка штурвала управления триммером РВ во второй кабине; 7 — тросовая проводка; 8 — таннеры; 9 — сектор руля высоты с противовесом; 10 — управление триммером руля высоты; 11 — кронштейн с роликом на шпангоуте; 12 — тросовая проводка; 13 — направляющие ролики; 14 — таннеры; 15 — установка сектора на шпангоуте; 16 — тяга; 17 — установка элеронов; 18 — установка штурвала управления триммером РВ в первой кабине; 19 — качалка

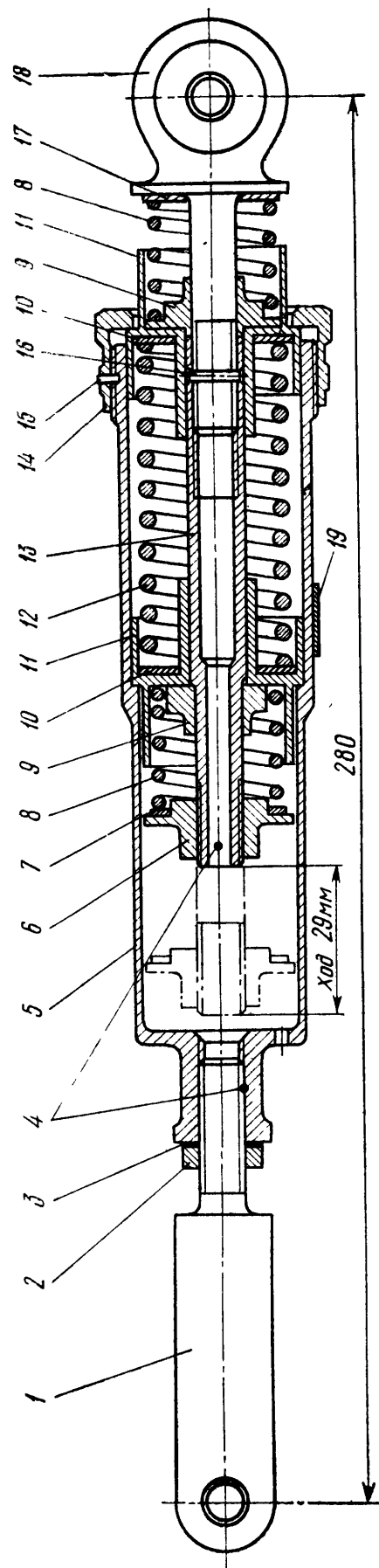


Рис. 13. Цилиндр загрузки (РВ):

1 — вилка; 2 — гайка; 3 — шайба; 4 — втулка; 5 — корпус; 6 — гайка; 7 — шайба; 8 — пружина; 9 — втулка; 10 — шайба; 11 — втулка; 12 — пружина; 13 — шток; 14 — гайка; 15 — штифт; 16 — шпилька; 17 — шайба; 18 — ушко; 19 — трафарет

Сектор руля высоты и сектор на шпангоуте 10 соединены между собой тросовой проводкой, концы которой заделаны на шарик.

5.3. УПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕРОНАМИ (рис. 14, 15, 16)

5.3.1. Общие сведения

Управление элеронами осуществляется с помощью ручек управления, установленных в первой и второй кабинах, и проводки, соединяющей качалку вала управления с элеронами.

Проводка к каждому элерону жесткая, состоит из трубчатых тяг и качалок. При отклонении одной из ручек вправо или влево на угол 14° элероны отклоняются вверх на 22° и вниз на 16° .

При отклонении одной из ручек управления поворачивается качалка, жестко закрепленная на валу управления, усилие от которой через качалки и тяги передается на выходную качалку управления элеронами.

Предельные углы отклонения элеронов ограничиваются упорами, установленными на балке фюзеляжа.

5.3.2. Установка ручек и вала управления

Ручка управления в первой кабине установлена перед шпангоутом 3, во второй кабине — перед шпангоутом 8. Ручки шарнирно закреплены на валу управления, расположенном под полом между шпангоутами 2 и 8.

Вал управления состоит из переднего и заднего валов, которые соединены между собой двумя конусными болтами.

Каждый вал состоит из трубы, корпуса крепления ручки и оси крепления вала в опоре. На заднем валу установлена качалка управления элеронами.

Вал устанавливается в фюзеляже на трех опорах. Передняя опора с самоустанавливающимся подшипником крепится болтами к шпангоуту 2. Средняя опора устанавливается на шпангоуте 5, а задняя с роликоподшипником, воспринимающим осевые нагрузки, крепится болтами к шпангоуту 8.

Предельные продольные отклонения ручек ограничиваются регулируемыми упорами, установленными в корпусе крепления передней ручки.

Поперечные отклонения ручек (а следовательно, и элеронов) ограничиваются регулируемыми упорами, установленными на балке фюзеляжа. Упоры закреплены в кронштейне, который крепится к нижней полке балки болтами.

Между 3 и 4 шпангоутами установлен пружинный механизм загрузки ручек пилотов по крену. Механизм через качалку соединен с валом управления.

Каждая ручка управления представляет собой изогнутую трубку, к которой в верхней части прикреплена обрезиненная рукоятка, а в нижней — шкворень, служащий для крепления

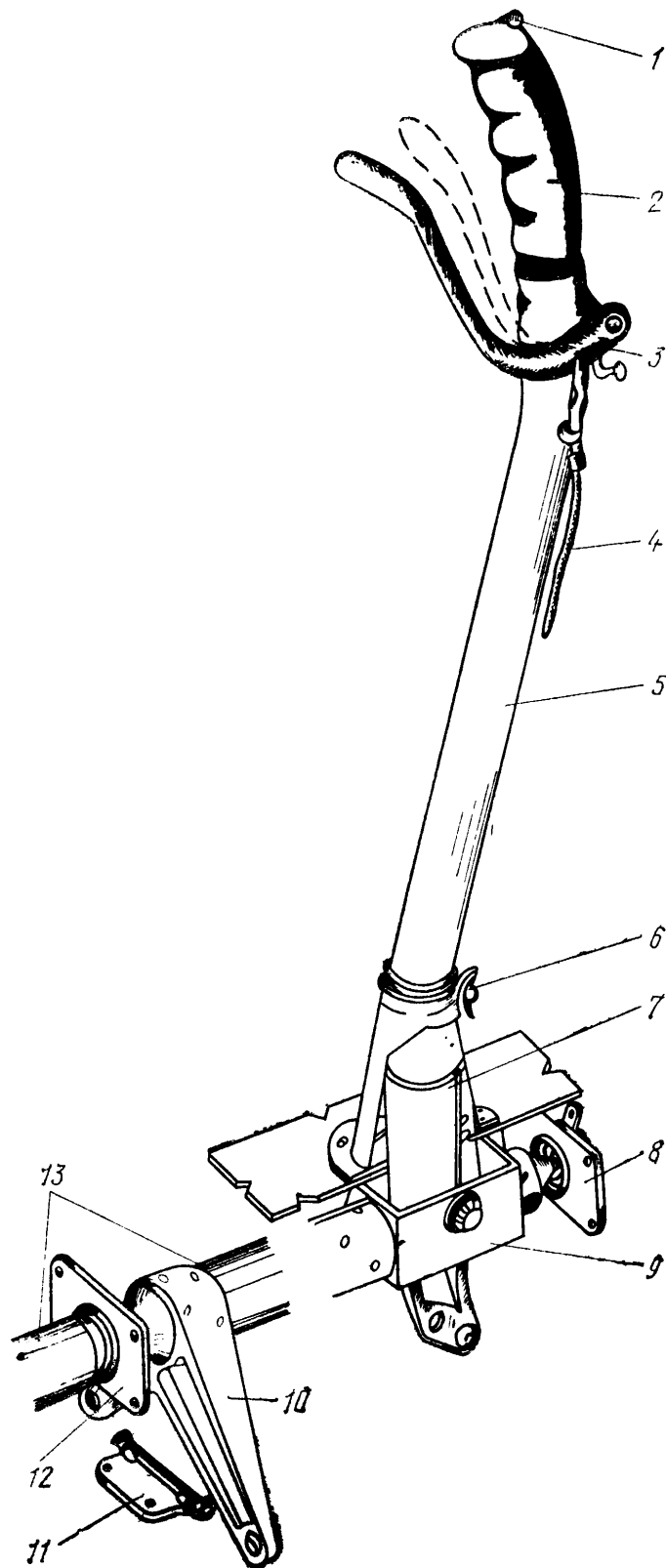


Рис. 14. Ручка управления во второй кабине:

1 — кнопка (КНР) растормаживания колес; 2 — рукоятка; 3 — рычаг управления редукционным клапаном У-139 (ПУ-7); 4 — трос в бондированной оболочке; 5 — труба; 6 — чехол; 7 — шкворень; 8 — задняя опора; 9 — корпус; 10 — качалка управления элеронами; 11 — кронштейн с упорами; 12 — средняя опора; 13 — вал управления

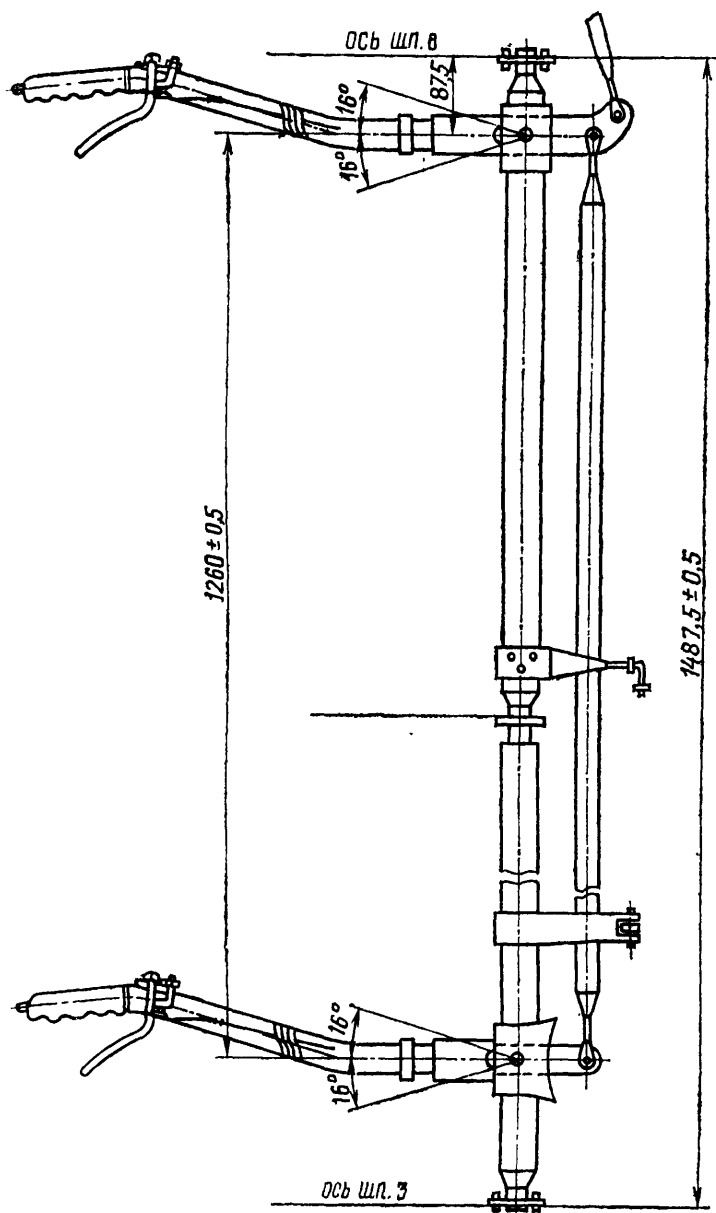


Рис. 15. Схема управления рулем высоты

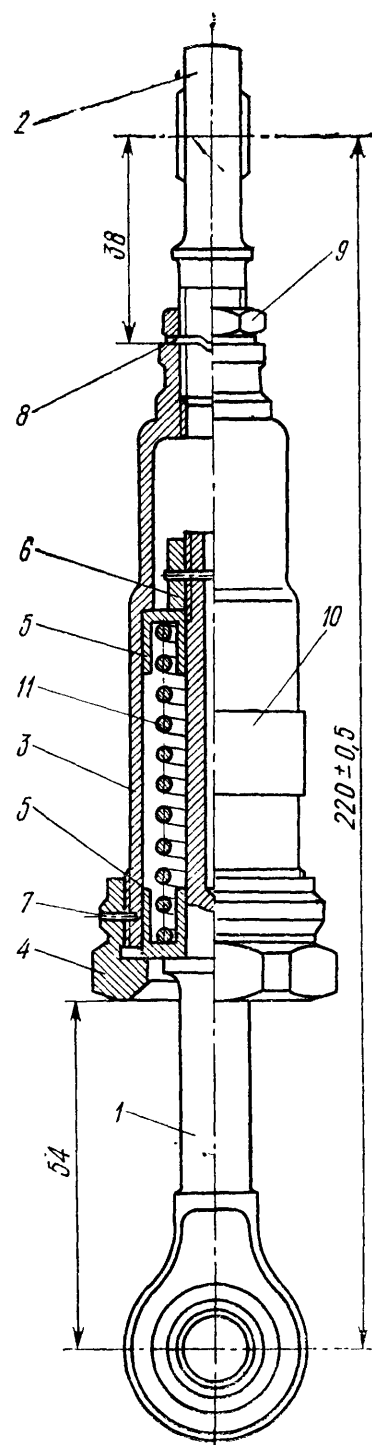


Рис. 16. Пружинный цилиндр загрузки элерона:

1 — шток; 2 — болт ушко-
вый; 3 — корпус; 4 — гайка;
5 — втулка; 6 — гайка; 7 —
штифт; 8 — шайба; 9 — гай-
ка; 10 — трафарет; 11 — пружина

ручки к валу управления и подсоединения к ней тяг. Шкворень задней ручки соединяется тягой с сектором, установленным на шпангоуте 10. На верхней части ручки под рукояткой на болтах установлен кронштейн. К кронштейну шарнирно крепится тормозная ручка с тросовой проводкой управления редукционным клапаном У139 (ПУ-7) системы торможения колес. На

ручке управления во второй кабине, в верхней части обрезиненной рукоятки, установлена кнопка (КНР) растормаживания колес главных ног шасси.

Стояночное торможение колес главных ног шасси обеспечивается фиксацией в нажатом положении тормозной ручки рычага 14, установленным на ручке пилота в 1-й и 2-й кабинах.

В полу 1-й и 2-й кабины для установки ручек управления сделаны вырезы. Каждый вырез закрыт чехлом, который с помощью приклеенной к нему окантовки крепится к полу винтами. Верхняя часть чехла крепится к ручке с помощью шнура.

5.4. УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ

(рис. 17)

5.4.1. Общие сведения

Управление рулем направления осуществляется с помощью педалей, установленных в первой и второй кабинах, и тросовой проводки, соединяющей секторы педалей между собой и с кронштейном руля направления. Полному ходу педалей соответствует отклонение руля направления на угол $\pm 27^\circ$.

Тросы проводки заделаны на секторах педалей управления, проложены у шпангоута 10 по направляющим текстолитовым роликам и заделанными на концах тросов вилками присоединены к кронштейну руля направления.

Для регулировки натяжения тросов служат тандеры, расположенные между установками педалей и за шпангоутом 10.

5.4.2. Установка педалей в первой кабине (рис. 18)

Педали установлены на полу первой кабины пилота у шпангоута 1. Педали параллелограммного типа и могут регулироваться под рост пилота. Диапазон регулировки 100 мм.

Педали смонтированы на плите, прикрепленной к полу кабины болтами. В плите на двух подшипниках закреплена ось, на которой совместно крепятся сектор и механизм регулировки педалей. К сектору через заделку «на шарик» крепятся тросы, соединяющие передние и задние педали. На секторе установлены регулируемые упоры, ограничивающие ход педалей. Головки упоров имеют резиновые вкладыши, смягчающие удары о плиту.

Механизм регулировки педалей состоит из корпуса, внутри которого установлен червяк с барашковой гайкой.

На хвостовике червяка установлена рукоятка. К гайке подсоединены тяги. Другой конец этих тяг соединен с коромыслом, шарнирно закрепленным на корпусе механизма регулировки. Коромысла шарнирно соединены с трубами подножек. Концы

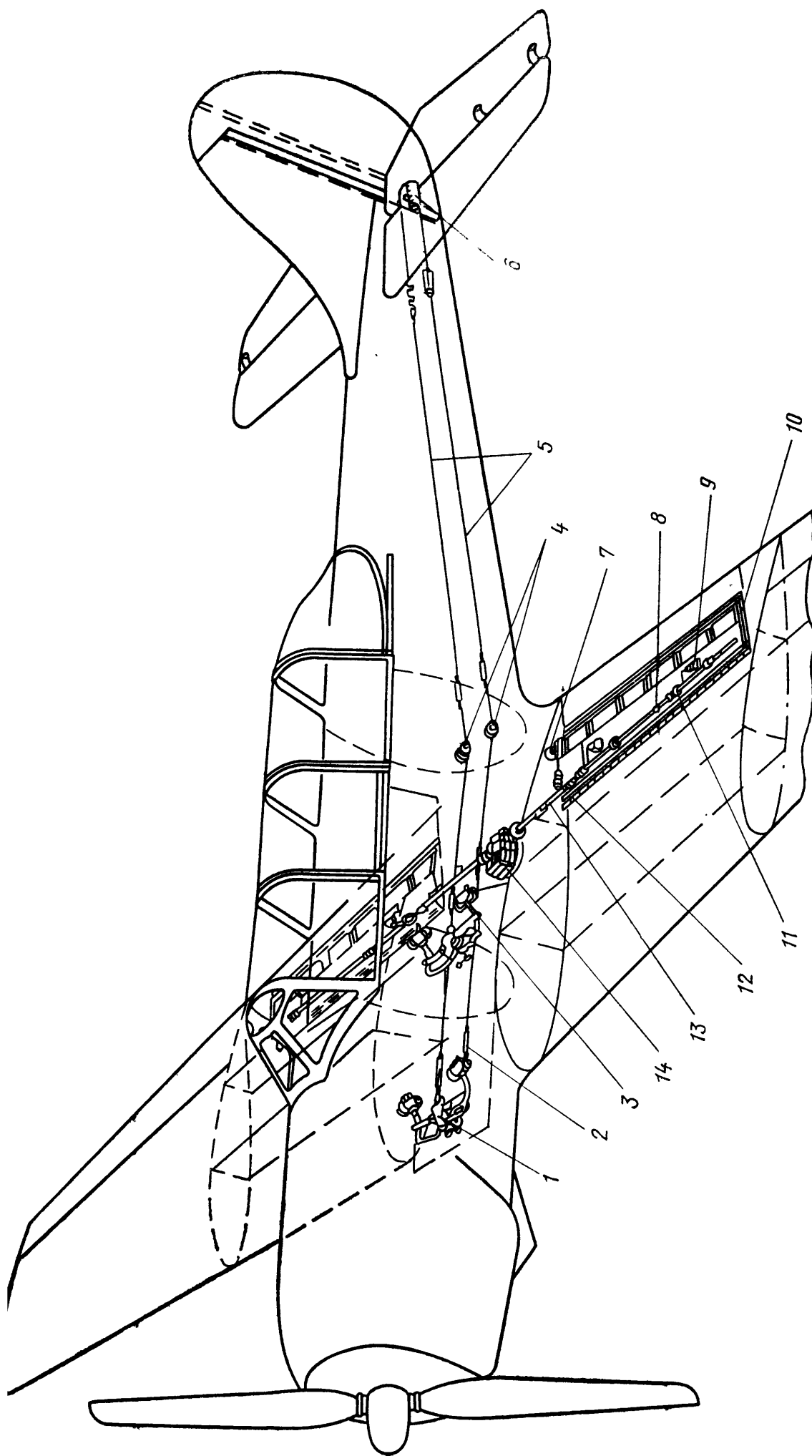


Рис. 17. Управление рулем направления и посадочными щитками:

1 — установка педалей в первой кабине; 2 — танкер; 3 — установка педалей во второй кабине; 4 — кронштейн с роликом на шпангоуте; 5 — тросовая проводка; 6 — кронштейн руля направления; 7 — микровыключатель сигнализации уборанного положения щитков; 8 — щиток; 9 — танкер; 10 — установка педалей в первой кабине; 11 — опора; 12 — микровыключатель сигнализации выпущенного положения щитков; 13 — тяга; 14 — установка цилиндра на шпангоуте 8

труб подножек соединены с тягами, вторые концы тяг шарнирно закреплены на оси, установленной в передней части плиты.

Регулировка педалей под рост пилота осуществляется вращением рукоятки червяка. При вращении червяка гайка совершает поступательное движение вперед или назад. Вместе с гайкой перемещаются тяги, которые отклоняют коромысло. При отклонении коромысла связанные с ним педали перемещаются вперед на 40 мм, назад — на 60 мм.

Подножка педалей представляет собой кронштейн с рифленной поверхностью. К боковым стенкам кронштейна крепятся ремни, служащие для фиксации ноги на подножке. На подножке имеются ушки для крепления к трубе.

5.4.3. Установка педалей во второй кабине

Педали установлены на полу второй кабины пилота у шпангоута 6. Педали параллелограммного типа и могут регулироваться под рост пилота. Диапазон регулировки 100 мм.

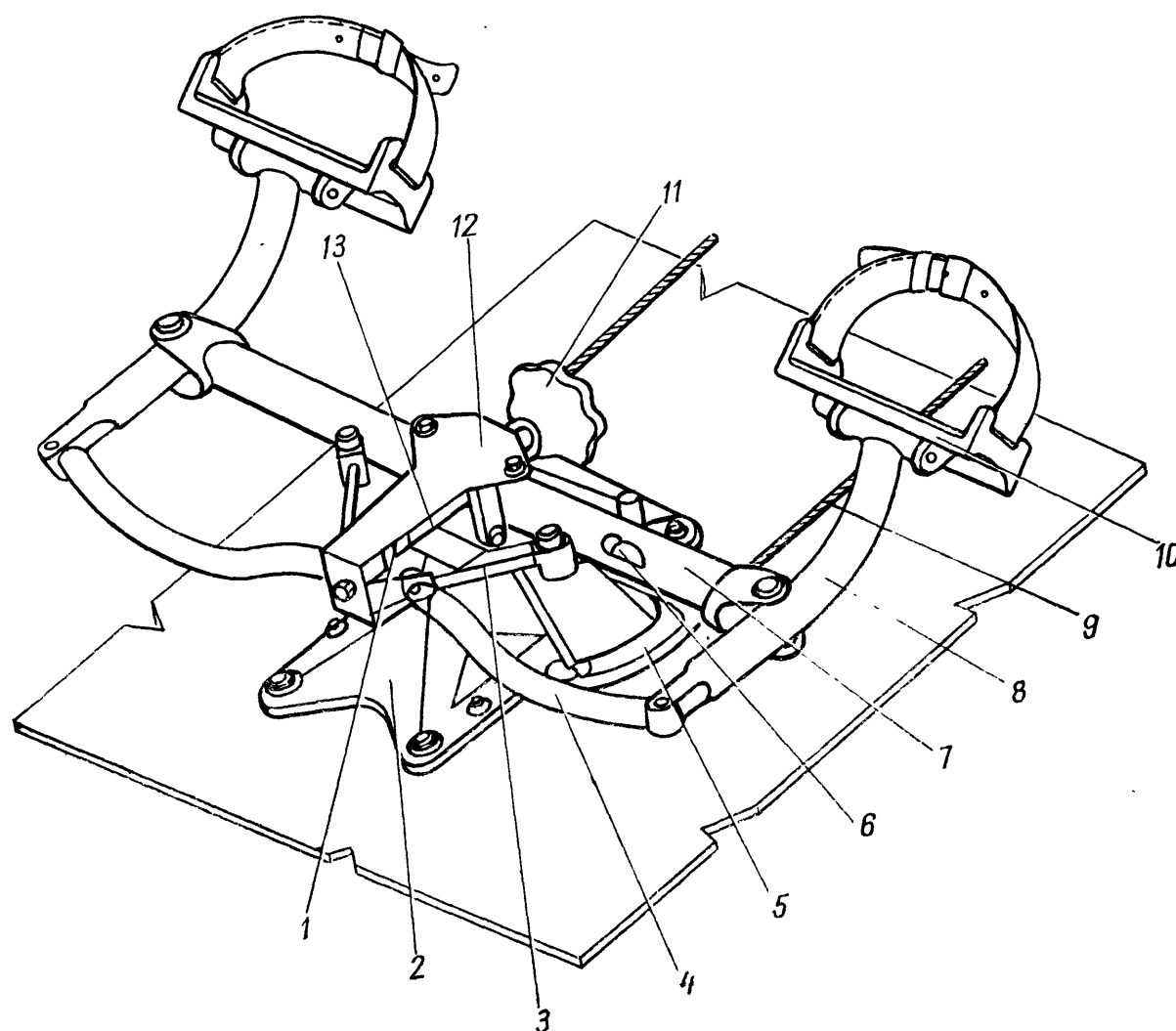


Рис. 18. Установка педалей в первой кабине:

1 — гайка; 2 — плита; 3, 4 — тяги; 5 — сектор; 6 — упор; 7 — коромысло; 8 — труба подножки; 9 — трос; 10 — подножка; 11 — рукоятка; 12 — корпус; 13 — червяк

Педали смонтированы на плите, которая крепится к полу задней кабины болтами. Установка педалей во второй кабине аналогична установке педалей в передней кабине, за исключением сектора, который имеет две канавки под троса. На нижнюю канавку приходит трос от установки педалей в первой кабине и крепится заделкой «на шарик». С верхней канавки трос идет на направляющие ролики и дальше к кронштейну на руле направления. Связь между педалями и дифференциальным клапаном (ПУ-8) обеспечена жестким способом с помощью тяг и штыря, закрепленных в нижней части сектора 5.

5.5. УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРОМ РУЛЯ ВЫСОТЫ

(рис. 19)

Управление триммером руля высоты механическое и осуществляется с помощью штурвалов, установленных в первой и второй кабинах.

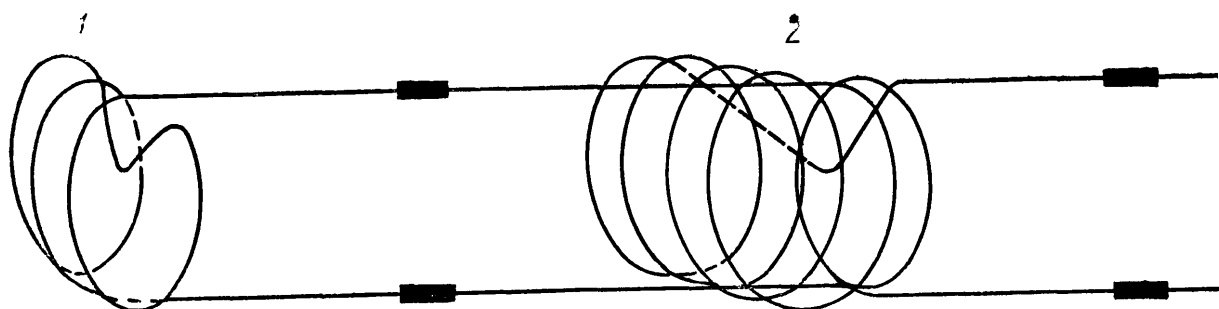


Рис. 19. Схема намотки тросов на штурвалах триммера:

1 — штурвал кабины 1; 2 — штурвал кабины 2

Проводка состоит из механизма управления триммером, тросов, соединяющих барабаны штурвалов с роликом механизма, качалки и трубчатых тяг от механизма до триммера.

Штурвалы управления триммером установлены по левому борту фюзеляжа: в первой кабине — между шпангоутами 3 и 4; в задней кабине — между шпангоутами 8 и 9. На барабанах переднего и заднего штурвалов закреплены тросы, которые соединяют штурвалы между собой и через направляющие ролики, установленные у шпангоутов 10 и 11, подходят к направляющим роликам на заднем лонжероне стабилизатора.

Для предотвращения соскакивания тросов на ролики ставятся ограничители. С роликов на заднем лонжероне стабилизатора трос переходит на ролик механизма, закрепленного с помощью кронштейна на полке 523100-20.

Вращение ролика механизма происходит под действием намотанного и заделанного на нем троса. На внутренней поверхности ролика имеется прямоугольная резьба, по которой перемещается червяк. К одному концу его подсоединяется тяга,

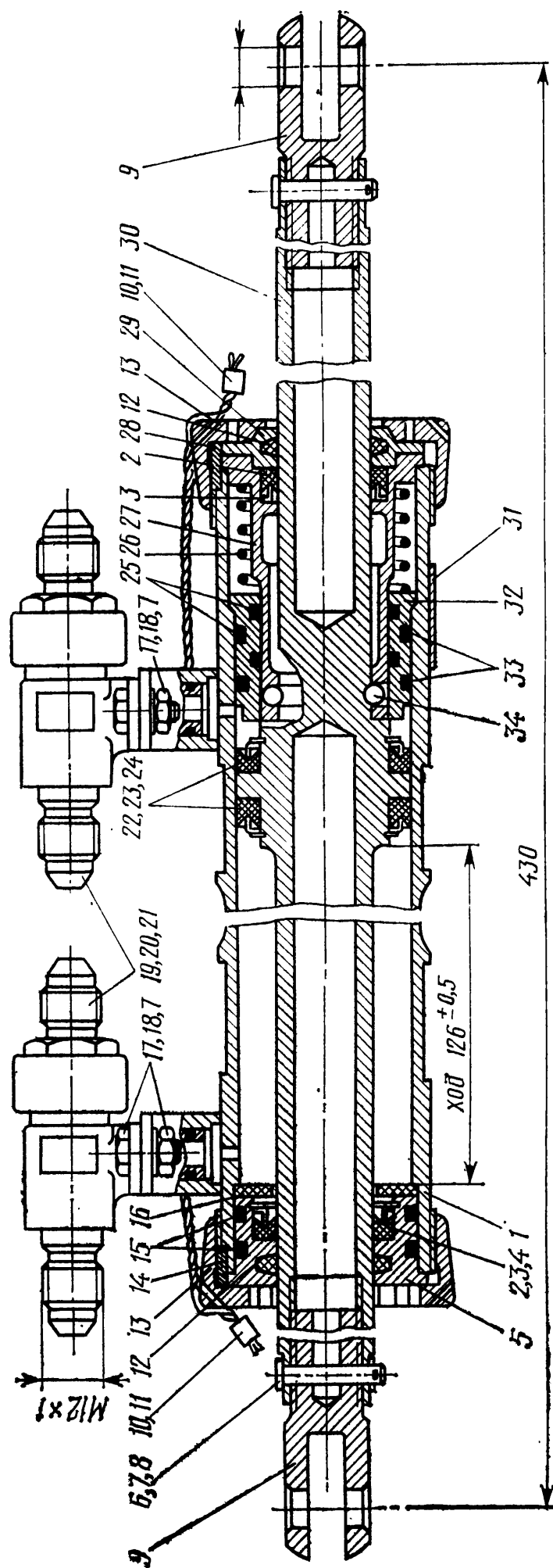


Рис. 20. Цилиндр выпуска-уборки посадочных щитков:

1 — цилиндр; 2 — манжета; 3, 4 — кольцо; 5 — кольцо; 6 — крышка; 7 — валик; 8 — шайба; 9 — шплинт; 10 — проволока; 11 — пломба; 12 — кольцо; 13 — гайка; 14 — шпонка; 15 — кольцо; 16 — кольцо; 17 — шайба; 18 — болт; 19 — клапан аварийный; 20 — кольцо; 21 — шайба; 22 — манжета; 23, 24, 25 — кольцо; 26 — пружина; 27 — втулка; 28 — шпонка; 29 — крышка; 30 — шток; 31 — трафарет; 32 — поршень; 33 — кольцо; 34 — шарик $\varnothing 5$ мм

идущая вдоль лонжерона руля высоты до двуплечей качалки, установленной на лонжероне руля высоты за нервюрой 2.

Второе плечо качалки связано тягой, идущей вдоль нервюры 2, с кронштейном на триммере руля высоты.

Триммер отклоняется вверх и вниз на 12° . Ограничение крайних отклонений триммера осуществляется ограничителями, закрепленными на кронштейне ролика. При вращении ролика червяк перемещается в обе стороны до упора в ограничители.

Указатели положения триммера руля высоты установлены на штурвалах в первой и второй кабинах.

5.6. УПРАВЛЕНИЕ ПОСАДОЧНЫМИ ЩИТКАМИ

(рис. 20)

Управление посадочными щитками включает в себя: воздушный цилиндр, тяги, штанги, перемещающиеся в направляющих опорах, и тандерные тяги, соединяющие щитки со штангами.

На левых пультах в первой и второй кабинах находятся краны 625300М выпуска-уборки посадочных щитков.

При открытии одного из кранов сжатый воздух подается в полость замка цилиндра, поршень сжимает пружину и сдвигается до упора на втулке, освобождая шарики.

Под действием давления шток выдавливает шарики замка из проточки и начинает двигаться.

Убранное и выпущенное положения щитков сигнализируются концевыми выключателями АМ-800К, установленными на нервюре 1 левой консоли крыла.

Посадочные щитки выпускаются на 45° и удерживаются давлением воздуха в цилиндре и кинематическим замком.

В убранном положении щитки удерживаются шариковым замком цилиндра.

6. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

6.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Воздушная система самолета (рис. 21) обеспечивает запуск двигателя, уборку и выпуск шасси, управление посадочным щитком, а также управление тормозами колес шасси.

Воздушная система состоит из двух автономных систем: основной и аварийной, связанных общей магистралью зарядки.

Питание сжатым воздухом каждой системы осуществляется от индивидуальных бортовых баллонов:

— основной системы — от одиннадцатилитрового шарового баллона ЛМ375Я-11-50;

— аварийной системы — от трехлитрового шарового баллона ЛМ375Я-3-50.

Зарядка баллонов производится через общий зарядный штуцер 3509С50 от аэродромного баллона сухим (с точкой росы не выше — 50°С) сжатым воздухом. Рабочее давление воздуха в обеих системах 50 кгс/см². В полете баллон основной системы подзарядается от компрессора АК-50А, установленного на двигателе.

Зарядный штуцер расположен на левом борту фюзеляжа между шпангоутами 10 и 11.

Давление в основной и аварийной системах контролируется по показаниям двухстрелочных манометров 2М-80, установленных на левых панелях приборных досок в обеих кабинах.

Рис. 21. Принципиальная схема воздушной системы:

1 — компрессор АК-50Т; 2 — электропневмоклапан ЭК-48; 3 — подъемник главной ноги шасси; 4 — аварийный клапан; 5 — тормозное колесо К141/Т141; 6 — фильтр-отстойник ФТ; 7 — вентильный кран 992АТ-3 аварийного выпуска шасси в первой кабине; 8 — цилиндр замка убранного положения главной ноги шасси; 9 — стравливающий клапан 562300; 10 — цилиндр замка убранного положения передней ноги шасси; 11 — баллон аварийной системы; 12 — вентильный кран 992АТ-3 аварийного выпуска шасси во второй кабине; 13 — кран 625300М уборки-выпуска шасси в первой кабине; 14 — командный кран уборки-выпуска шасси во второй кабине; 15 — подъемник передней ноги шасси; 16 — предохранительный клапан; 17 — воздушный фильтр 31ФЗА; 18 — обратный клапан 636100М; 19 — сдвоенный манометр сжатого воздуха 2М-80 в первой кабине; 20 — сдвоенный манометр сжатого воздуха 2М-80 во второй кабине; 21 — редукционный клапан У139 (ПУ-7); 22 — электромагнитный клапан УП53/1М; 23 — дифференциал У135 (П2-8); 24 — зарядный штуцер 3509С50; 25 — баллон основной системы; 26 — цилиндр выпуска-уборки посадочных щитков; 27 — кран 625300М выпуска-уборки посадочного щитка в первой кабине; 28 — кран сети 992АТ-3 (вентильный); 29 — кран 625300М выпуска-уборки посадочного щитка во второй кабине

Баллоны основной и аварийной системы установлены на правом борту фюзеляжа между шпангоутами 10 и 11.

Магистрали зарядки и подзарядки состоят из зарядного штуцера, компрессора, фильтра 31ВФ3А, фильтра-отстойника ФТ, обратных клапанов 636100М, предохранительного клапана.

Предохранительный клапан предохраняет воздушную систему от перегрузки, стравливая воздух через отверстия в своем корпусе в атмосферу при давлении в системе более $70-10 \text{ кгс/см}^2$, на которое оттарирована его пружина.

Проводка воздушной системы состоит из жестких трубопроводов, рукавов оплеточной конструкции и соединительной арматуры.

6.2. ОСНОВНАЯ СИСТЕМА

(рис. 22)

Основная воздушная система состоит из основного баллона ЛМ375Я-11-50, магистралей зарядки и подзарядки системы, крана сети 992АТЗ, установленного на левом пульте в первой кабине, крана шасси 625300М, командного крана шасси 525502-10, кранов щитка 625300М, электропневмоклапана ЭК-48, редукционного клапана У139 (ПУ-7), клапана растормаживания УП53/ІМ, дифференциала У135 (ПУ-8) и цилиндра щитка 525701-10 с двумя аварийными клапанами 524704-30.

При нажатии кнопки запуска двигателя, установленной на левой панели приборной доски в первой и второй кабинах, срабатывает электропневмоклапан ЭК-48, установленный на шпангоуте 0, и воздух подается в распределитель воздуха для запуска двигателя.

При выпуске или уборке шасси сжатый воздух через краны шасси, установленные на приборных досках в обеих кабинах, поступает в цилиндры замков и подъемники шасси. Оба крана соединены между собой трубопроводами. Кран шасси второй кабины является командным краном.

При установке ручки командного крана в нейтральное положение можно выпускать и убирать шасси из первой кабины.

При ошибке в управлении шасси из первой кабины летчик во второй кабине, исправляя ошибку, устанавливает ручку командного крана в нужное положение, при этом одновременно отключается от системы сжатого воздуха кран шасси первой кабины. После этого шасси может быть убрано или выпущено только из второй кабины.

При выпуске или уборке щитка сжатый воздух через краны 625300М поступает в цилиндр. Давление от кранов 1 и 2 кабины подводится к двум полостям цилиндра щитка через аварийные клапаны.

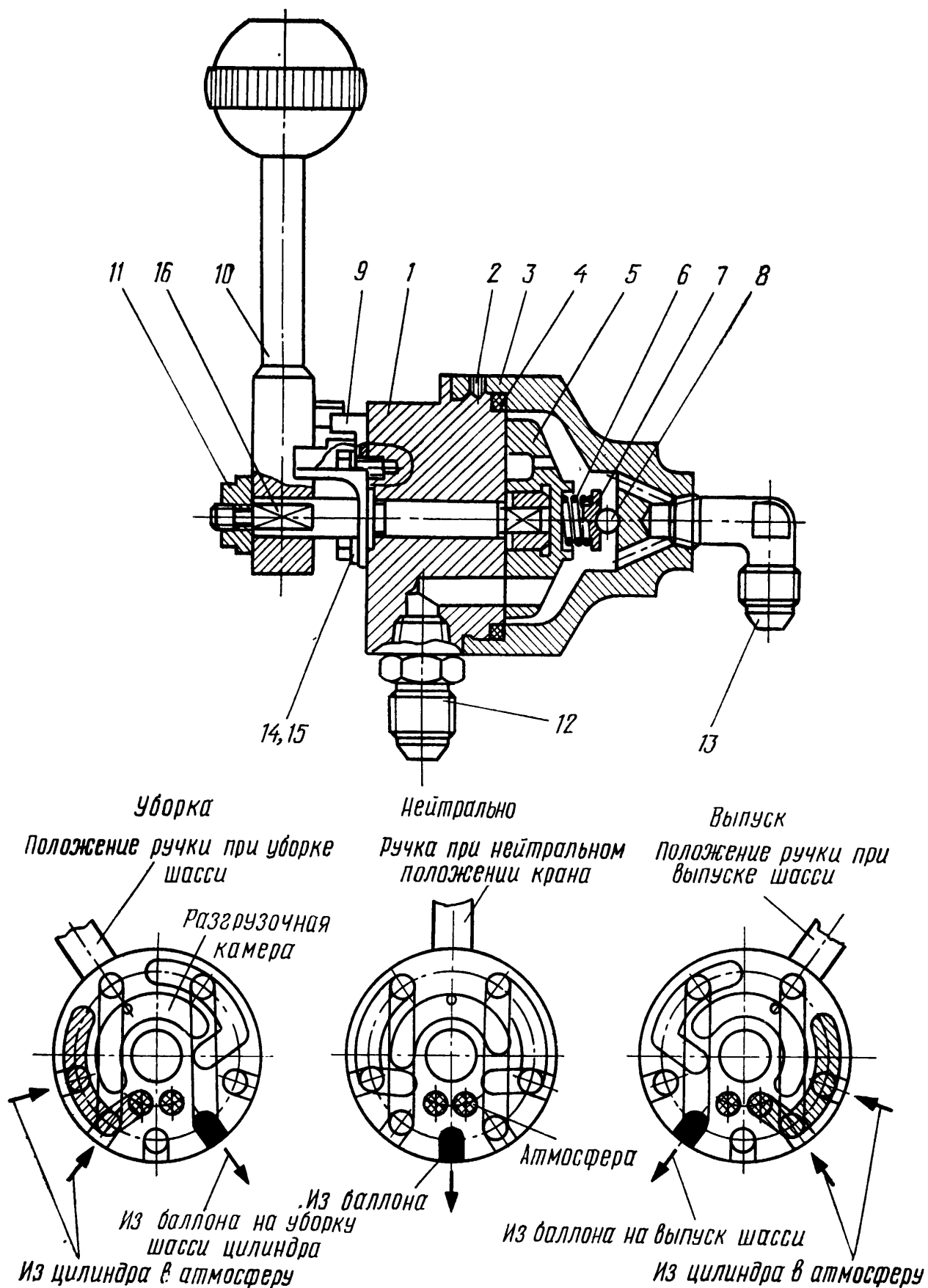


Рис. 22. Командный кран шасси 525502-10:

1 — корпус; 2 — штифт; 3 — крышка; 4 — кольцо; 5 — золотник; 6 — пружина; 7 — седло; 8 — шарик; 9 — сектор; 10 — ручка; 11 — гайка; 12 — проходник; 13 — угольник; 14 — винт; 15 — шайба; 16 — ось

При торможении колес сжатый воздух через клапан У139 (ПУ-7), где давление воздуха редуцируется с 50 кгс/см² до 8⁺¹ кгс/см² через клапан растормаживания УП53/ІМ, который соединен с ручкой управления второй кабины, поступает в дифференциал У135 (ПУ-8), откуда распределяется в тормоза правого и левого колес главных ног шасси.

Редукционный клапан управляется от рычагов, установленных на ручках управления самолетом в обеих кабинах. Клапан У139 (ПУ-7) установлен на стенке шпангоута 7 под полом второй кабины.

Дифференциал У135 (ПУ-8), управляемый педалями ножного управления, обеспечивает раздельное торможение колес. Дифференциал крепится к стенке шпангоута 5, клапан растормаживания УП 53/ІМ — к стенке шпангоута 6.

6.3. АВАРИЙНАЯ СИСТЕМА

(рис. 23)

Воздухом из баллона аварийной системы пользуются в случае отказа основной системы.

Аварийная система состоит из аварийного баллона ЛМ375-3-50, магистрали зарядки и подзарядки системы, двух кранов аварийного выпуска шасси, установленных на правых пультах обеих кабин, стравливающего клапана 562300 и аварийных клапанов 524704-30.

При выпуске шасси сжатый воздух из баллона аварийной системы попадает в цилиндры замков и через аварийные клапаны в подъемники шасси. Одновременно сжатый воздух подходит к редукционному клапану, обеспечивая торможение колес шасси от аварийной системы.

Стравливающий клапан 562300 устраняет явление противодавления в подъемниках шасси во время их работы от основной системы при негерметичности закрытых аварийных кранов 992АТЗ.

При открытии крана аварийного выпуска (при давлении более 5 кгс/см²) стравливающий клапан закрывает выход в атмосферу.

Стравливающий клапан расположен в фюзеляже самолета и крепится с помощью хомута к стенке шпангоута 4.

6.4. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АГРЕГАТАХ

(рис. 24, 25, 26)

6.4.1. Фильтр воздушный ЗІВФЗА

Фильтр ЗІВФЗА предназначен для очистки сжатого воздуха, поступающего в рабочую сеть из бортового баллона, от твердых частиц.

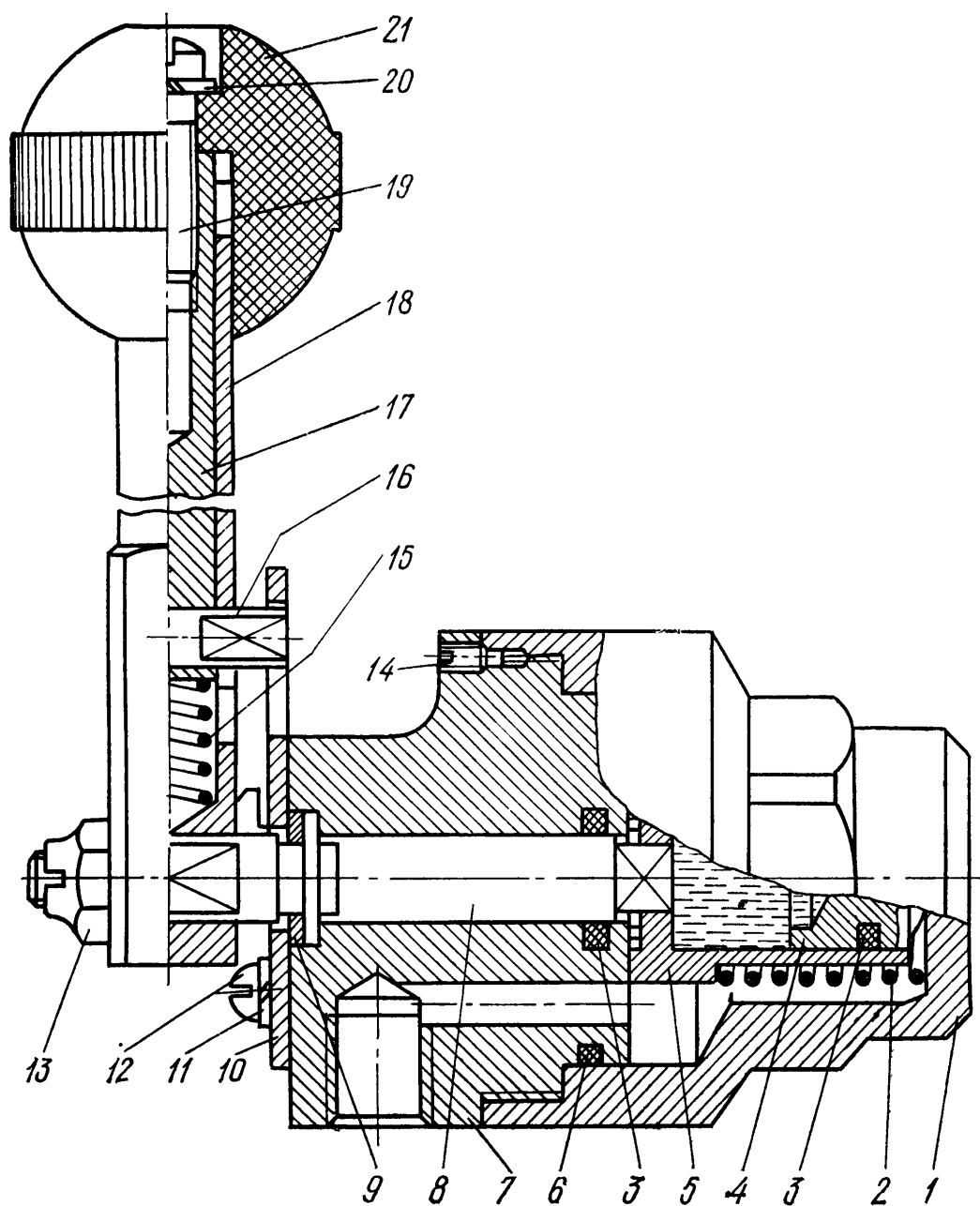


СХЕМА РАБОТЫ

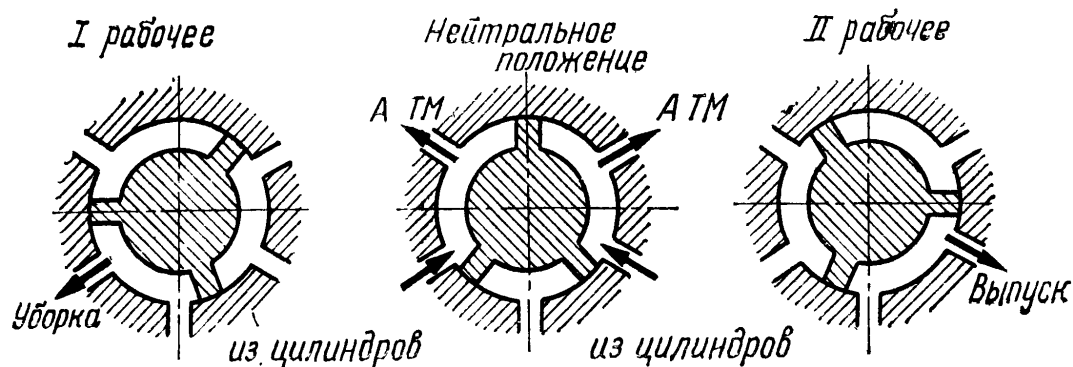


Рис. 23. Кран уборки-выпуска шасси 625300М:

1 — крышка; 2 — пружина; 3 — уплотнительное кольцо; 4 — поршень; 5 — золотник; 6 — уплотнительное кольцо; 7 — корпус; 8 — ось; 9 — шайба трения; 10 — стопор; 11 — пружинная шайба; 12 — винт; 13 — гайка самоконтрящаяся; 14 — стопорный винт; 15 — пружина; 16 — палец; 17 — стержень; 18 — рычаг; 19 — винт; 20 — пружинная шайба; 21 — наконечник

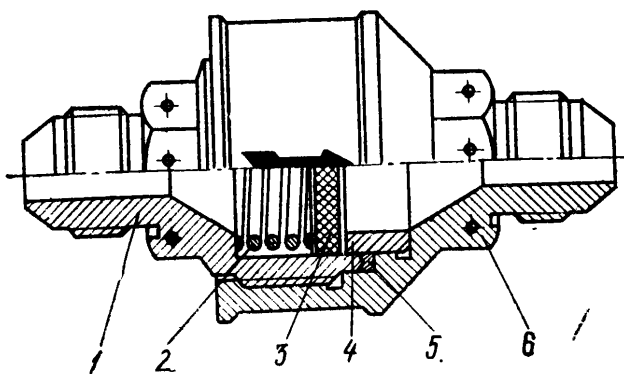


Рис. 24. Фильтр 31 ВФЗА:

1 — стакан; 2 — пружина; 3 — фильтро-элемент; 4 — втулка; 5 — уплотнительное кольцо; 6 — головка

Тонкость фильтрации — 40 мкм. Максимальная пропускная способность — 45 нл/с.

Фильтр состоит из корпуса, где помещается фильтроэлемент 4, состоящий из шести слоев 160-микронной сетки и пяти слоев 40-микронной сетки.

6.4.2. Дифференциал У-135

Дифференциал У-135 предназначен для установки в систему управления пневматических тормозов авиаколес и служит для раздельного торможения правого и левого колеса, а также для создания необходимой разницы давлений в колесах.

Максимальное подводимое давление 12 кгс/см². Полный угол отклонения рычага $\pm 27^\circ + 3^\circ$.

Принцип работы. Сжатый воздух, подводимый через редукционный клапан к впускному штуцеру 1, перемещает поршень 7 до упора в коромысло 8.

Через щели впускного клапана 2 сжатый воздух поступает в полости А и через штуцеры 10 в тормоза колес.

Конец рычага 9 дифференциала соединяется с педалями управления рулем поворота с помощью редукционной тяги 3.

Отклонение рычага 9 на угол на 10° в ту или другую сторону от нейтрального положения не изменяет степени торможения колес. При отклонении рычага 9 вниз на угол больше 12° в правой полости дифференциала клапан 3 поднимается до седла, закрывая впуск сжатого воздуха в полость А.

Давлением воздуха в полости А поршень 7 с мембраной 6 поднимается вверх, открывая выход сжатого воздуха в атмосферу из тормозов правого колеса. Сброс давления из тормозов продолжается до тех пор, пока разность давлений в полостях дифференциала не уравнивается силой сжатия пружины 5, после чего выпуск воздуха прекращается. При отклонении рычага 9 вверх снижение давления происходит в тормозах левого колеса.

Степень падения давления пропорциональна повороту рычага 9 дифференциала.

Разность давлений в полостях дифференциала создает разности тормозных моментов в правом и левом колесах.

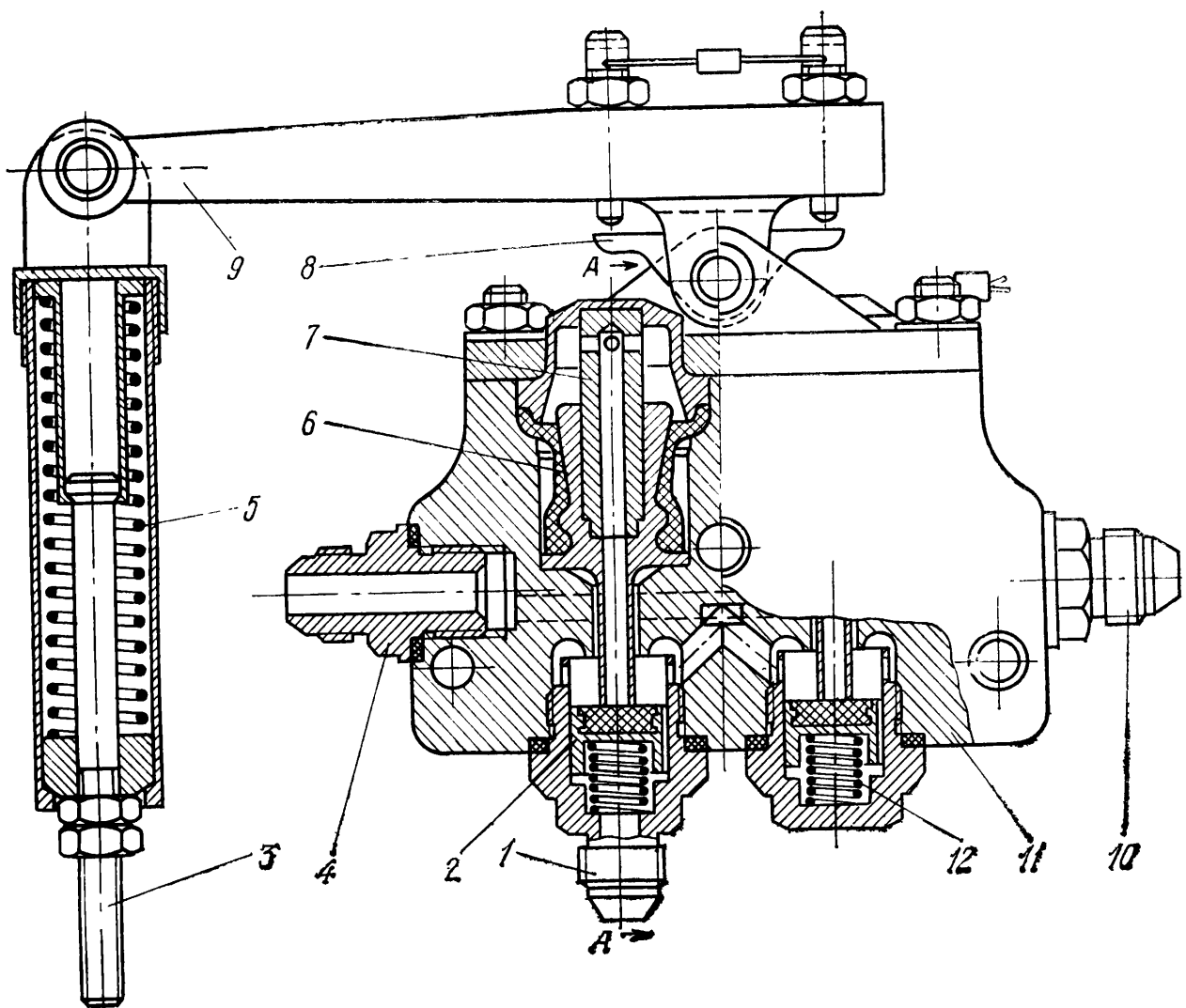


Рис. 25. Конструкция дифференциала У135 (ПУ-8):

1 — штуцер впускной; 2 — клапан; 3 — тяга; 4, 10 — штуцера тормозные; 5 — пружина; 6 — мембрана; 7 — поршень; 8 — коромысло; 9 — рычаг; 11 — корпус; 12 — пружина

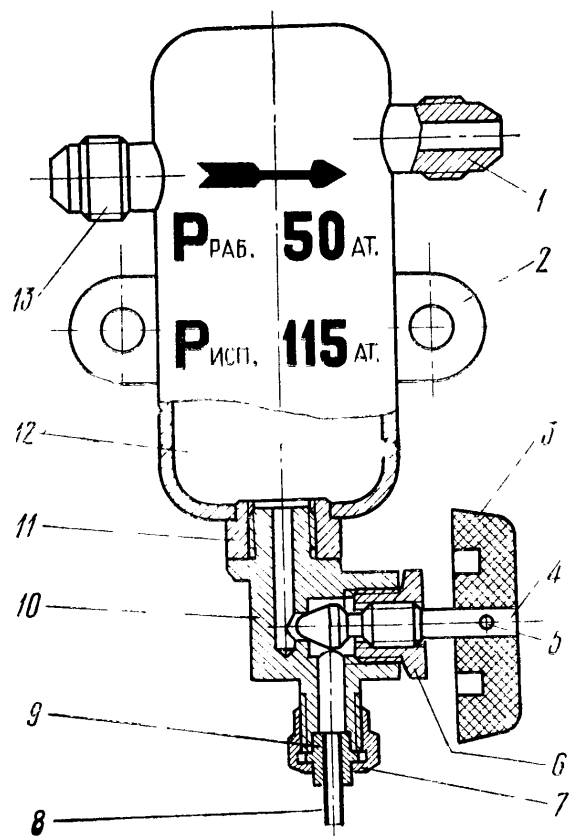


Рис. 26. Фильтр ФТ:

1 — штуцер; 2 — лапка; 3 — маховик; 4 — игла; 5 — штифт; 6 — гайка; 7 — накидная гайка; 8 — трубка; 9 — втулка; 10 — штуцер; 11 — втулка; 12 — корпус фильтра; 13 — штуцер

Таким образом осуществляется разворот самолета в соответствующую сторону, кроме этого, дифференциал позволяет сохранять установленную разность давлений при изменении подводимого давления.

6.4.3. Редукционный клапан У139А (рис. 27)

Редукционный клапан У139А является устройством, позволяющим преобразовывать в установленных пределах высокое давление подводимого воздуха в низкое, и предназначен для работы в пневматической системе торможения авиаколес.

Максимальное давление на впуске 70 кгс/см^2 . Пределы редукционного давления $1\text{—}12 \text{ кгс/см}^2$.

Принцип работы. При отсутствии нагрузки на толкатель 4 полость Е сообщена с атмосферой через открытые клапаны выпуска 8, 18 и каналы в поршне 6 и толкателе 4, а полость А разобщена с полостью Е клапанами впуска 20, 21, которые удерживаются в положении «закрыто» давлением воздуха, подведенным к штуцеру 14, и усилием сжатой пружины 13.

При нагрузке на толкатель 4 поршень 6, перемещаясь вниз, закроет клапаны выпуска 8 и 18 и откроет клапан впуска 20, затем клапан впуска 21.

При открытом клапане впуска 20 перепад давлений между полостями А и Е, соединенными через штуцер 15 с потребителем, резко снизится, что будет способствовать открытию клапана впуска 21 при меньшем внешнем усилии и ускоренному заполнению объема потребителя воздухом до требуемой величины редуцированного давления.

Величина редуцированного давления будет пропорциональна внешней нагрузке, приложенной к толкателю 4. Поэтому уменьшение нагрузки на толкателе 4 вызовет открытие клапанов выпуска 8 и 18 и уменьшение редуцированного давления до величины, соответствующей восстановлению нарушенного равновесия сил, действующих на поршень 6.

По той же причине увеличение нагрузки на толкателе 4 вызовет открытие клапанов впуска 20 и 21 и соответствующее величины редуцированного давления.

При снятии нагрузки с толкателя 4 клапаны впуска 20 и 21 остаются в положении «Закрыто», а клапаны выпуска 8 и 18 под действием редуцированного давления в полости Е и усилия сжатых пружин 12 и 13 откроются и останутся в таком положении до полного стравливания редуцированного давления из объема потребителя.

При отсутствии редуцированного давления и нагрузки на толкателе 4 клапаны впуска 20 и 21 и клапаны выпуска 8 и 18 будут удерживаться в исходном положении усилием сжатых пружин 12 и 13.

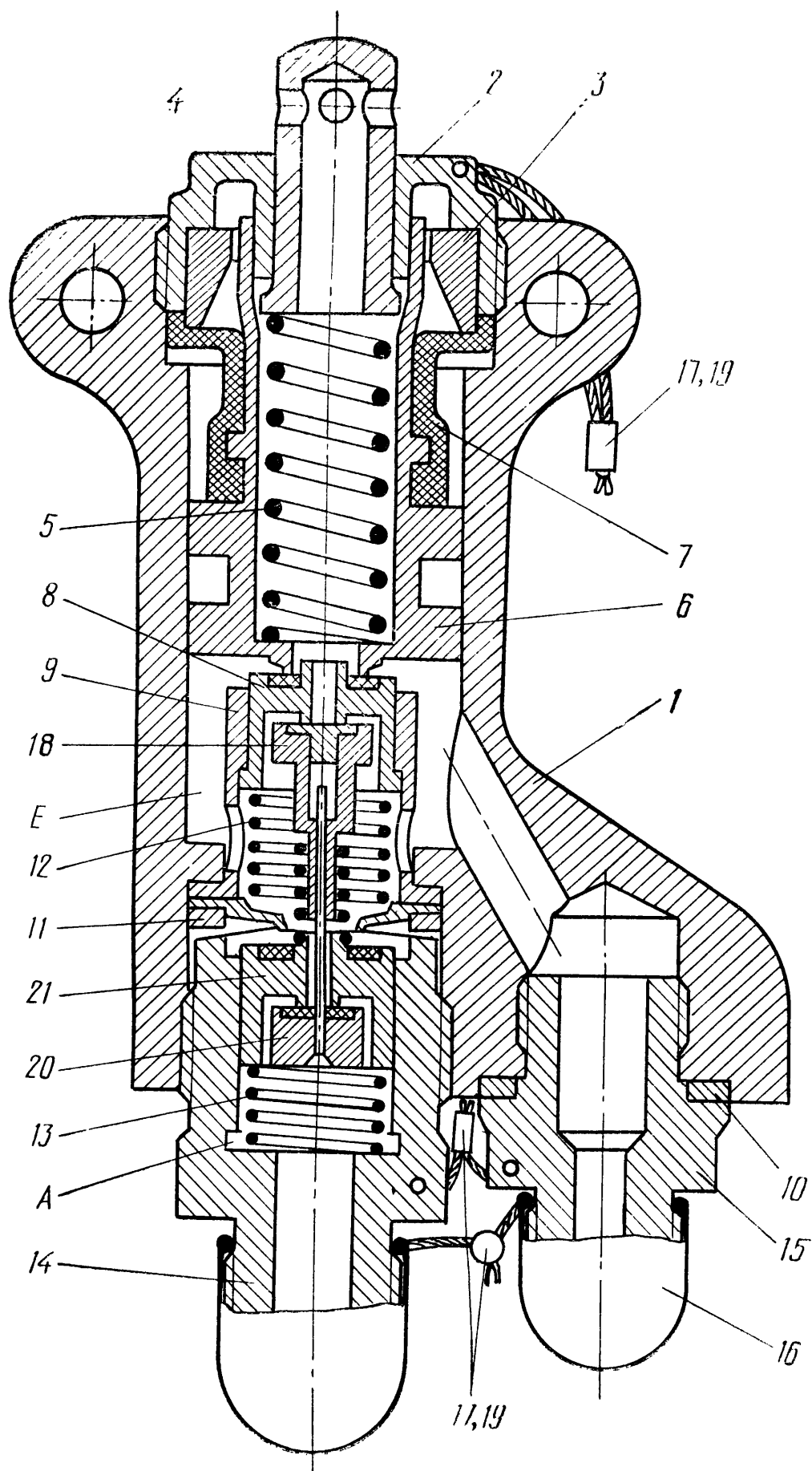


Рис. 27. Редукционный клапан У139А:

1 — корпус клапана; 2 — резьбовая крышка; 3 — коническая направляющая; 4 — толкатель; 5, 12, 13 — пружины; 6 — поршень; 7 — мембрана; 8, 18 — клапаны выпуска; 9 — направляющая трубка; 10 — уплотнительное кольцо; 11 — прокладка; 14, 15 — штуцера; 16 — предохранительная крышка; 17 — пломба; 19 — контрольная проволока; 20, 21 — клапаны впуска

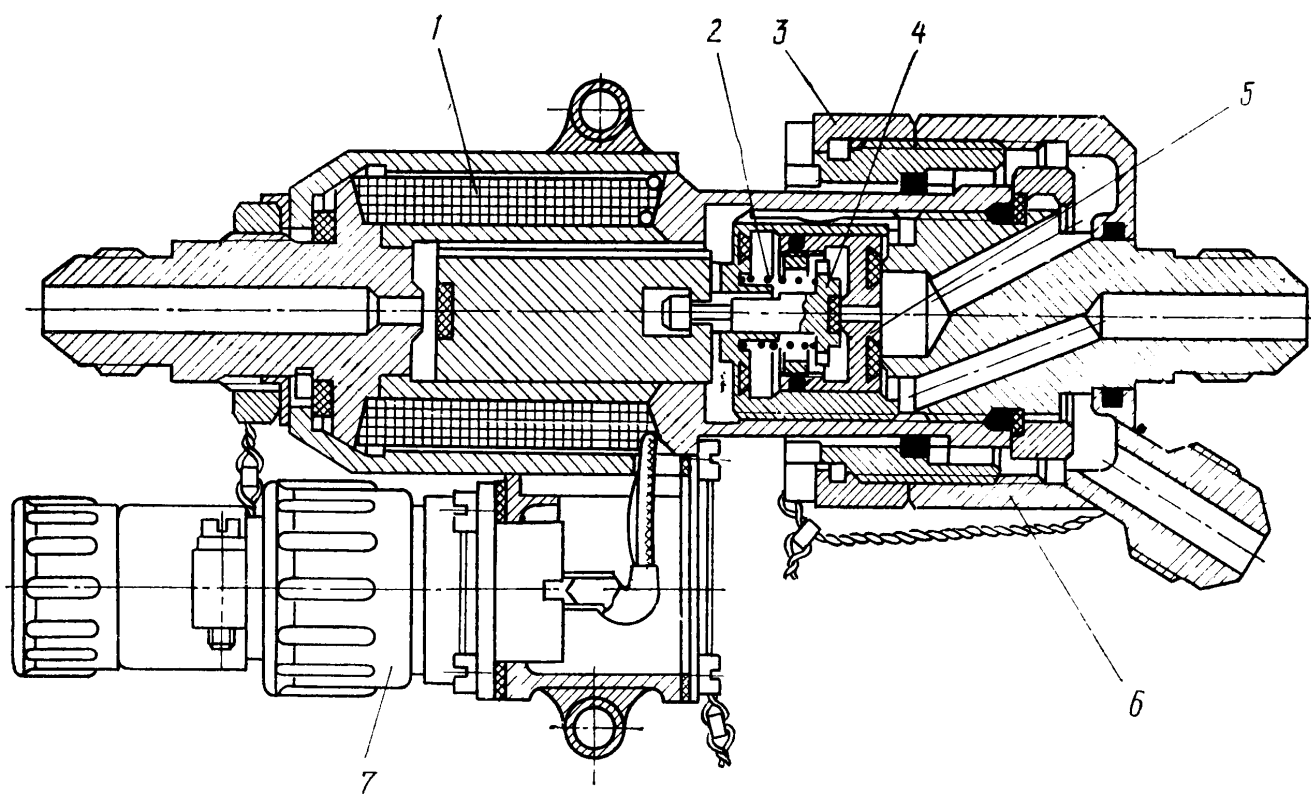


Рис. 28. Клапан электромагнитный УП 53/ІМ

1 — электромагнит; 2 — пружина; 3 — гайка; 4 — сервоклапан; 5 — клапан выпуска; 6 — корпус; 7 — ШР

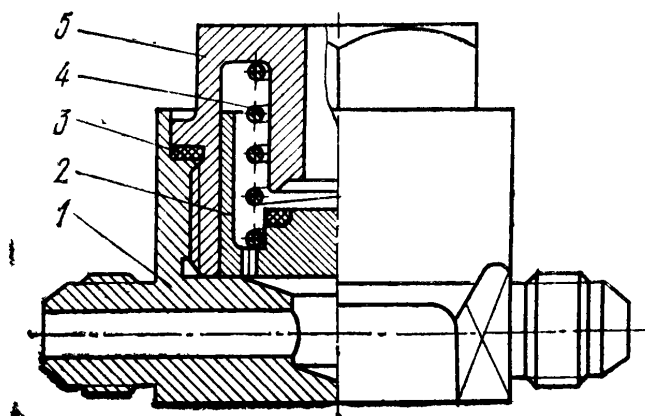


Рис. 29. Стравливающий клапан 562300:

1 — корпус; 2 — клапан; 3 — прокладка;
4 — пружина; 5 — заглушка

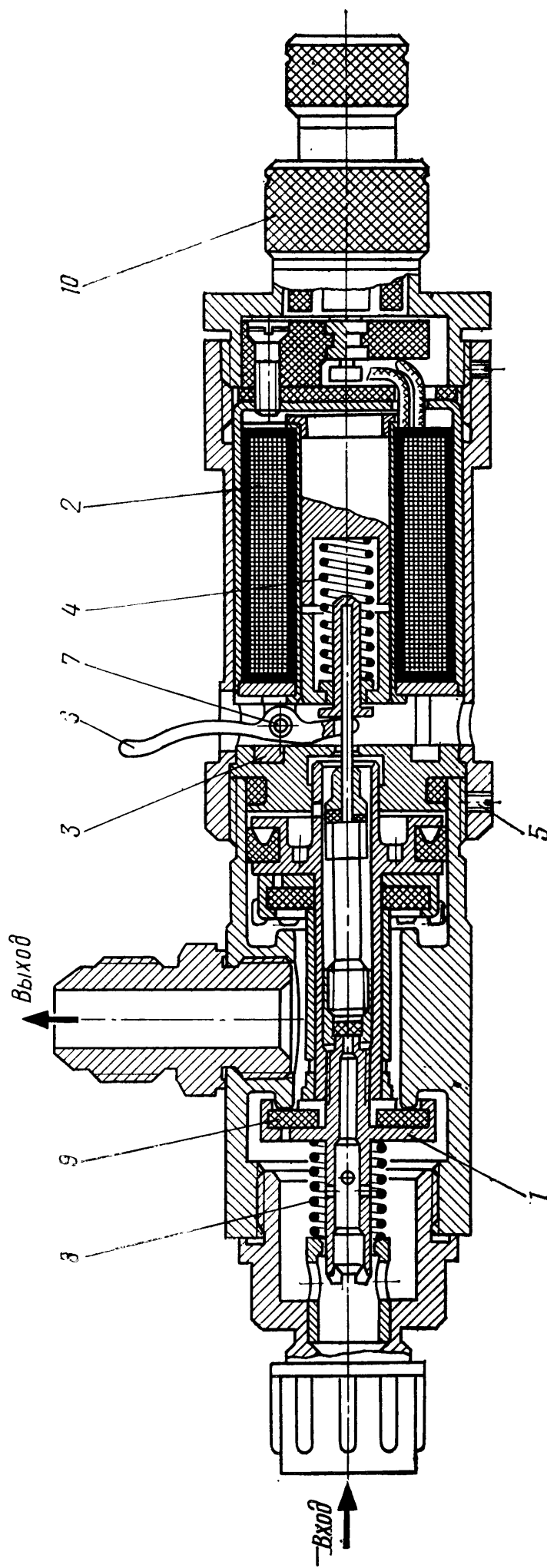
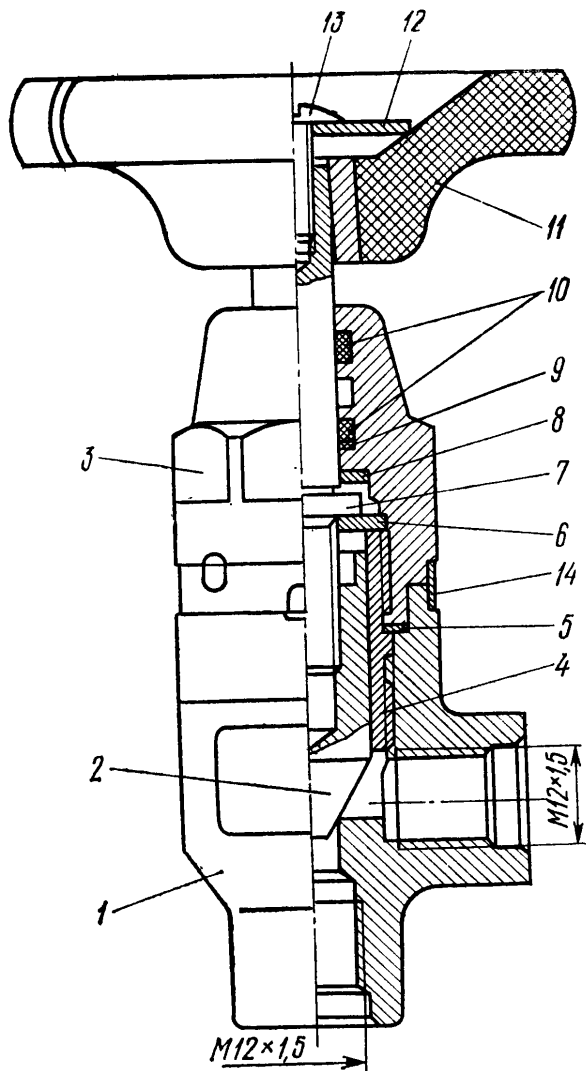


Рис. 30. Электропневматический клапан ЭК-48:

1 — впускной клапан; 2 — электромагнит; 3 — держатель; 4 — пружина магнита; 5 — винт; 6 — рычаг; 7 — валик; 8 — уплотнение впускного клапана; 9 — пружина; 10 — ШР

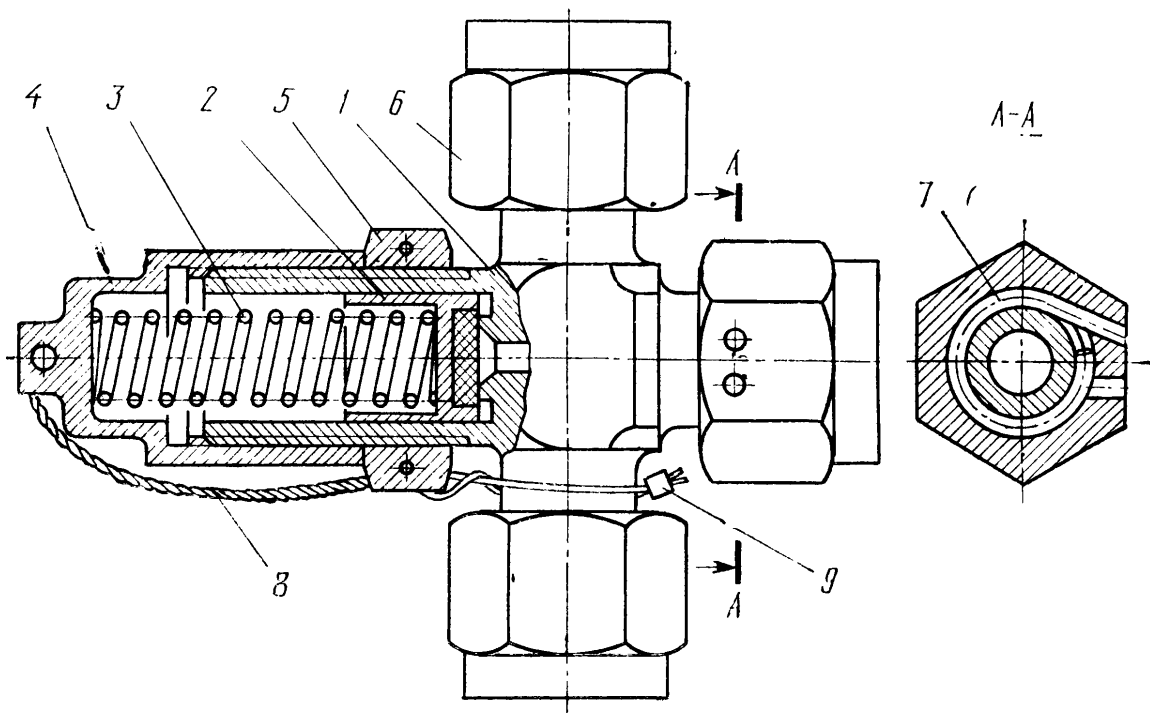
Рис. 31. Кран сети 992 АТ:



1 — корпус; 2 — клапан; 3 — крышка; 4 — направляющая; 5 — кольцо; 6 — шайба; 7 — тяга; 8 — шайба; 9, 10 — кольца; 11 — ручка; 12 — шайба; 13 — винт; 14 — манжета

Рис. 32. Предохранительный клапан 525504-40:

1 — корпус; 2 — поршень; 3 — пружина; 4 — заглушка; 5 — контргайка; 6 — гайка; 7 — стопор



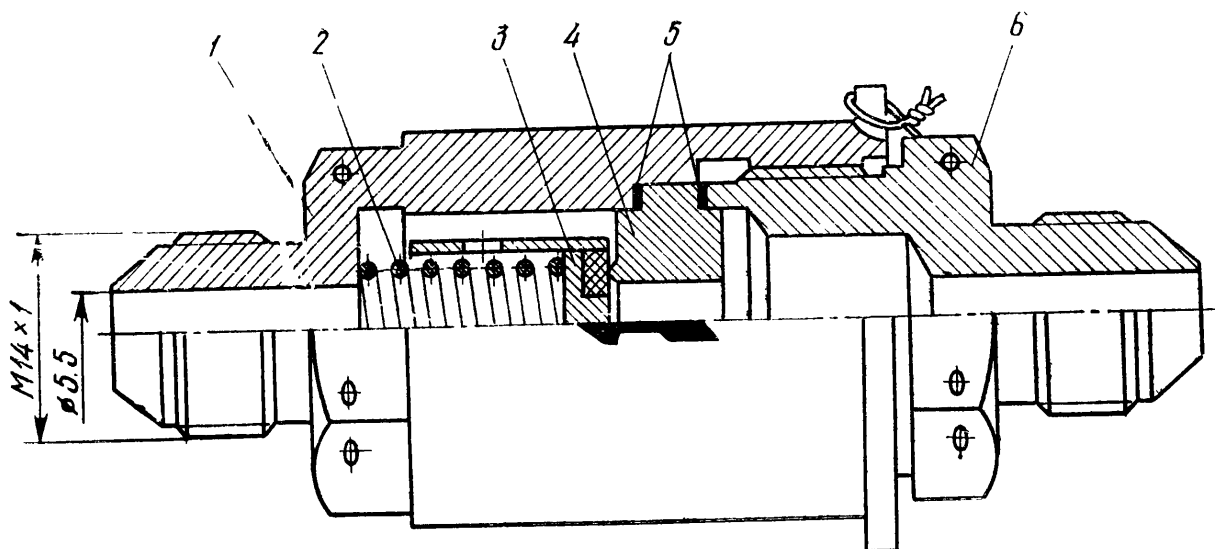


Рис. 33. Обратный клапан 636100М:

1 — корпус; 2 — пружина; 3 — клапан; 4 — седло; 5 — прокладка; 6 — штуцер

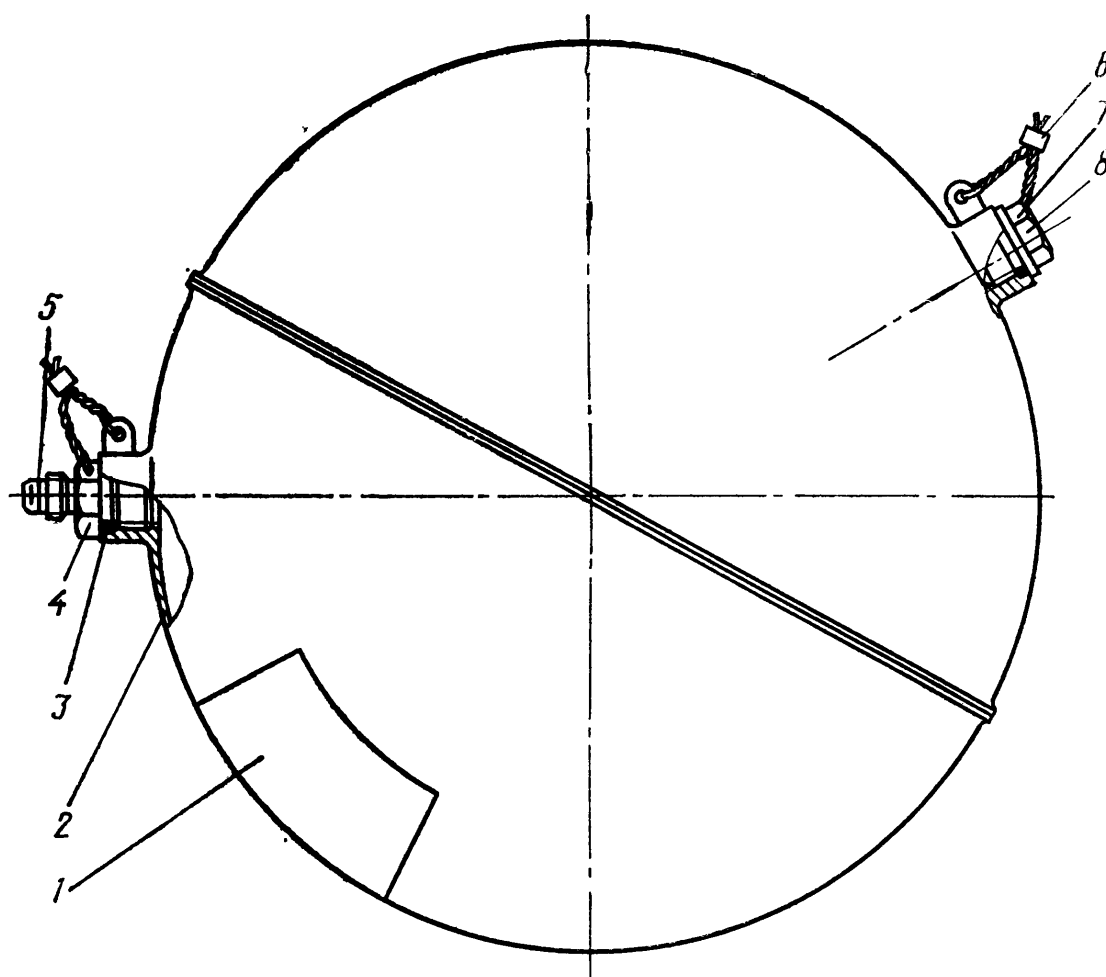


Рис. 34. Баллон сжатого воздуха ЛМ375Я-11-50 (основной системы):

1 — трафарет; 2 — полушарие; 3 — кольцо гайки; 4 — гайка; 5 — тройник; 6 — заглушка; 7 — шайба; 8 — штуцер

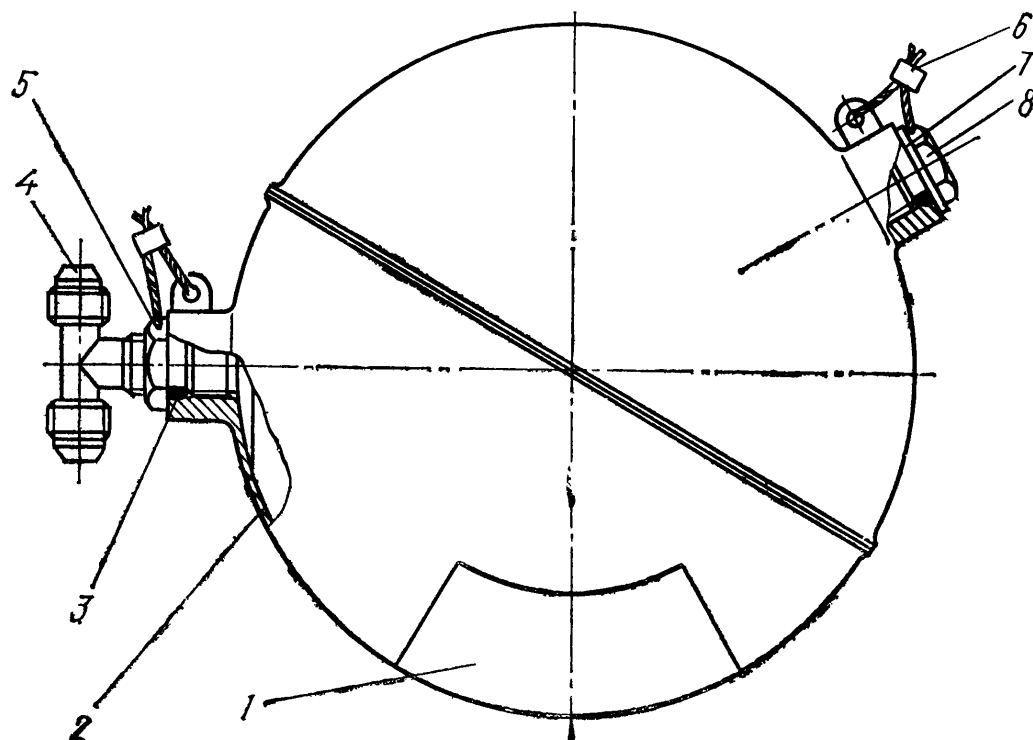


Рис. 35. Баллон сжатого воздуха ЛМ375Я-3-50 (аварийной системы):

1 — трафарет; 2 — полушарие; 3 — кольцо; 4 — тройник; 5 — гайка; 6 — заглушка; 7 — шайба; 8 — штуцер

6.4.4. Электромагнитный клапан УП-53/ІМ (рис. 28)

Электромагнитный клапан УП-53/ІМ предназначен для управления тормозами самолета.

Максимальное подводимое давление воздуха 25 кгс/см². Рабочее напряжение питания электромагнита 27 В.

Во время прохождения тока по катушке клапан отключает тормоза от воздушной системы самолета и одновременно выпускает воздух из тормозов в атмосферу. При обесточенной катушке клапан пропускает воздух из воздушной системы в тормоза самолета.

7. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

7.1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Силовая установка самолета Як-52 состоит из двигателя М-14П с воздушным винтом В530ТА-Д35, подмоторной рамы, выхлопного коллектора, приводов управления двигателем и агрегатами, а также из систем охлаждения, запуска, топливной и масляной.

Авиационный двигатель М-14П — четырехтактный, бензиновый, воздушного охлаждения, девятицилиндровый, однорядный со звездообразным расположением цилиндров и карбюраторным смесеобразованием.

Двигатель имеет редуктор, понижающий обороты вала воздушного винта, и центробежный нагнетатель с односкоростным механическим приводом.

Двигатель охлаждается воздухом, поступающим через жалюзи, установленные в лобовой части капота. Равномерное охлаждение цилиндров обеспечивают воздушные дефлекторы, установленные на каждом цилиндре.

Детали двигателя смазываются маслом под давлением и разбрызгиванием.

Запуск двигателя осуществляется сжатым воздухом. Магнето и проводка зажигания двигателя экранированы.

Для обслуживания различных систем самолета и двигателя на нем установлены следующие агрегаты: датчик термометра ТЦТ-13К, регулятор числа оборотов Р-2, карбюратор АК-14П, два магнето М-9Ф, бензиновый насос 702МЛ, воздушный компрессор АК-50А, генератор ГСР-3000М, масляный насос МН-14А, распределитель сжатого воздуха золотникового типа и датчик тахометра ДТЭ-6Т.

На головке каждого цилиндра установлено по две свечи зажигания и одному пусковому воздушному клапану.

Двигатель с помощью подмоторной рамы крепится к узлам на фюзеляже самолета.

Основные данные

Сухая масса двигателя	214+2% кг
Габаритные размеры двигателя, мм:	
диаметр (по крышкам коробок клапанного (механизма)	985±3

длина	924±3
Основные данные винта В530ТА-Д35:	
диаметр	2,4 м
число лопастей	2
Минимальный угол установки лопастей	14°30'
Максимальный угол установки лопастей	34°30'
Масса винта	40 кг

7.2. РАМА ДВИГАТЕЛЯ

Рама служит для установки двигателя на самолет и крепится к четырем узлам, установленным на шпангоуте 0. Двигатель крепится к кольцу рамы восемью шпильками через резиновые амортизаторы.

Рама двигателя состоит из кольца и четырех подкосов (двух верхних и двух нижних), выполненных из хромансильевых труб.

К кольцу приварены восемь ушков для крепления подкосов и восемь сварных коробочек под резиновые амортизаторы крепления двигателя.

Трубы подкосов сварены попарно с вилками крепления рамы к шпангоуту 0. С противоположных концов к трубам приварены вилки для крепления подкосов к кольцу.

Соединение подкосов с кольцом рамы и рамы с кронштейнами шпангоута 0 осуществляется хромансильевыми болтами с гайками.

На кольце двигателя, а также на верхнем подкосе имеются точки крепления металлизации.

7.3. СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

7.3.1. Капот (рис. 37)

Установленный на самолет двигатель закрыт обтекаемым съемным капотом. Он состоит из верхней и нижней крышек, соединенных между собой стяжными замками.

Поверхность верхней крышки капота вписана в обводы фюзеляжа. Остальная часть капота выступает за обводы, образуя между обшивкой фюзеляжа и капотом (по задней кромке) щели для выхода воздуха, охлаждающего цилиндры двигателя.

В верхней крышке имеется люк для подхода к маслобаку, в нижней — окантованные вырезы под трубы выхлопного коллектора.

Крышки капота выполнены из штампованных дюралюминиевых обшивок, подкрепленных продольными и поперечными профилями и накладками. Продольные профили установлены по разьему капота.

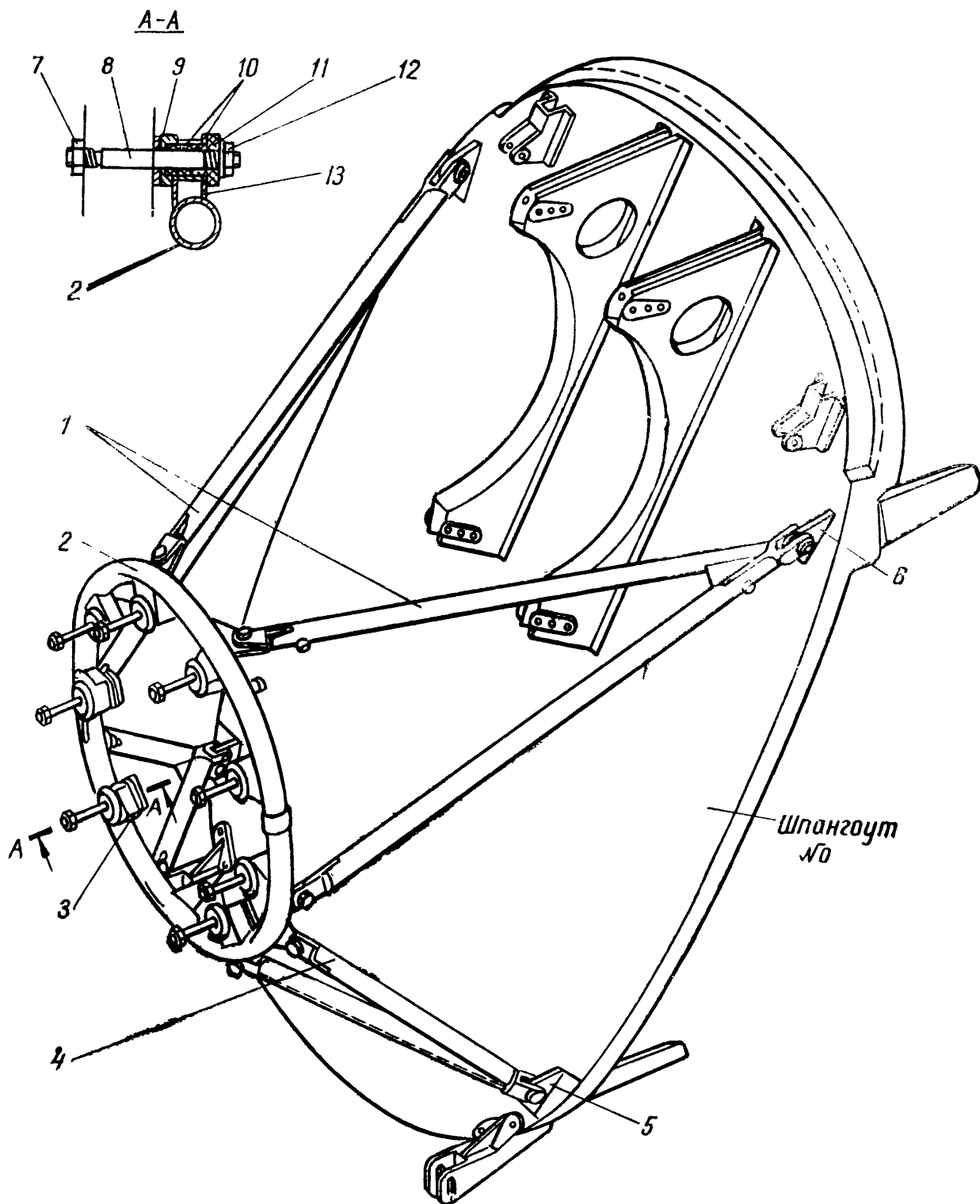


Рис. 36. Рама двигателя:

1 — верхние подкосы; 2 — кольцо; 3 — амортизационный пакет узла крепления двигателя; 4 — нижний подкос; 5, 6 — кронштейны; 7 — гайка; 8 — шпилька; 9 — шайба; 10 — амортизаторы; 11 — втулка; 12 — гайка; 13 — коробка

На нижней крышке по оси симметрии сделана выколотка с окном, служащая обтекателем пылефильтра воздухозаборника карбюратора.

В лобовой части капота обшивка приклепана к двум полукольцам, изготовленным из дюралюминиевой трубы. По заднему обрезу обшивка капота окантована бульбообразным уголком.

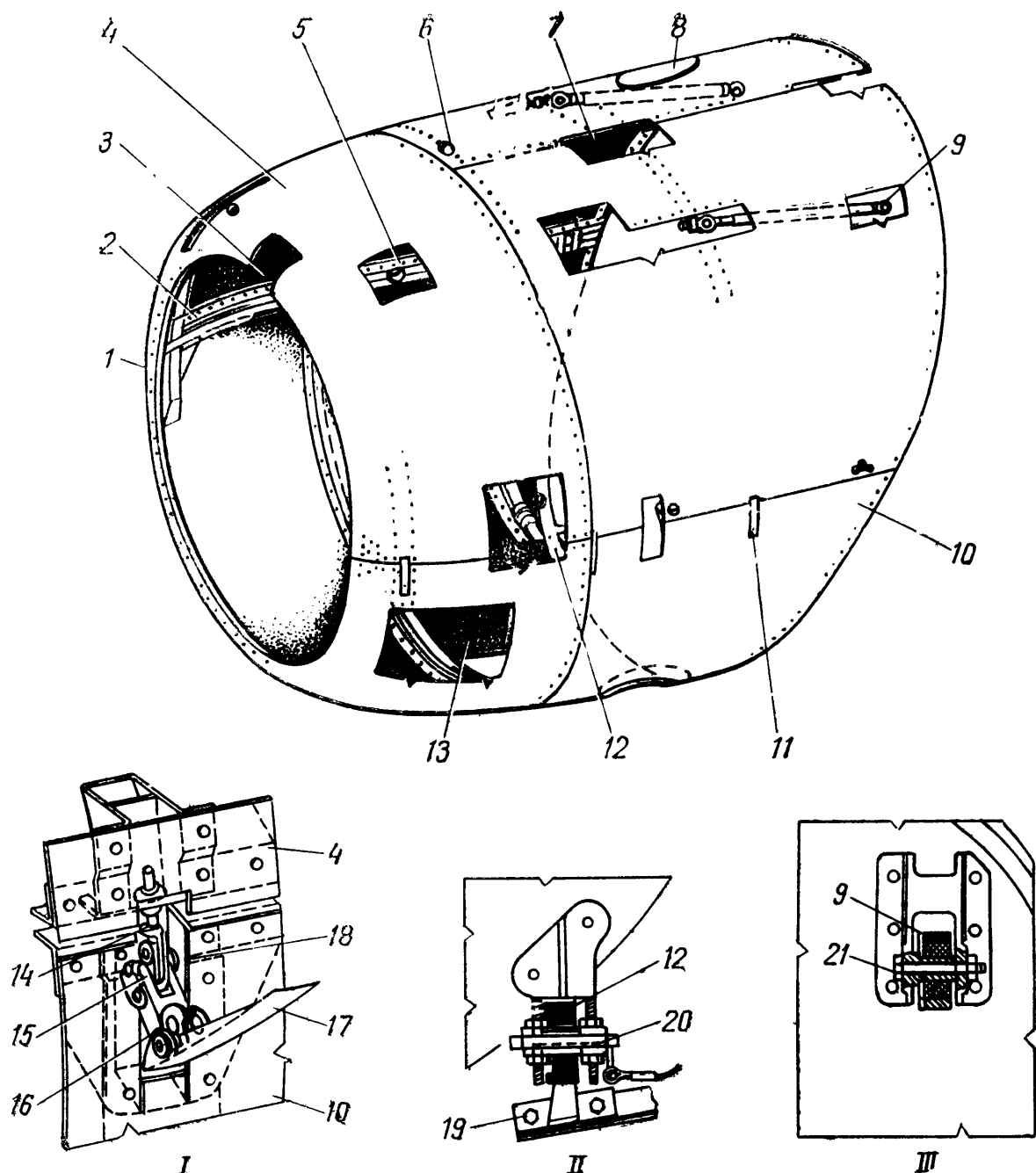


Рис. 37. Капот:

1 — штырь; 2 — продольный профиль; 3 — полукольцо; 4 — верхняя крышка; 5 — штырь; 6 — профиль; 7 — профиль; 8 — люк; 9 — амортизирующее устройство; 10 — нижняя крышка; 11 — стяжной замок; 12 — амортизирующее устройство; 13 — обтекатель пылефильтра; 14 — ушковый болт; 15 — звено; 16 — рычаг; 17 — крышка; 18 — упор; 19 — кронштейн; 20 — шпилька; 21 — болт
I — стяжной замок; II — крепление нижней крышки капота к шпангоуту 0; III — крепление верхней крышки капота к шпангоуту 0

По разьему крышки капота фиксируются шестью штырями и шестью гнездами, установленными на продольных профилях.

Верхняя крышка капота удерживается в открытом положении фиксаторами, установленными на задних частях головок цилиндров двигателя № 2—3 и 9—1.

Для крепления капота к шпангоуту 0 на заднем поперечном профиле верхней крышки закреплено два ушковых болта, к которым крепятся тяги с амортизирующим устройством; на

заднем поперечном профиле нижней крышки установлено два кронштейна с амортизирующим устройством.

Амортизирующее устройство состоит из гнезда, обоймы, амортизатора и втулки.

Крепление верхней и нижней крышек капота к кронштейнам на шпангоуте 0 с амортизирующим устройством производится болтами и шпильками с фиксирующими стопорами.

Два узла верхней крышки капота крепятся к кронштейнам болтами с гайками, а два узла нижней крышки капота, регулируемые по высоте шпильками.

Нижняя крышка капота имеет перемычку металлизации. Перед снятием нижней крышки капота необходимо ослабить гайку крепления перемычки металлизации на шпангоуте 0 и отсоединить перемычку металлизации.

7.3.2. Воздухозаборник карбюратора (рис. 38)

На нижнем фланце карбюратора установлен воздухозаборник для подачи в карбюратор подогретого воздуха. Воздухозаборник состоит из коробки фильтра, всасывающего патрубка и ковша.

Коробка фильтра сварной конструкции. К боковым стенкам коробки снаружи приварены бобышки с запрессованными в них втулками под ось. На одном конце оси приварена качалка управления положением ковша, на другом — рычаг.

К верхнему фланцу коробки крепится на петле всасывающий патрубок сварной конструкции, который служит для подачи в коробку воздуха, нагретого при прохождении через орбление цилиндров.

К нижнему фланцу коробки на петле крепится ковш, обеспечивающий регулируемую подачу в коробку холодного воздуха. Ковш выполнен из материала Д16АМ-ЛО, 8, по лобовому контуру ковша закреплена окантовка, которая обеспечивает жесткость ковша и ограничивает своими отогнутыми лапками, охватывающими коробку фильтра, боковые колебания ковша.

Кроме того, к ковшу приклепаны два уха с прорезями, в которые входит поводок качалки управления ковшом и поводок рычага.

Управление ковшом механическое, осуществляется рычагом, установленным на правом пульте в кабине.

К коробке внизу приклепан фильтр, представляющий собой металлическую сетку.

Коробка крепится к фланцу карбюратора болтами с анкерными гайками. Между фланцем карбюратора и коробкой установлена металлическая сетка.

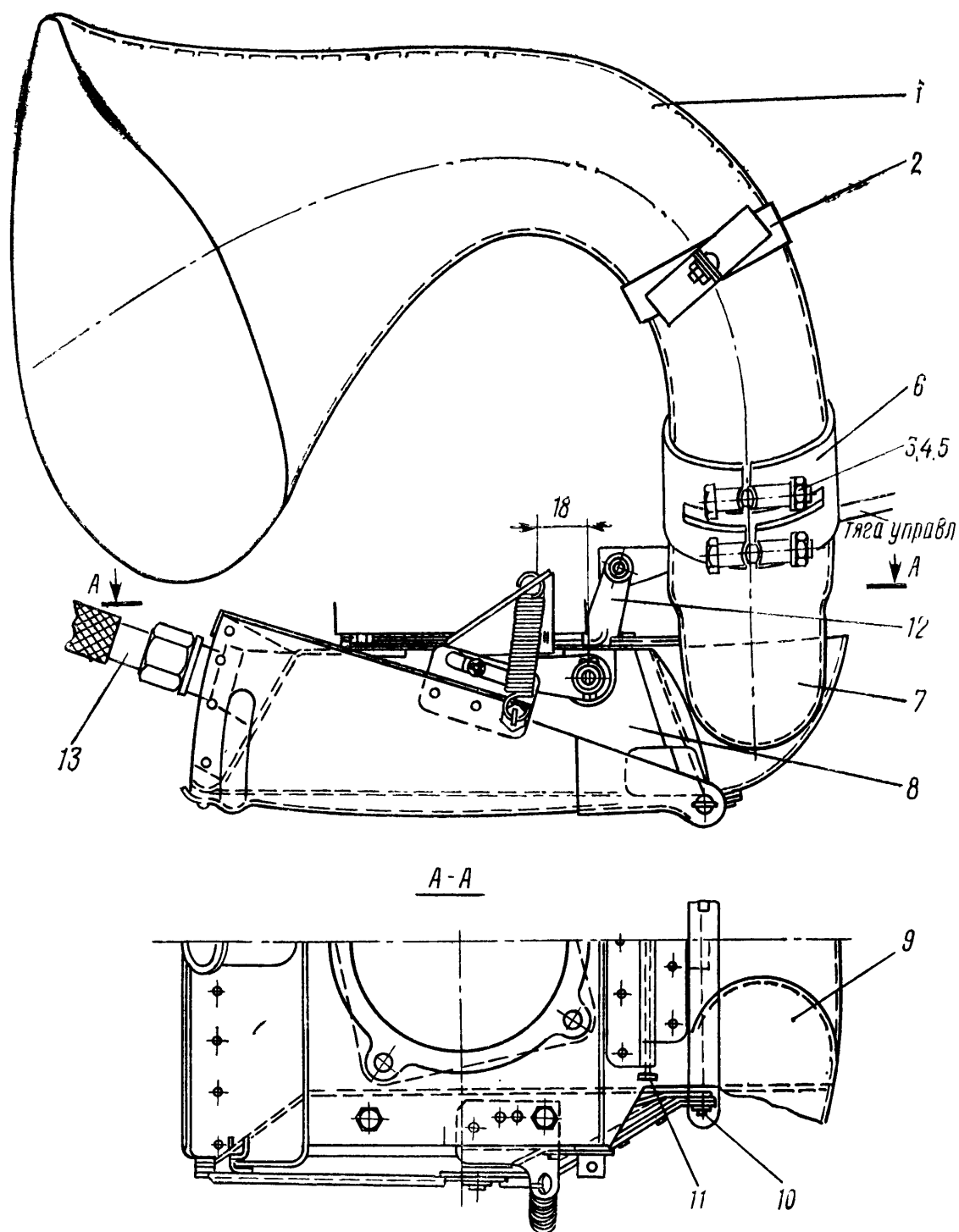


Рис. 38. Воздухозаборник карбюратора:

1 — патрубок; 2 — хомут; 3 — болт; 4 — гайка; 5 — шайба; 6 — хомут; 7 — патрубок; 8 — коробка; 9 — патрубок; 10, 11 — шомпола; 12 — рычаг; 13 — датчик температуры П1

7.3.3. Жалюзи (рис. 39)

Входное отверстие капота закрыто управляемыми жалюзи, предназначенными для регулирования количества воздуха, поступающего на охлаждение двигателя. Жалюзи створчатого типа. Они состоят из внутреннего неподвижного диска, подвижного кольца, створок и внешнего неподвижного кольца.

Внутренний неподвижный диск крепится в четырех точках к фланцу двигателя, а внешнее неподвижное кольцо одиннад-

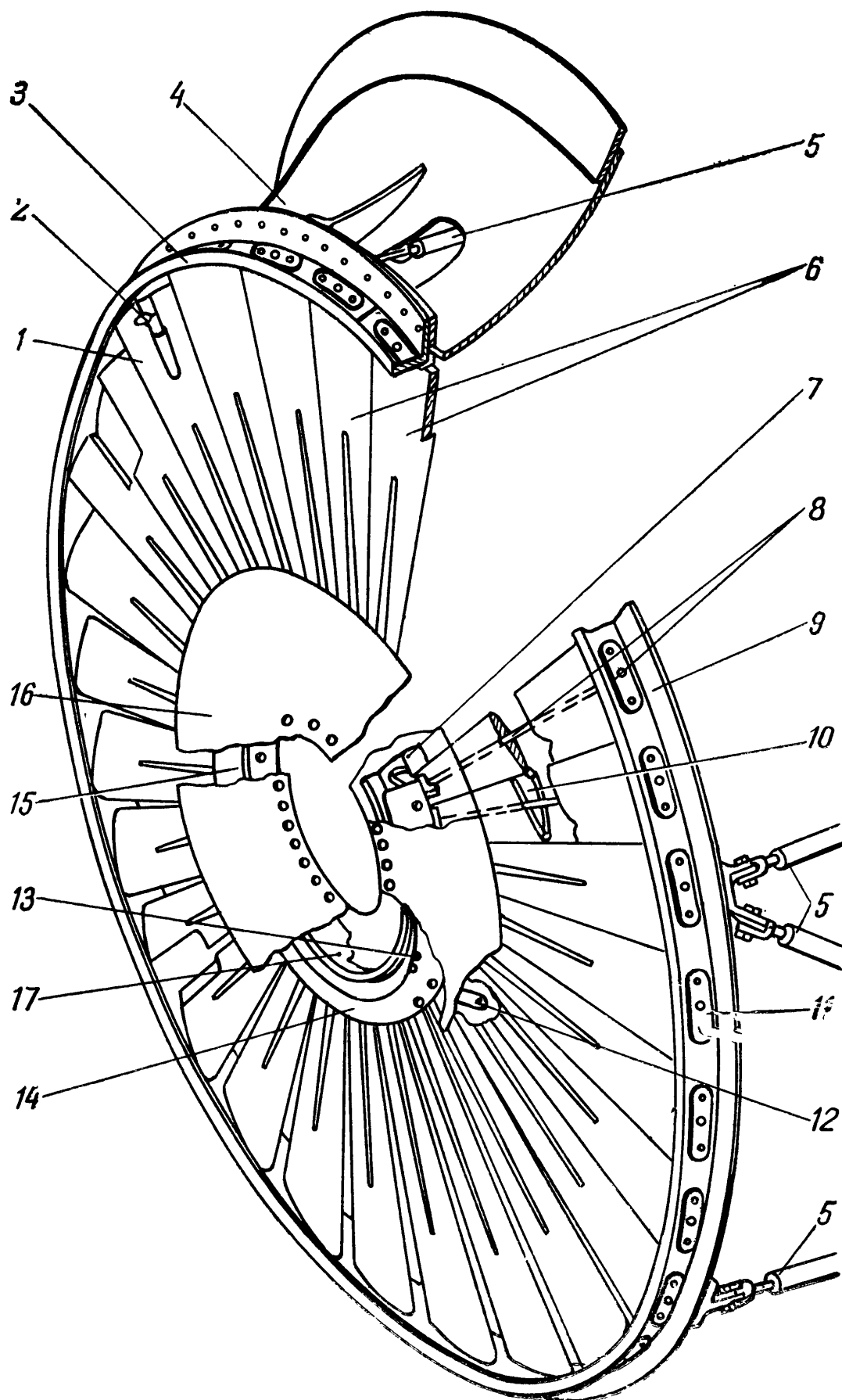


Рис. 39. Жалюзи:

1 — легкоъемная створка; 2 — шпингалет; 3 — прокладка; 4 — козырек; 5 — трубчатые раскосы; 6 — створки; 7 — качалка; 8 — спица; 9 — внешнее кольцо; 10 — пружина; 11 — шайбы; 12 — кронштейн крепления тяги управления; 13 — шарикоподшипник; 14 — подвижное кольцо; 15 — упор; 16 — шайба обтекателя; 17 — направляющая

цатью трубчатыми подкосами — к шпилькам цилиндров двигателя.

Подвижное кольцо установлено на неподвижном диске и имеет три прилива с фрезерованными пазами, куда входят шарикоподшипники, закрепленные эксцентриковыми болтами. Подобное устройство позволяет устранять люфты и обеспечить concentricity подвижного кольца и неподвижного диска.

При повороте подвижного кольца шарикоподшипники катятся по направляющему рельсу, приклепанному к неподвижному диску.

На одном из приливов подвижного кольца установлен кронштейн, к которому подсоединяется тяга управления жалюзи.

Створки жалюзи изготовлены из листового дюралюминия. На торцах створок приклепаны вкладыши с отверстиями под оси из стальных спиц. Оси закреплены одним концом на внешнем неподвижном кольце, другим концом — на кольце (из АК6), приклепанном к фланцу внутреннего неподвижного диска.

К створкам приклепаны стальные поводки, которые входят внутрь подвижного кольца. Поводки имеют продольные прорези. Через них в каждой поводке проходит болт, закрепленный на подвижном кольце. При повороте кольца болты поворачивают поводки и вместе с ними створки жалюзи.

Поворот подвижного кольца и, следовательно, угол отклонения створок ограничивается упором, установленным на неподвижном диске.

Для устранения вибраций створки попарно скреплены между собой пружинами.

Жалюзи управляются с помощью тяг полужесткого типа. Рычаг управления жалюзи расположен на правом пульте в кабине.

Для улучшения организации потока охлаждающего двигателя воздуха, поступающего через жалюзи, на внутреннем подвижном кольце жалюзи установлена шайба-обтекатель диаметром 420 мм, а к внешнему кольцу жалюзи в верхней части приклепан направляющий козырек, улучшающий охлаждение верхних, наиболее затененных цилиндров двигателя.

Для заборников обдува генератора, компрессора и вентиляции кабины в створках жалюзи имеются три выреза.

7.3.4. Выхлопной коллектор (рис. 40)

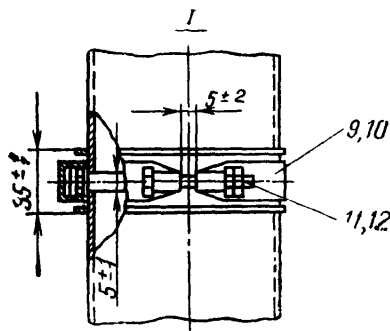
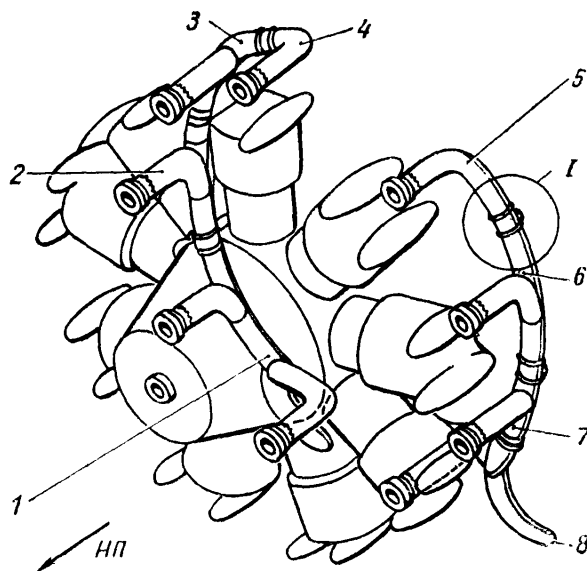
Выхлопной коллектор предназначен для сбора отработанных газов из цилиндров двигателя и отвода их в пожаробезопасную зону. Он состоит из двух отдельных, не соединенных между собой частей. Правая часть коллектора объединяет пять, левая — четыре цилиндра двигателя,

Рис. 40. Выхлопной коллектор:
1—8 — патрубки; 9 — хомут; 10 — прокладка; 11 — болт; 12 — гайка

Каждая часть коллектора составлена из отдельных секций, изготовленных из листов нержавеющей стали и соединенных между собой хомутами с уплотнительными прокладками. Места стыка секций усилены приваренными втулками.

К одной из секций коллектора равномерно по окружности приварены ребра для увеличения поверхности теплоотдачи. На этой секции закреплен кожух калорифера обогрева кабины.

Коллектор к двигателю крепится с помощью ниппелей, приваренных к секциям, накладных гаек и упругих уплотнительных колец.



7.3.5. Обдув компрессора (рис. 41)

Охлаждение компрессора осуществляется заборным воздухом с помощью системы обдува, которая состоит из заборного патрубка с входным раструбом, трубы и патрубка с раструбом, направляющим заборный воздух на цилиндр компрессора.

Первый патрубок заборным раструбом прикреплен к неподвижному кольцу жалюзи (против выреза в створках) и телескопически соединен с трубой, закрепленной фланцем к дефлектору двигателя. Другой конец трубы с помощью хомута соединен с патрубком, непосредственно обдувающим компрессор. Этот патрубок с помощью хомута крепится к подкосу рамы двигателя.

7.3.6. Обдув генератора (рис. 42)

Обдув генератора осуществляется за счет набегающего потока воздуха. Для обдува генератора установлены два патрубка — заборный и подводящий. Забор воздуха происходит через окно, вырезанное в створках жалюзи, и не зависит от положения створок.

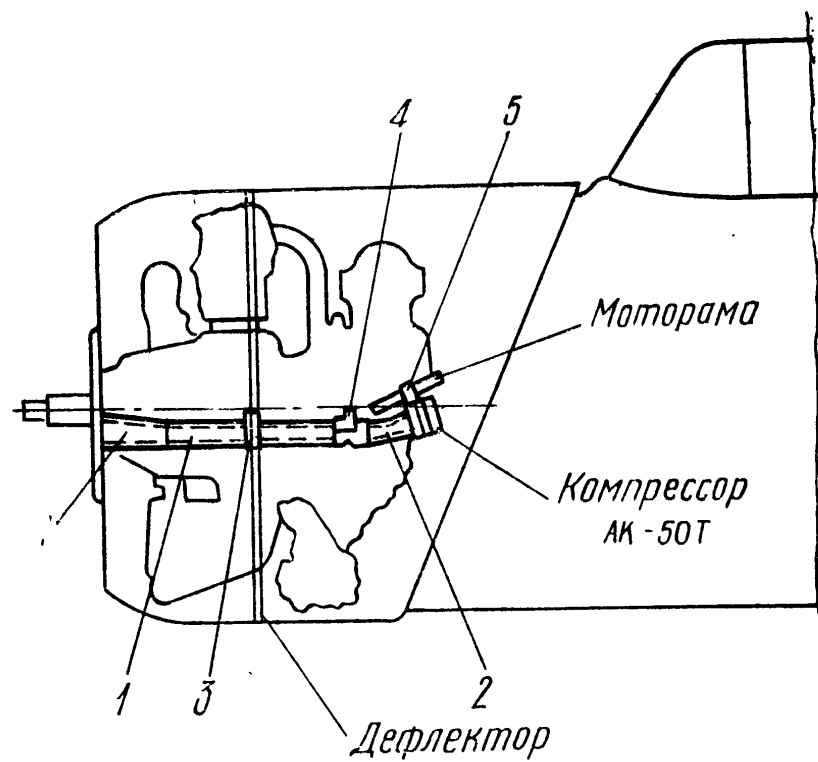


Рис. 41. Обдув компрессора:
1 — конус; 2 — патрубок; 3, 4, 5 — хомут

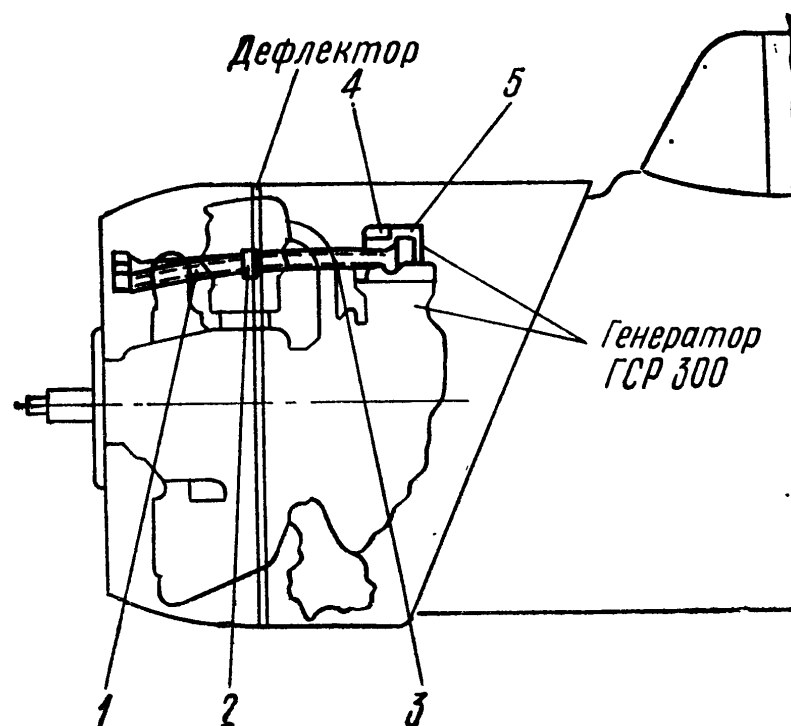


Рис. 42. Обдув генератора:
1 — конус; 2, 5 — хомут; 3 — патрубок; 4 — рукав

7.4. УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ И АГРЕГАТАМИ

(Рис. 43)

Управление двигателем и его агрегатами состоит из управлений дроссельной заслонкой карбюратора (газом), шагом винта, пожарным краном, подогревом смеси, жалюзи капота и створкой выходного канала тоннеля масляного радиатора.

Дроссельная заслонка карбюратора, шаг винта и пожарный кран управляются из обеих кабин с помощью рычагов, установленных на левых пультах.

Жалюзи, створка канала тоннеля маслорадиатора и подогрев смеси управляются из первой кабины рычагами, установленными на правом пульте.

Проводка системы управления двигателем состоит из тяг полужесткого типа. Тяги выполнены из стальных тросов, заключенных в дюралевоы направляющие трубки. Вилками и шаровыми шарнирами тяги соединяются с рычагами управления двигателем и агрегатами. Крепление тяг к конструкции фюзеляжа происходит с помощью колодок. На изгибах тяг колодки устанавливаются в начале и конце изгиба.

Перемещение рычагов в кабинах и поводков на агрегатах во всем рабочем диапазоне должно быть плавным, без рывков и заеданий.

Во всем диапазоне хода между подвижными частями управления и другими деталями самолета обеспечиваются зазоры не менее 3 мм.

На пультах управления дроссельной заслонкой и шагом винта установлены тормозные рукоятки, которые регулируют усилие перемещения рычагов или фиксируют их в заданном положении.

Рычаги управления двигателем и агрегатами работают следующим образом: при движении вперед по полету (от себя) обеспечивается увеличение газа и уменьшение шага винта (малый шаг), открытие пожарного крана, заслонки подогрева смеси, створки тоннеля маслорадиатора и жалюзи капота.

При движении рычагов назад по полету (на себя) обеспечивается останов двигателя, увеличение шага винта (большой шаг), закрытие пожарного крана, заслонки подогрева смеси, створки тоннеля маслорадиатора и жалюзи капота.

7.5. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

(рис. 44)

7.5.1. Основные данные

Топливная система служит для размещения необходимого запаса топлива на самолете и питания двигателя топливом на всех режимах его работы при всех допустимых эволюциях самолета.

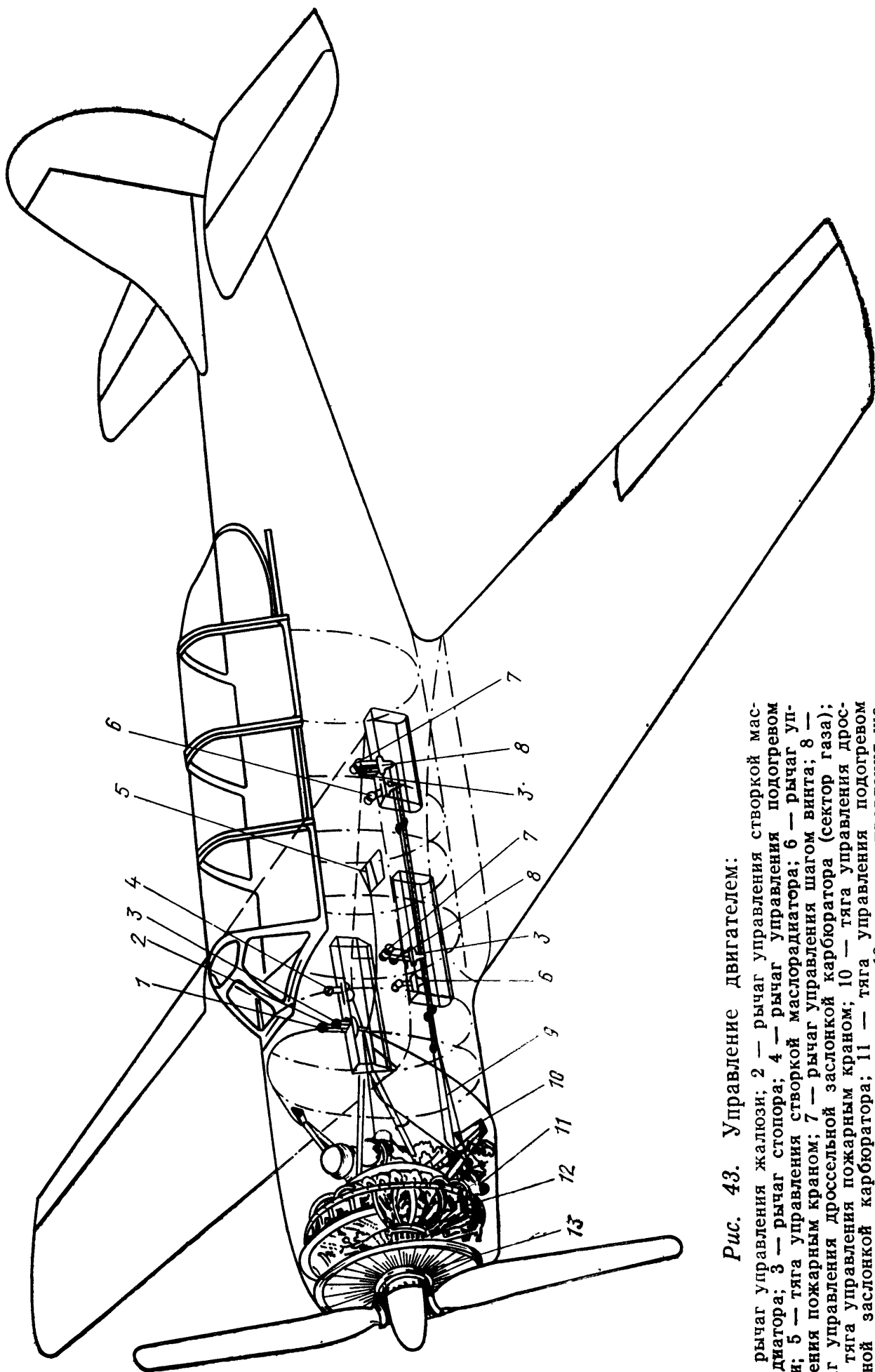


Рис. 43. Управление двигателем:

1 — рычаг управления жалюзи; 2 — рычаг управления створкой масло-
лордатора; 3 — рычаг стопора; 4 — рычаг управления подогревом
смеси; 5 — тяга управления створкой маслолордатора; 6 — рычаг уп-
равления пожарным краном; 7 — рычаг управления шагом винта; 8 —
рычаг управления дроссельной заслонкой карбюратора (сектор газа);
9 — тяга управления пожарным краном; 10 — тяга управления дрос-
сельной заслонкой карбюратора; 11 — тяга управления подогревом
смеси; 12 — тяга управления шагом винта; 13 — тяга управления жа-
люзи;

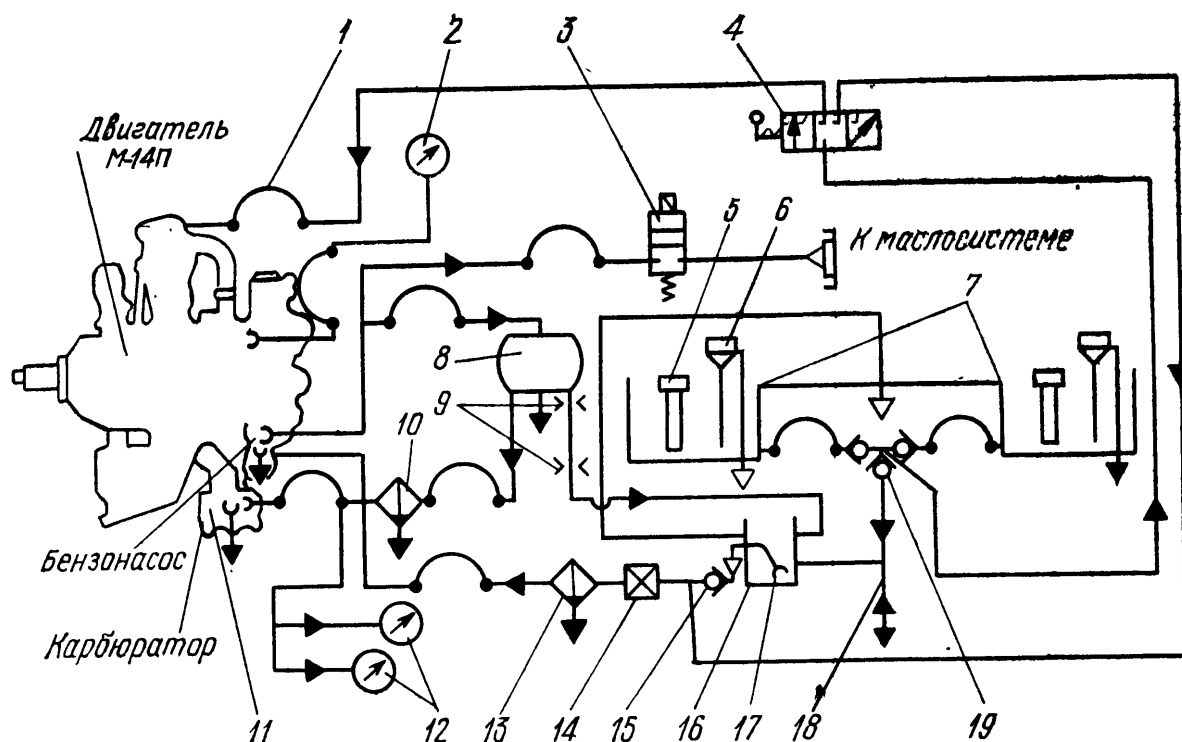


Рис. 44. Принципиальная схема топливной системы:

1 — гибкий шланг; 2 — мановакуумметр МВ-16К; 3 — кран разжижения масла изд. 772; 4 — заливной шприц 740400; 5 — датчик сигнализации топлива ДСУ-1-2 (из комплекта СУТ4-2); 6 — заливная горловина; 7 — бензобаки; 8 — бачок; 9 — дроссели; 10 — фильтр тонкой очистки ФП2966064; 11 — датчик термометра ТУЭ-48К; 12 — приемник давления П-1Б (из комплекта индикатора ЭМИ-3К); 13 — бензофильтр; 14 — пожарный кран 630600; 15 — обратный клапан; 16 — расходный бачок; 17 — заборник топлива; 18 — сливной кран 636700А; 19 — тройник

В качестве топлива для питания двигателя М-14П применяется бензин Б-91/115 ГОСТ 1012—72.

Топливо на самолете размещено в двух баках емкостью по 61^{+1} л. Бензобаки расположены в правой и левой консолях крыла. В фюзеляже установлен расходный бачок емкостью $5,5^{+1}$ л, служащий для обеспечения перевернутого полета и полета с отрицательными перегрузками.

Из баков топливо самотеком через блок обратных клапанов поступает в расходный бачок. Два обратных клапана предотвращают перетекание топлива из одного бензобака в другой, третий — вытекание топлива из расходного бачка в бензобаки при пикировании самолета.

Топливо из расходного бачка через обратный клапан, обеспечивающий работу заливного шприца 740400, пожарный кран, бензиновый фильтр поступает к бензиновому насосу 702МЛ.

После насоса топливо под давлением поступает в компенсационный бачок, затем через фильтр тонкой очистки 8Д2966064 в карбюратор двигателя и к двум датчикам давления топлива П-1Б.

Каждый датчик выдает сигналы на свой указатель УКЗ-1.

Указатели и датчики входят в комплект трехстрелочного электрического моторного индикатора ЭМИ-3К. Указатели

УКЗ-1 расположены на приборных досках в обеих кабинах, датчики П-1Б — на стенке шпангоута 0.

Для подачи топлива в цилиндры двигателя и заполнения основной топливной магистрали перед запуском двигателя используется заливной шприц 740400, рукоятка которого расположена на приборной доске первой кабины.

При взятии рукоятки на себя полость шприца заполняется топливом, поступающим от основной топливной магистрали. Заливной шприц 740400 также служит для аварийной подачи топлива при отказе насоса 702 МЛ.

Подача топлива для разжижения масла производится через электромагнитный клапан 772, установленный на шпангоуте 0. Подвод топлива к клапану осуществляется с помощью гибкого трубопровода, соединенного с выходным штуцером бензонасоса 702МЛ. Выключатель клапана разжижения масла расположен на приборной доске первой кабины.

Для перепуска избыточного количества топлива и поддержания заданного давления перед карбюратором компенсационный бачок соединен трубопроводом с расходным бачком. В трубопроводе стоят два дросселя.

Дренаж бензобаков и расходного бачка осуществляется через общий трубопровод, имеющий выход в атмосферу в нижней части фюзеляжа.

В нижней точке топливной магистрали между шпангоутами 5 и 6 расположен сливной кран 636700А, служащий для слива отстоя топлива.

Количество топлива в баках контролируется дискретным сигнализатором уровня топлива СУТ4-2, который выдает информацию о запасе топлива в двух баках по девяти уровням на световое табло индикатора. В комплект СУТ4-2 входят: два индукционных датчика ДСУ1-2 и один индикатор ИУТЗ-1.

Датчики сигнализатора установлены в бензобаках, индикатор — на приборной доске первой кабины.

На приборной доске второй кабины установлены две сигнальные лампы, загорающиеся при остатке 12 л топлива в соответствующем баке по сигналам сигнализатора.

Аварийный остаток топлива равен 24 л.

7.5.2. Краткие сведения об агрегатах

7.5.2.1. Основные бензиновые баки (рис. 45)

Бензиновые баки емкостью по 61 ± 1 л служат для размещения запаса топлива, установлены в консолях крыла и крепятся на ложементах с помощью стяжных лент.

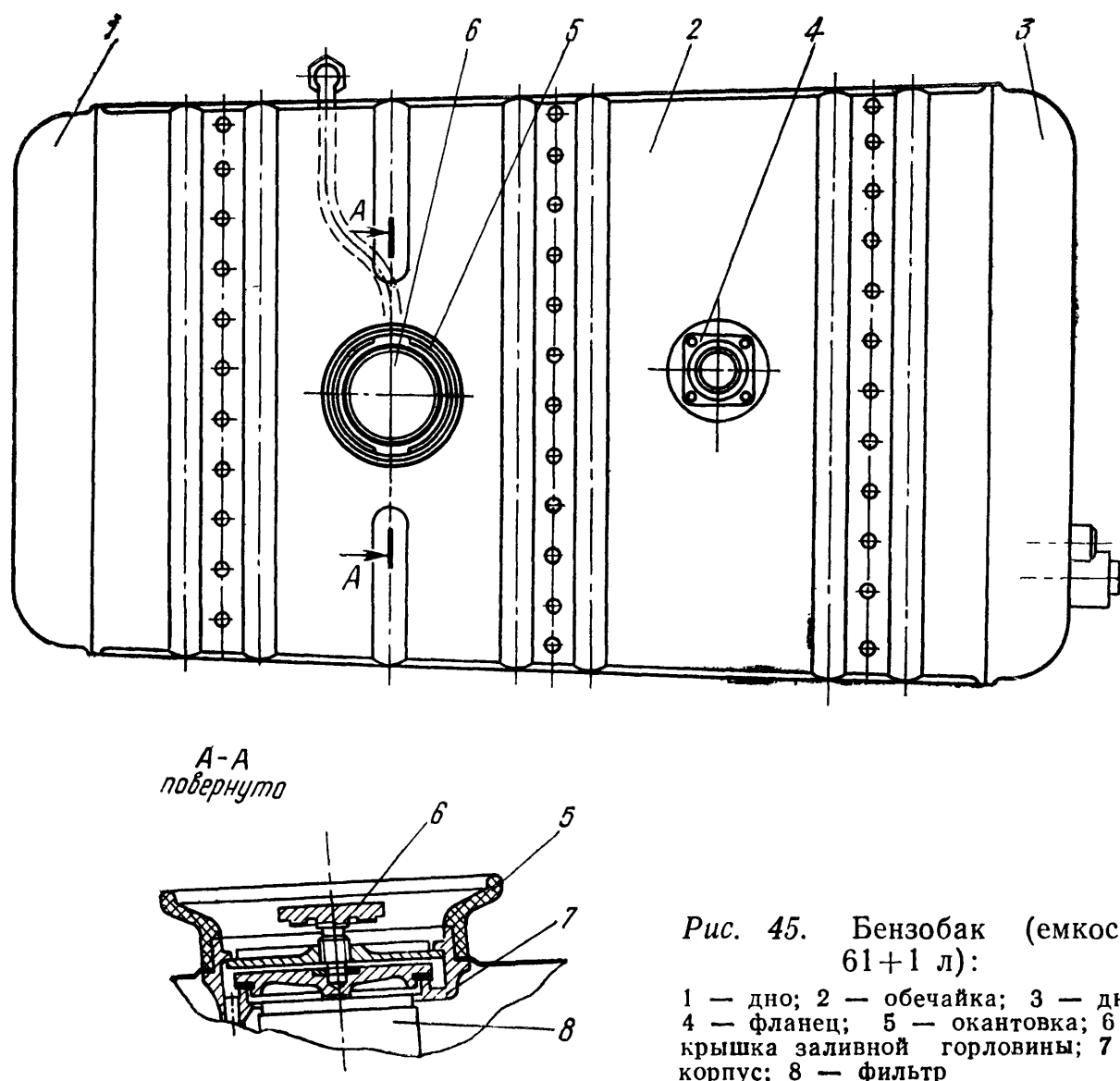
К бакам приклеены прокладки из войлока под ложементы и стяжные ленты.

Бак клепано-сварной конструкции с обварными заклепками. Состоит из двух обечаек, двух днищ, трех перегородок.

Внутри бака проложена дренажная трубка до верхней точки бака. К баку приварены фланцы под штуцера основной топливной магистрали, дренажной магистрали, датчик топливометра, заливную горловину, дренаж заливной горловины.

Для слива топлива из заливной горловины после заправки через бак проложена дренажная труба, выходящая через отверстие в люке крыла в атмосферу.

Заливная горловина имеет резиновое кольцо, плотно прилегающее к верхней обшивке крыла. Во время заправки исключается попадание топлива во внутренние отсеки крыла. В заливную горловину вставлена защитная сетка.



7.5.2.2. Расходный бачок (рис. 46)

Бачок — сварной конструкции, состоит из обечайки и двух днищ. Емкость бачка $5,5 \pm 0,1$ л.

К бачку приварены штуцера для подсоединения трубопроводов подвода топлива, отвода топлива, дренажа и сброса топлива из компенсационного бачка.

Топливо из бачка забирается гибким заборником.

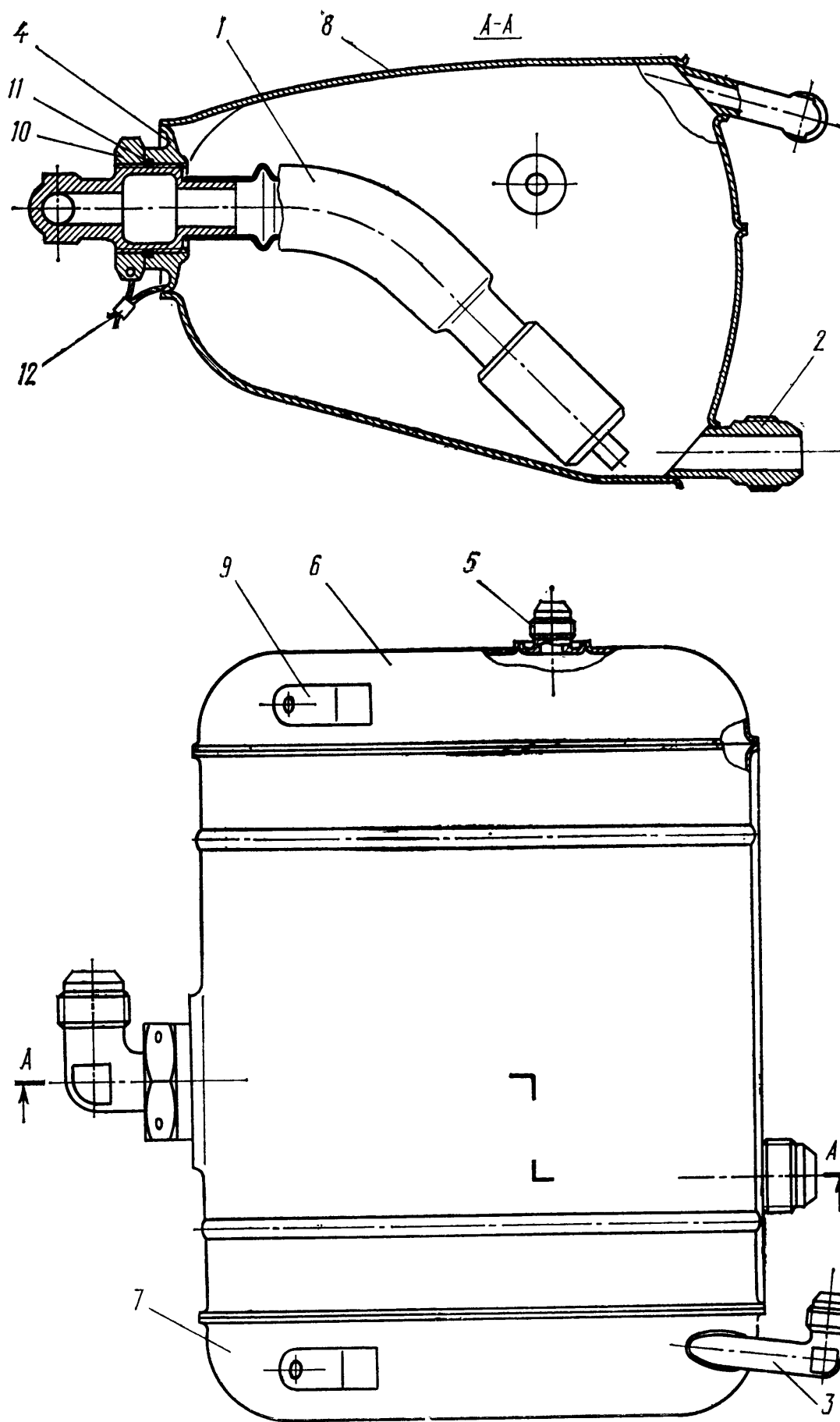


Рис. 46. Бачок расходный:

1 — шланг; 2, 4, 5 — штуцера; 3 — угольник; 6, 7 — днища; 8 — обечайка; 9 — ушко; 10 — контргайка; 11 — кольцо; 12 — пробка

Бачок установлен в нижней части фюзеляжа между шпангоутами 6 и 7 на левом борту. Он притянут к ложементам фюзеляжа, оклеенным войлоком, двумя металлическими стяжными лентами.

7.5.2.3. Компенсационный бачок (рис. 47)

Компенсационный бачок выполнен в виде шара. Его корпус сварен из двух полусфер, в которые вварены штуцера для подсоединения трубопроводов системы.

Бачок установлен в чашке, к которой крепится стяжной лентой. Чашка прикреплена к передней стенке шпангоута 0.

7.5.2.4. Бензиновый фильтр (рис. 48)

Бензиновый фильтр состоит из корпуса, крышки и траверсы. Внутри фильтра размещен фильтропакет. На корпусе имеются два штуцера для подсоединения трубопроводов системы.

Фильтропакет состоит из двух металлических сеток: наружной, свернутой в виде цилиндра, припаянной к кольцу и подкрепленной тремя вертикальными стойками, и внутренней, свернутой в виде конуса.

Обе сетки внизу припаяны к чашке. С наружной стороны к крышке припаяна винтовая пружина.

Фильтропакет фиксируется на крышке фильтра с помощью винта, ввернутого в крышку. При установке крышки фильтра на корпус пружина плотно прижимает фильтропакет к верхнему доньшку корпуса. Крышка в закрытом положении

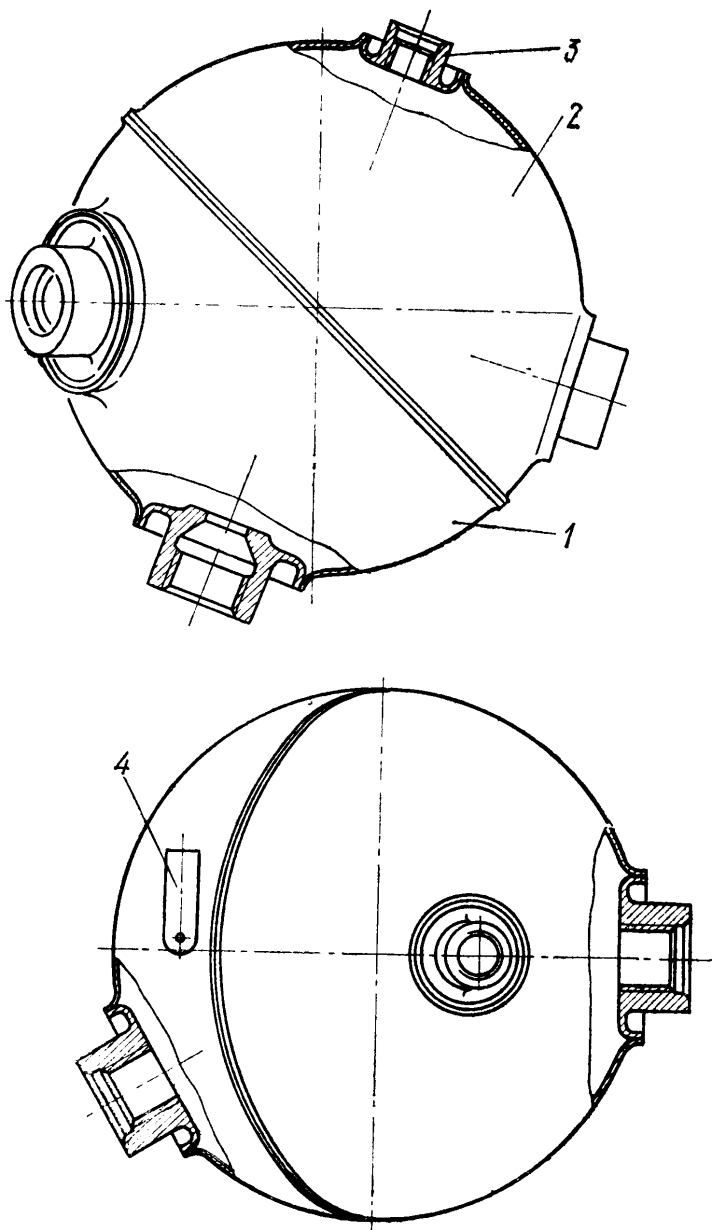


Рис. 47. Компенсационный бачок:

1, 2 — полусфера; 3 — штуцер; 4 — ушко

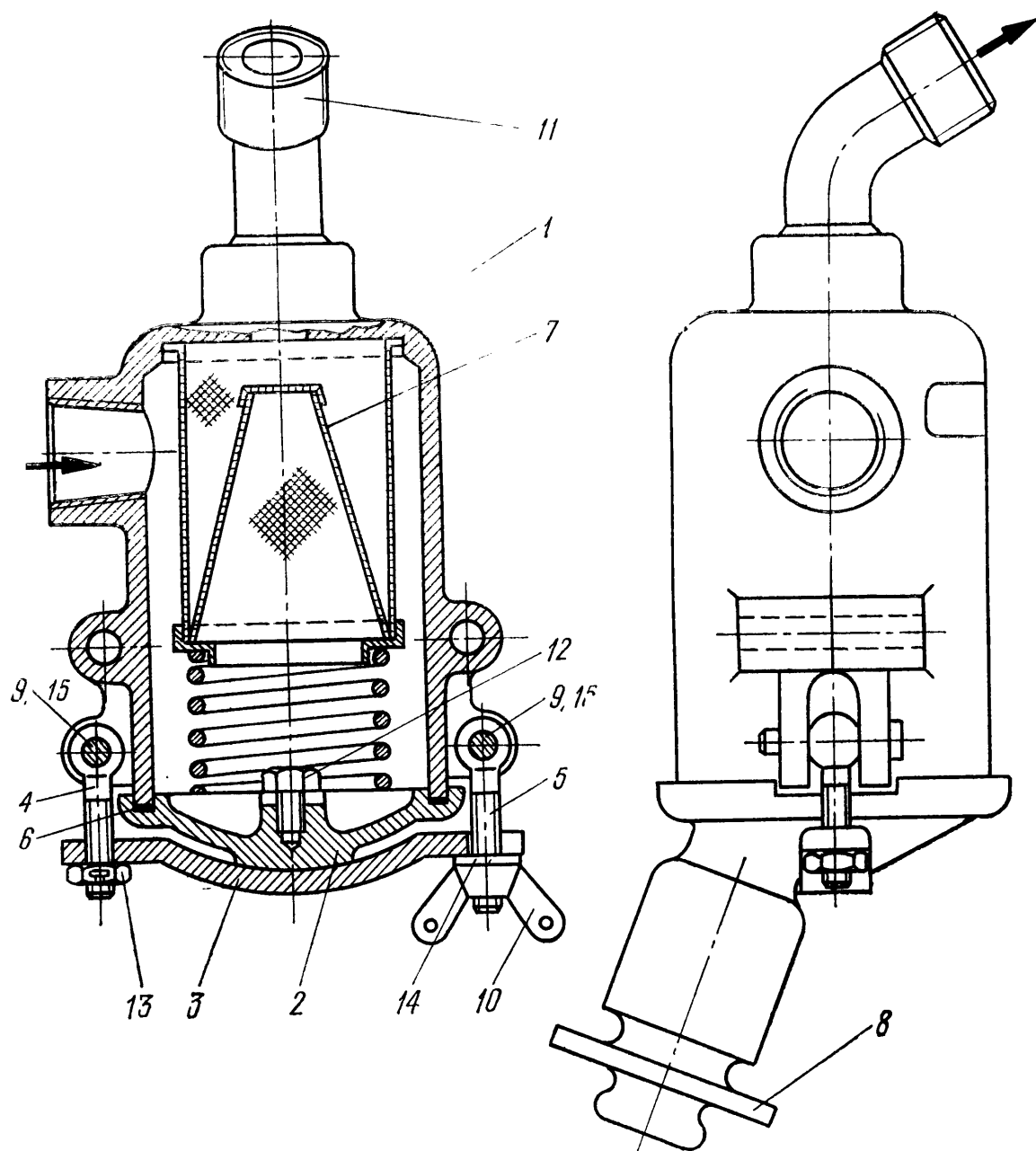


Рис. 48. Бензофильтр:

1 — корпус; 2 — крышка; 3 — траверса; 4, 5 — болт ушковый; 6 — прокладка; 7 — фильтр; 8 — пробка; 9 — валик; 10 — гайка; 11 — угольник; 12 — винт; 13 — гайка; 14 — шайба; 15 — шплинт

прижимается к корпусу траверсой с помощью двух болтов, имеющих осевое крепление к корпусу, и двух гаек. Одна гайка, барашковая, позволяет легко и быстро открывать крышку фильтра. В донышке крышки ввернута сливная пробка для слива бензина.

Бензиновый фильтр установлен на стенке шпангоута 0 и крепится к ней болтами с втулками за уши корпуса.

7.5.2.5. Сливной кран 636700 (рис. 49)

Сливной кран предназначен для слива отстоя бензина из системы и установлен на тройнике между крыльевыми баками и расходным бачком.

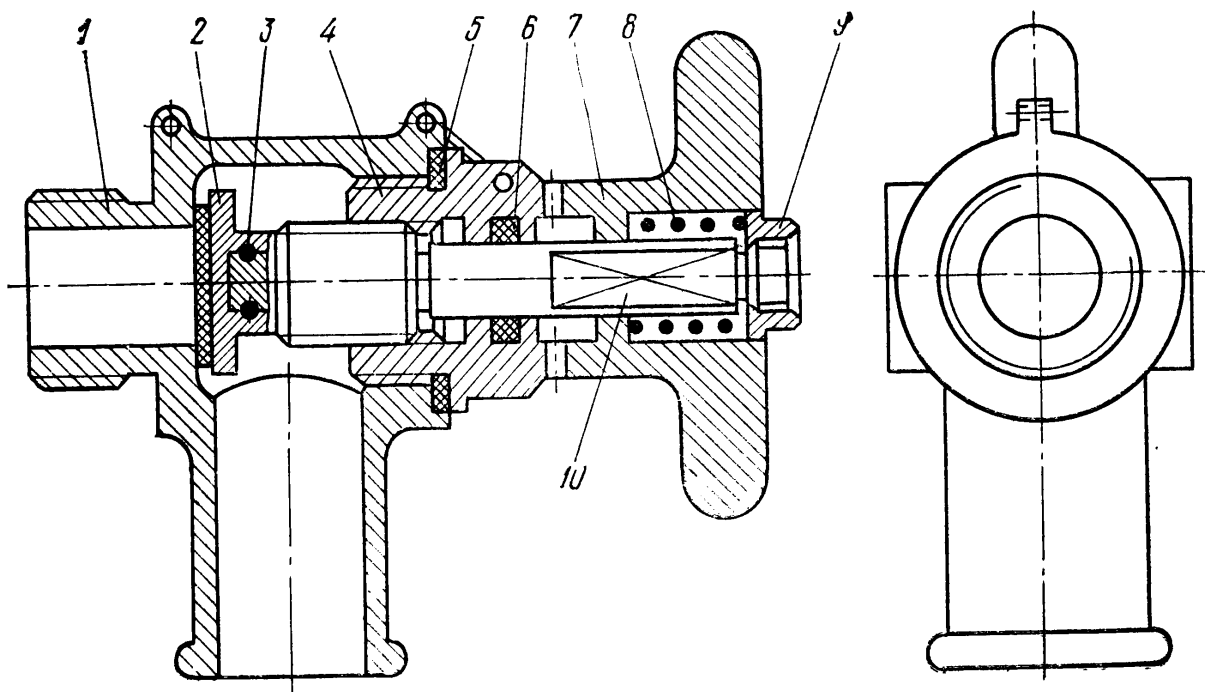


Рис. 49. Сливной кран 636700:

1 — корпус; 2 — клапан; 3 — проволока контрольная; 4 — муфта; 5 — прокладка; 6 — кольцо уплотнительное; 7 — ручка; 8 — пружина; 9 — гайка; 10 — валик

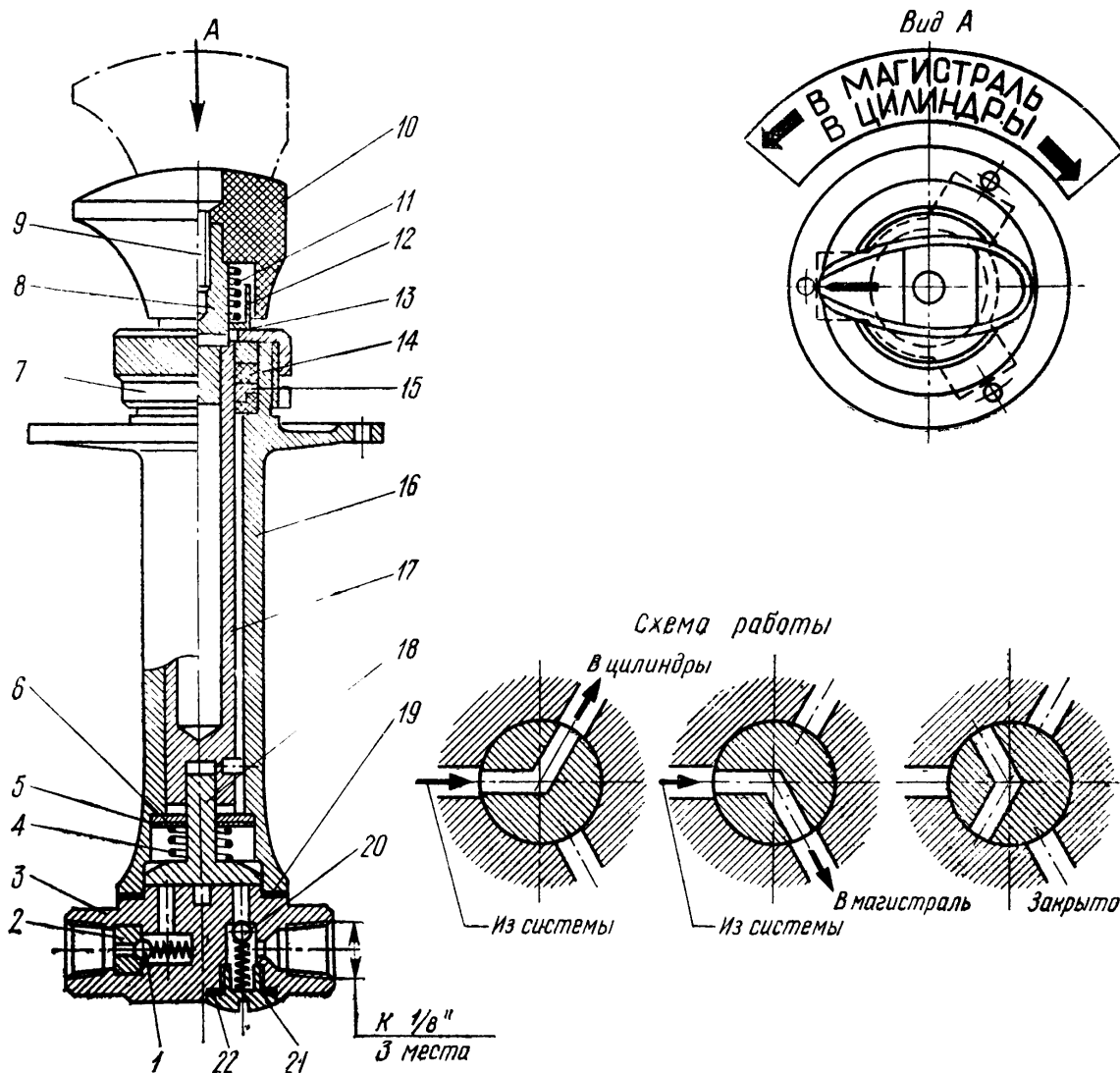


Рис. 50. Заливной шприц 740400:

1 — шарик; 2 — седла; 3 — головка корпуса; 4 — пружина; 5 — шайба; 6 — шайба; 7 — гайка; 8 — наконечник; 9 — винт; 10 — ручка; 11 — пружина; 12 — опорный стакан; 13 — втулка; 14 — кольцо; 15 — шайба; 16 — корпус; 17 — поршень; 18 — золотник; 19 — кольцо; 20 — шарик; 21 — заглушка; 22 — кольцо

Сливной кран вентильного типа открывается при вращении штока. Фиксация от самоотворачивания производится с помощью шлицевого зацепления и пружины, установленной в корпусе крана.

Открывается кран вращением ручки против часовой стрелки, закрывается вращением ручки по часовой стрелке.

Сливной кран имеет стандартный наконечник для подсоединения гибкого шланга или резиновой трубки.

7.5.2.6. Заливной шприц 740400 (рис. 50)

Шприц предназначен для подачи топлива в двигатель при запуске.

Создаваемый вакуум за один ход поршня 80 мм рт. ст., рабочая емкость 8 см³.

Бензин из системы подводится по трубопроводу к среднему штуцеру, отмеченному стрелкой, направленной внутрь головки корпуса 3.

К двум другим штуцерам присоединяются трубопроводы к цилиндрам и к магистрали карбюратора. В зависимости от положения золотника 18, устанавливаемого ручкой 10, открываются или закрываются каналы головки корпуса 3. При нейтральном положении ручки 10 все каналы закрыты.

Для заливки бензина необходимо предварительно повернуть ручку 10 в определенное положение и быстро выдвинуть и задвинуть ее, приведя в движение поршень 17.

При движении поршня 17 вверх в полости корпуса 16 создается разрежение, открывающее входной клапан (шарик) 1 и прижимающее выходной клапан (шарик) 20 к седлу.

Рабочая жидкость из системы засасывается в полость корпуса 16. При движении поршня 17 вниз в полости корпуса создается повышенное давление, открывающее выходной клапан и прижимающее входной клапан к седлу.

Бензин из полости корпуса выталкивается в штуцер выходного клапана в соответствии с положением ручки 10 и далее в присоединенный к нему трубопровод.

7.5.2.7. Клапан электромагнитный 772 (рис. 51)

Клапан электромагнитный 772 предназначен для дистанционного управления подачей бензина с целью разжижения масла. Рабочее давление на входе в клапан — 2 кгс/см². Напряжение постоянного тока 27 В.

Под действием силы магнитного потока якорь 4, преодолевая усилие пружины 5 и избыточное давление топлива, притягивается к сердечнику 9, открывая проходное сечение клапана.

При выключении питания якорь 4 под действием пружины 5 возвращается в первоначальное положение.

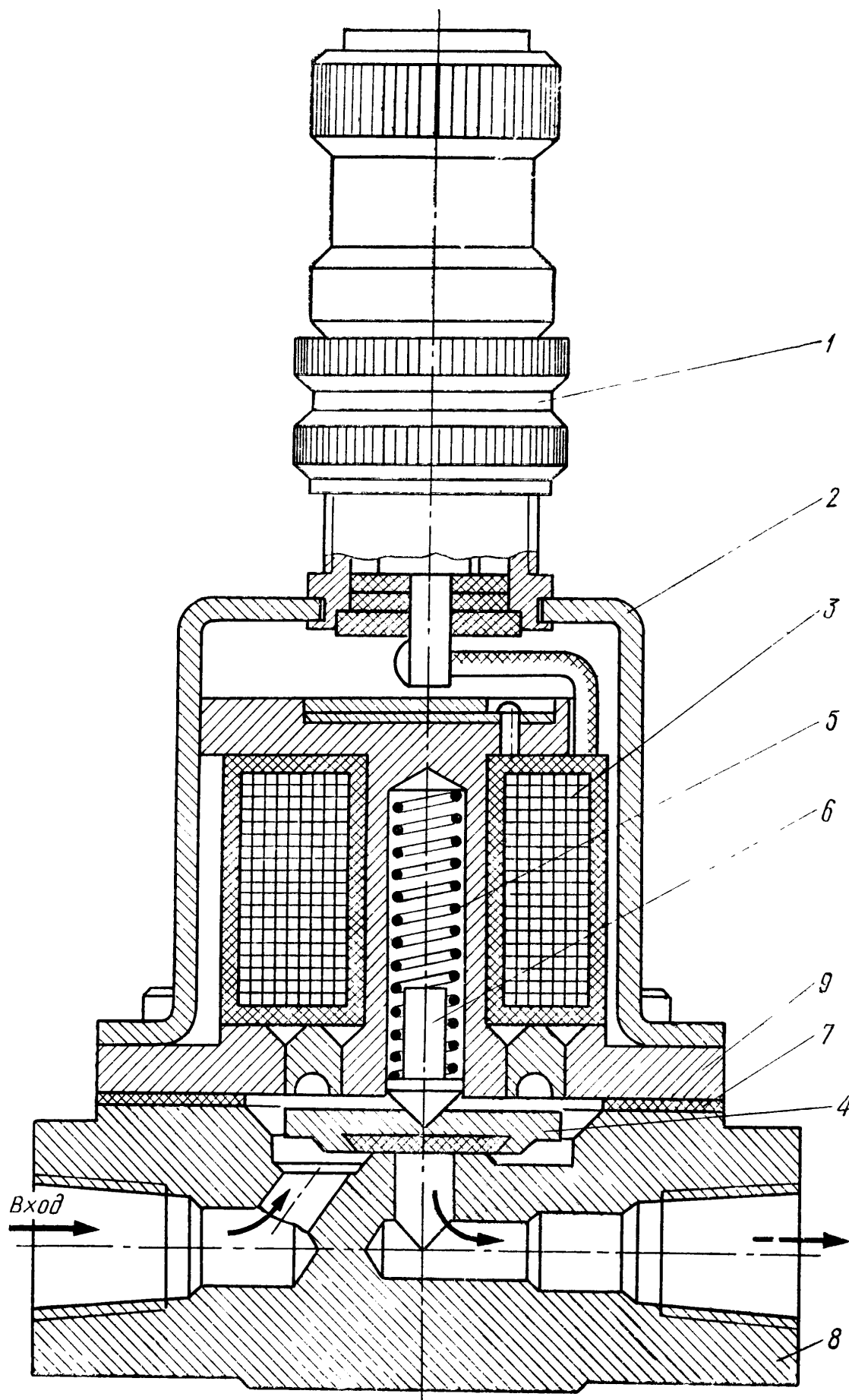


Рис. 51. Клапан электромагнитный 772:

1 — ШР; 2 — крышка; 3 — катушка клапана; 4 — якорь в сборе; 5 — пружина; 6 — штифт; 7 — прокладка; 8 — корпус; 9 — сердечник

7.5.2.8. Пожарный кран 630600 (рис. 52)

Кран предназначен для перекрытия трубопровода системы питания топливом.

Давление рабочей жидкости не более 2 кгс/см^2 , момент поворота поводка не более $28 \text{ кгс} \cdot \text{см}$.

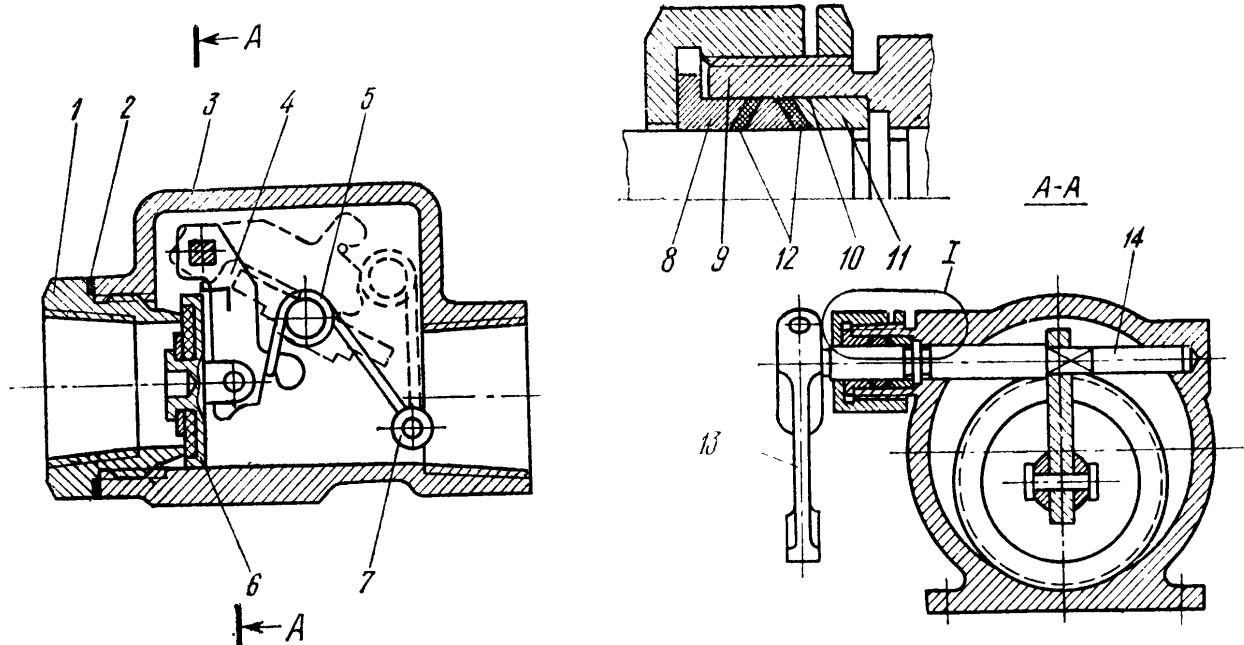


Рис. 52. Пожарный кран 630600:

1 — штуцер; 2 — прокладка; 3 — корпус; 4 — рычаг; 5 — пружина; 6 — клапан; 7 — втулка; 8 — гайка; 9 — корпус втулки; 10 — кольцо; 11 — втулка; 12 — прокладка; 13 — поводок; 14 — ось

Кран может находиться в двух четко фиксируемых положениях: закрытом и открытом. Управление краном ручное, посредством тяг. В закрытом положении клапан 6 прижимается к седлу штуцера 1 пружиной 5 и давлением топлива. (рис. 53)

Для открытия крана поводок 13 поворачивается на определенный угол (71°) против направления часовой стрелки и прижимает клапан 6 к стенке корпуса 3, открывая проход топливу.

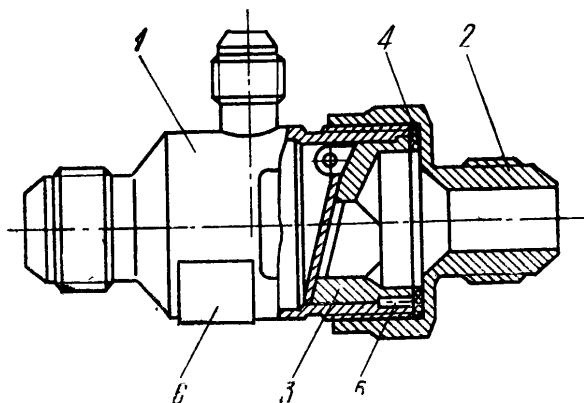


Рис. 53. Клапан 526100-10:

1 — корпус; 2 — крышка; 3 — клапан обратный; 4 — прокладка; 5 — штифт; 6 — трафарет

7.6. МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

(рис. 54)

7.6.1. Основные сведения

Масляная система самолета предназначена для подачи смазки к трущимся деталям двигателя и их охлаждения. В качестве смазки для двигателя М-14П применяются масла МК-22 или МС-20 (ГОСТ 1013—49). Допускается смешение указанных масел в любых пропорциях.

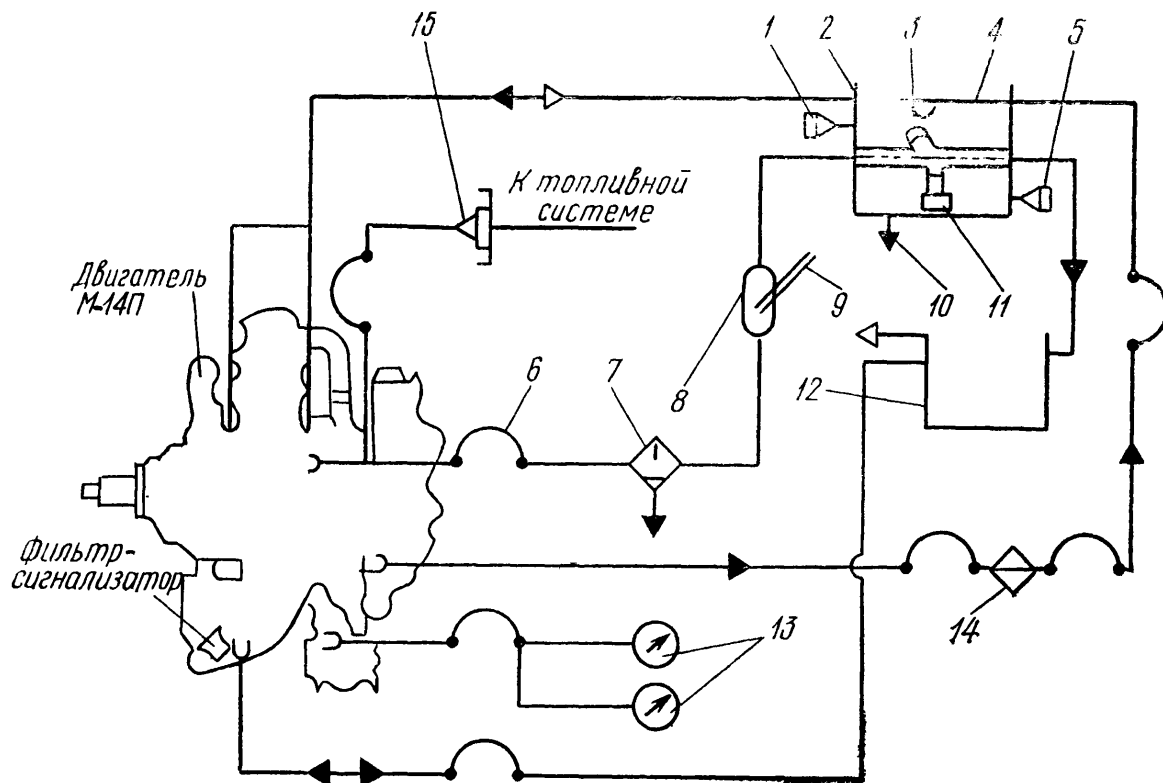


Рис. 54. Принципиальная схема маслосистемы:

1 — заправочная горловина; 2 — маслобак; 3 — заборник воздуха; 4 — лоток пеногасителя; 5 — горловина под масломерную линейку; 6 — гибкий шланг; 7 — фильтр-отстойник; 8 — маслокарман; 9 — приемник температуры П-1 (из комплекта индикатора ЭМИ03К); 10 — сливной кран 600500А; 11 — заборник масла; 12 — суфлерный бак; 13 — приемник давления масла ПМ15Б (из комплекта индикатора ЭМИ-3К); 14 — маслорадиатор 2281В; 15 — дозирующий жиклер системы разжижения масла бензином

Масляная система самолета состоит из насоса, бака емкостью 20 литров, фильтров, суфлерного бака, радиатора 2281В, маслопроводов, приемников и двух комплектов указателей давления и температуры масла. К масляной системе подключена система разжижения масла бензином с краном разжижения (изд. 772).

Циркуляция масла в системе принудительная и осуществляется двухступенчатым шестеренчатым насосом, установленным на задней крышке картера двигателя.

Маслопроводы выполнены из гибких шлангов и жестких трубопроводов.

Во время работы двигателя масло из бака самотеком посту-

пает по шлангу в фильтр и профильтрованное — на вход к маслонасосу. Затем нагнетающая ступень насоса подает масло под давлением в двигатель. В нем оно проходит по каналам, а также через зазоры между трущимися поверхностями деталей и форсунками направленной смазки. Затем масло стекает в отстойник двигателя, а из него через фильтр-сигнализатор раннего обнаружения стружки забирается откачивающей ступенью насоса, прокачивается через радиатор и охлажденное подается в бак. В нем масло стекает через подводящую трубку на лоток, где происходит отделение воздуха (пеногашение).

С атмосферой внутренние полости бака и двигателя сообщаются через два верхних суфлера (передний и задний) картера двигателя, соединенных общим трубопроводом, с верхней полостью масляного бака. Верхняя его полость сообщается с атмосферой через заборник воздуха и суфлерный бак.

Для бесперебойной работы масляной системы при всех эволюциях самолета заборник масла и воздуха масляного бака выполнены качающимися.

Для слива масла из системы имеются сливные устройства в баке, радиаторе и фильтре.

Давление и температура входящего в двигатель масла контролируются электрическими моторными индикаторами ЭМИ-ЗК, установленными в обеих кабинах. Два датчика ПМ-15Б давления масла установлены на стенке шпангоута 0. Два приемника П-1 температуры входящего масла установлены в маслокармане перед нагнетающей ступенью маслонасоса двигателя.

Для охлаждения масла в системе установлен воздушно-масляный радиатор с регулируемой площадью сечения выходного воздушного канала.

Для эксплуатации масляной системы в условиях отрицательных температур предусмотрена система разжижения масла бензином, которая облегчает и ускоряет подготовку двигателя к запуску и сам запуск.

Система разжижения состоит из крана (изд. 772), трубопроводов, нажимного выключателя управления краном разжижения и дозирующего жиклера $\varnothing 1,5^{+0,04}$ мм.

7.6.2. Краткие сведения об агрегатах

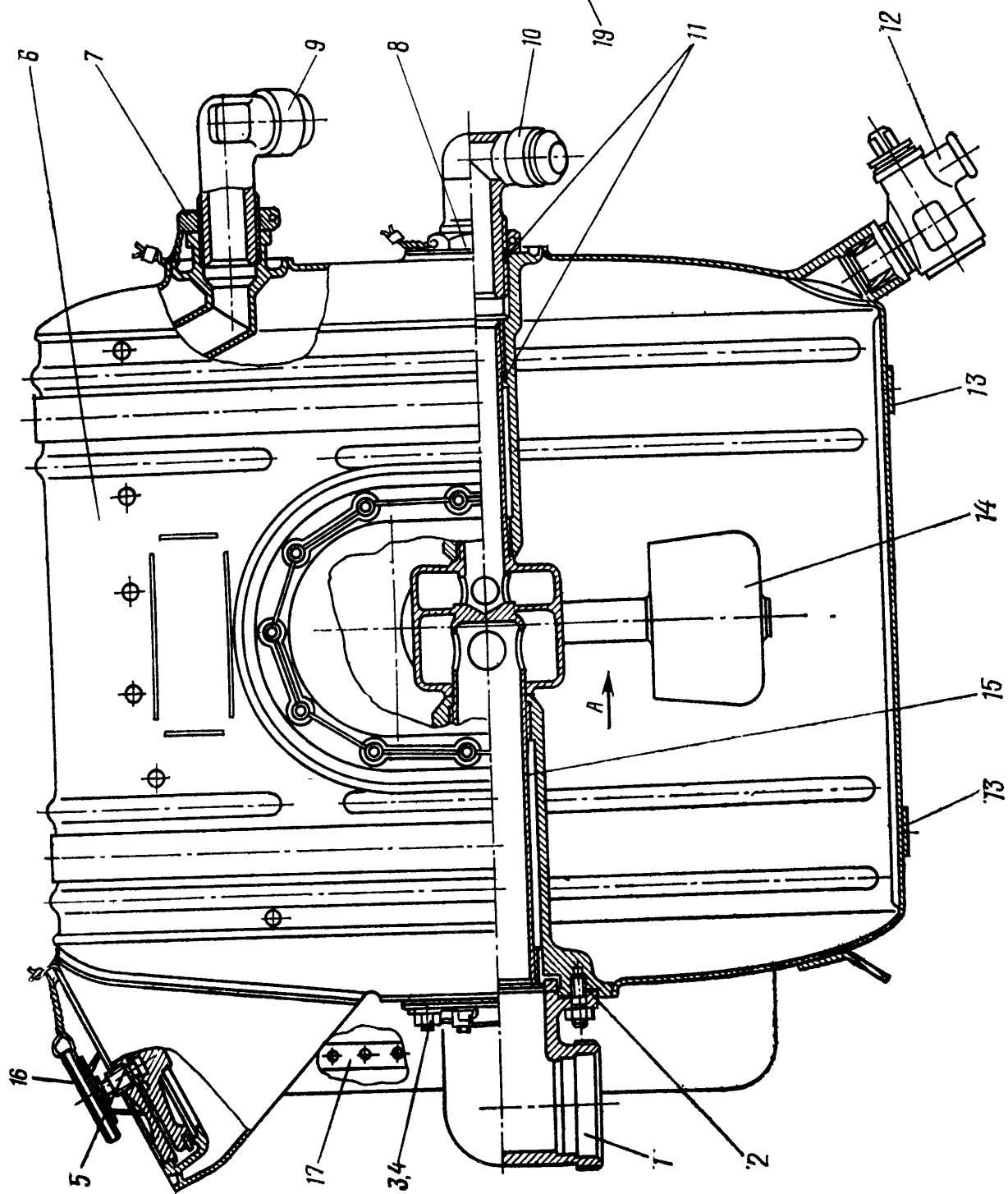
7.6.2.1. Масляный бак (рис. 55)

Масляный бак металлический, сварной конструкции. Он состоит из обечайки, двух днищ, кармана масломера и заливной горловины.

Рис. 55. Маслобак 526201-50:

1 — угольник; 2 — прокладка; 3 — гайка; 4 — шайба; 5 — крышка заливной горловины; 6 — бак; 7, 8 — контргайка; 9, 10 — штуцера; 11 — кольца; 12 — сливной кран; 13 — прокладка; 14 — заборник; 15 — ось; 16 — заглушка; 17 — масломер; 18 — заборник воздуха; 19 — заборник масла; 20 — корпус

Вид А. 1/4



К обечайке и днищам бака приварены штуцера: сливного крана, подводящего трубопровода, суфлерного трубопровода и масломера.

Заливная горловина образована стенкой и фланцем для крепления крышки заливной горловины.

К одной из боковых стенок обечайки приварен овальный фланец со шпильками. Отверстие фланца служит для монтажа заборников масла и воздуха и закрыто крышкой, закрепленной на шпильках гайками.

Внутри бака к обоим днищам по оси приварены опоры для установки заборников. В верхней части бака к обечайке и одному из днищ приклепан лоток для стока поступающего в бак масла. К этому же днищу приварен штуцер подводящего трубопровода с патрубком, подающим поступающее масло на лоток.

Полная емкость бака 22,5 л, максимальное количество заправляемого в бак масла 16 л (при перегоне), при пилотаже — 10 л. Минимальная заправка масла 8 л.

Для обеспечения бесперебойной работы масляной системы при эволюциях самолета заборники масла и воздуха выполнены качающимися. Они представляют собой цилиндрическое основание с приваренным к нему грузом. К основанию воздухозаборника с противоположной от груза стороны приварен еще патрубок.

Заборники с помощью гаек закрепляются на общем корпусе, центральная цилиндрическая часть которого разделена внутренней перегородкой на две полости. Корпус надевается на ось, закрепленную в опорах бака.

Ось внутри полая и делится внутренней глухой перегородкой на две части. С обеих сторон перегородки в оси просверлено по два взаимно перпендикулярных отверстия, сообщающих каждую часть оси с соответствующей полостью корпуса заборника.

К оси со стороны маслозаборника крепится отводящий трубопровод, а со стороны воздухозаборника — трубопровод, соединяющий маслобак с суфлерным баком.

Масломер представляет собой линейку, на одном конце которой закреплена крышка с головкой. Крышка ввертывается в штуцер кармана масломера. На линейке просверлен ряд отверстий диаметром 2 мм и два отверстия диаметром 4 мм. По осям отверстий нанесены цифры. Расстояние между отверстиями соответствует по объему одному литру масла. Отверстия диаметром 4 мм соответствуют предельным эксплуатационным уровням заливаемого масла и отмечены надписями «min.» и «max.».

Слив масла из бака осуществляется сливным краном 600500А нажимного типа.

Масляный бак установлен в верхней части передней стенки шпангоута 0 фюзеляжа на ложементях, оклеенных войлоком, к которым он крепится стальными лентами с тандерами.

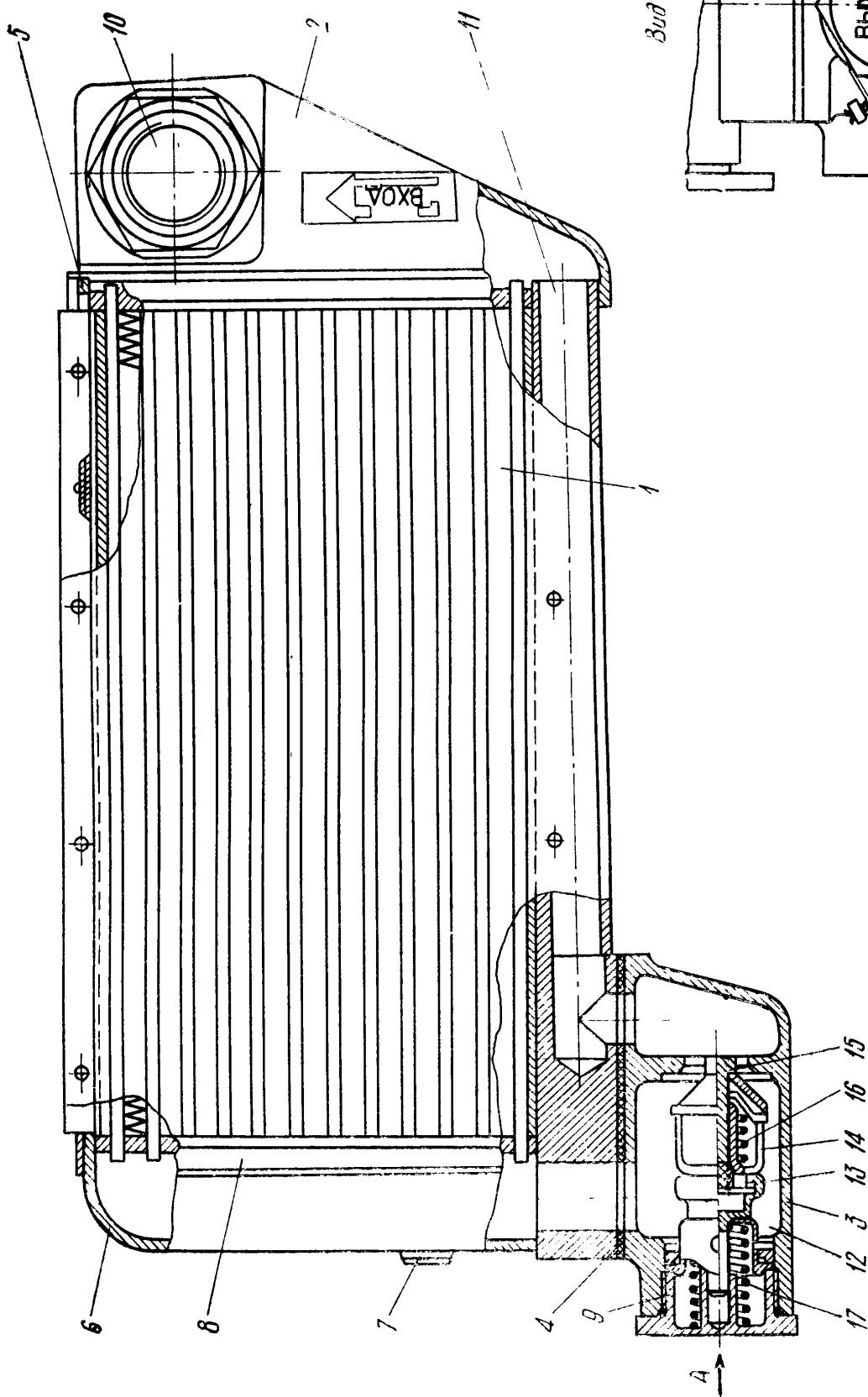


Рис. 56. Маслорадиатор 2281В:

1 — корпус секции; 2 — крышка входа; 3 — корпус терморегулятора; 4 — прокладка; 5 — профиль; 6 — крышка выхода; 7 — скоба; 8 — профиль; 9 — клапан; 10 — штуцер; 11 — перепускная магистраль; 12 — термочувствительная масса; 13 — мембрана; 14 — пробка; 15 — шток; 16 — возвратная пружина; 17 — пружина

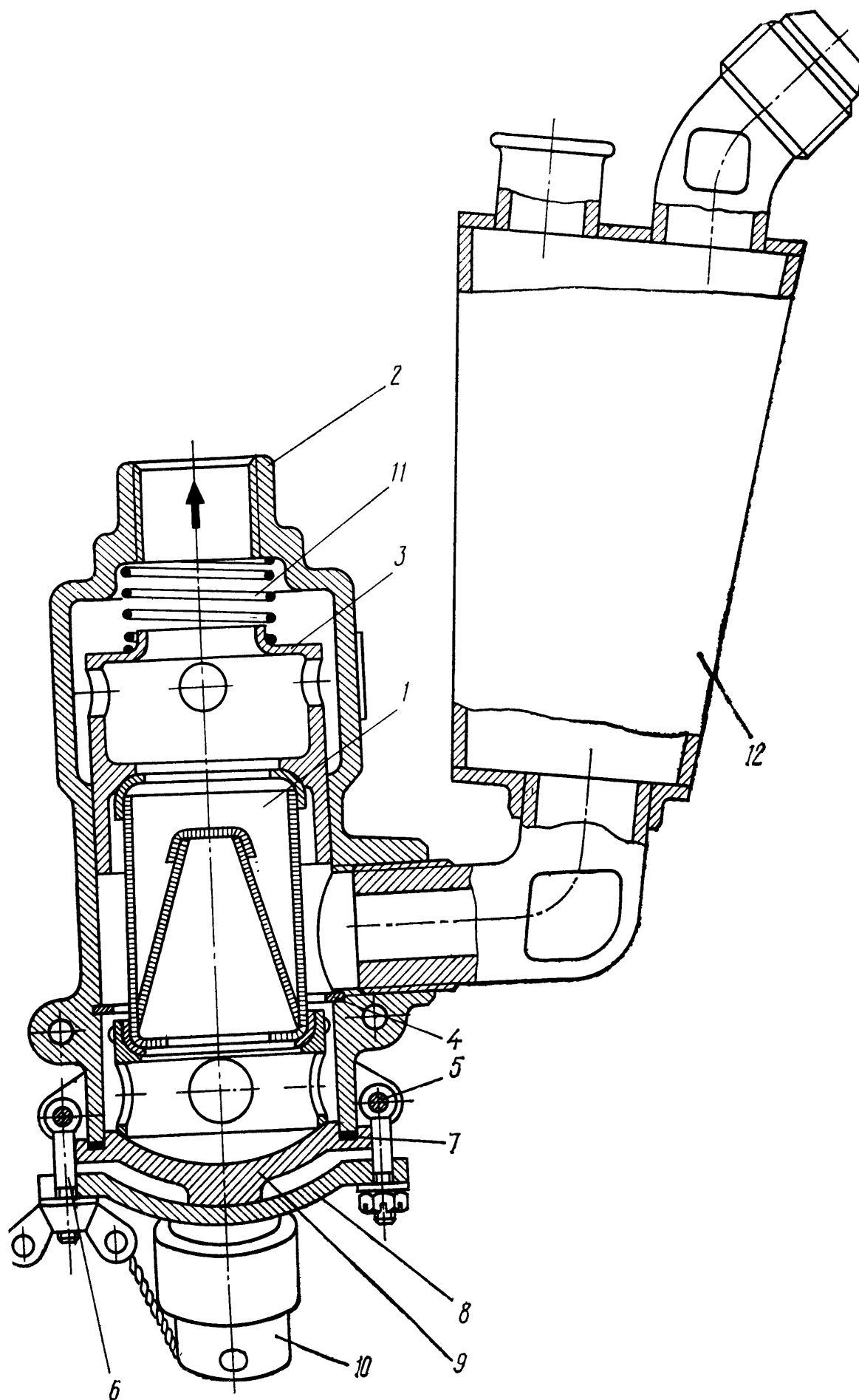


Рис. 57. Фильтр с маслокарманом:

1 — фильтр; 2 — корпус; 3 — стакан; 4 — кольцо; 5, 6 — болт; 7 — прокладка;
8 — траверса; 9 — крышка; 10 — пробка; 11 — пружина; 12 — маслокарман

7.6.2.2. Обтекатель маслорадиатора (рис. 56)

Маслорадиатор установлен в правой консоли крыла между нервюрами 1 и 2 за лонжероном и крепится с помощью профилей. Маслорадиатор закрыт съемным обтекателем. Выходное отверстие обтекателя закрыто управляемой створкой, посредством которой регулируется размер выходного отверстия канала масляного радиатора.

Управление створкой механическое. К створке приклепано ухо для подсоединения тяги управления створкой. Проводка управления выполнена в виде тяг полужесткого типа. Рычаг управления створкой установлен в кабине, на правом пульте.

7.6.2.3. Фильтр (рис. 57)

Фильтр состоит из корпуса, крышки со сливной пробкой, траверсы, запирающей крышку, опорного кольца, стакана, пружины и фильтрующего элемента. Фильтрующий элемент закреплен на крышке и своим верхним кольцом упирается в стакан. Между верхним торцом стакана и корпусом размещена пружина. Корпус имеет два отверстия с резьбой: боковое — для входа, верхнее — для выхода профильтрованного масла.

Конструкция фильтра обеспечивает легкое снятие фильтрующего элемента для осмотра или промывки без слива масла из масляного бака.

При снятии крышки с фильтрующим элементом стакан под действием пружины опускается вниз до опорного кольца и перекрывает входное отверстие корпуса.

Фильтр установлен на стенке шпангоута 0 и крепится к ней болтами с гайками за уши корпуса.

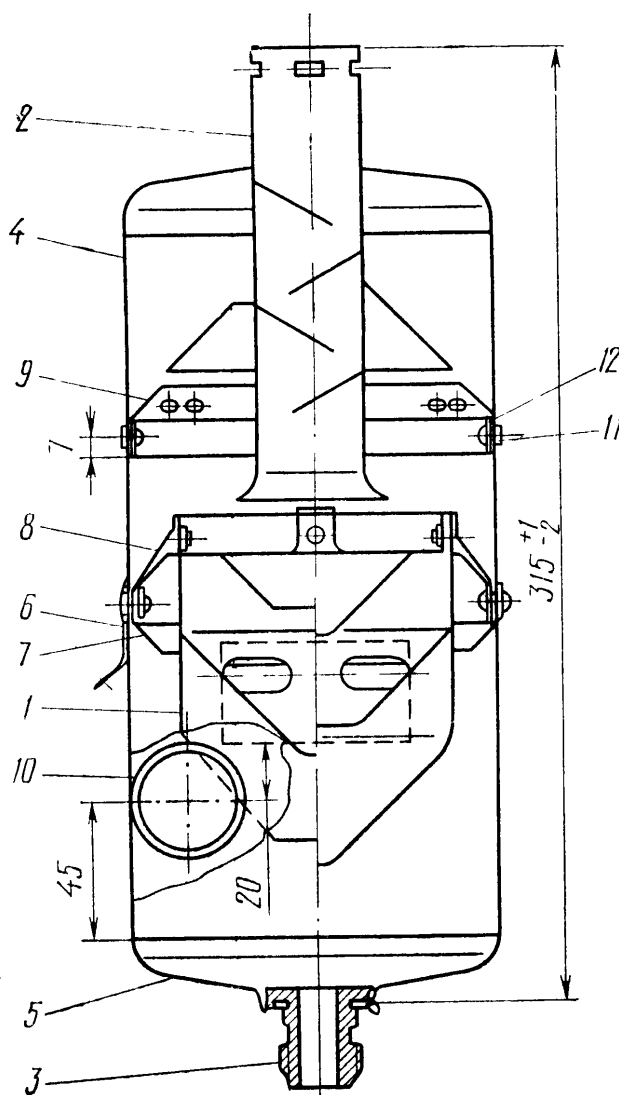


Рис. 58. Суфлерный бак 526202-00:

1 — отражатель; 2 — лабиринт; 3 — штуцер; 4 — цилиндр; 5 — днище; 6 — ушко; 7 — кольцо; 8 — диафрагма; 9 — кольцо; 10 — патрубок; 11 — заклепка; 12 — шайба

8. ОБОРУДОВАНИЕ

8.1. ОБОРУДОВАНИЕ КАБИН

(рис. 59, 60)

8.1.1. Оборудование первой кабины

Приборная доска состоит из трех панелей: левой, средней и правой. Боковые левая и правая панели жестко прикреплены к каркасу фюзеляжа винтами с анкерными гайками. Средняя па-

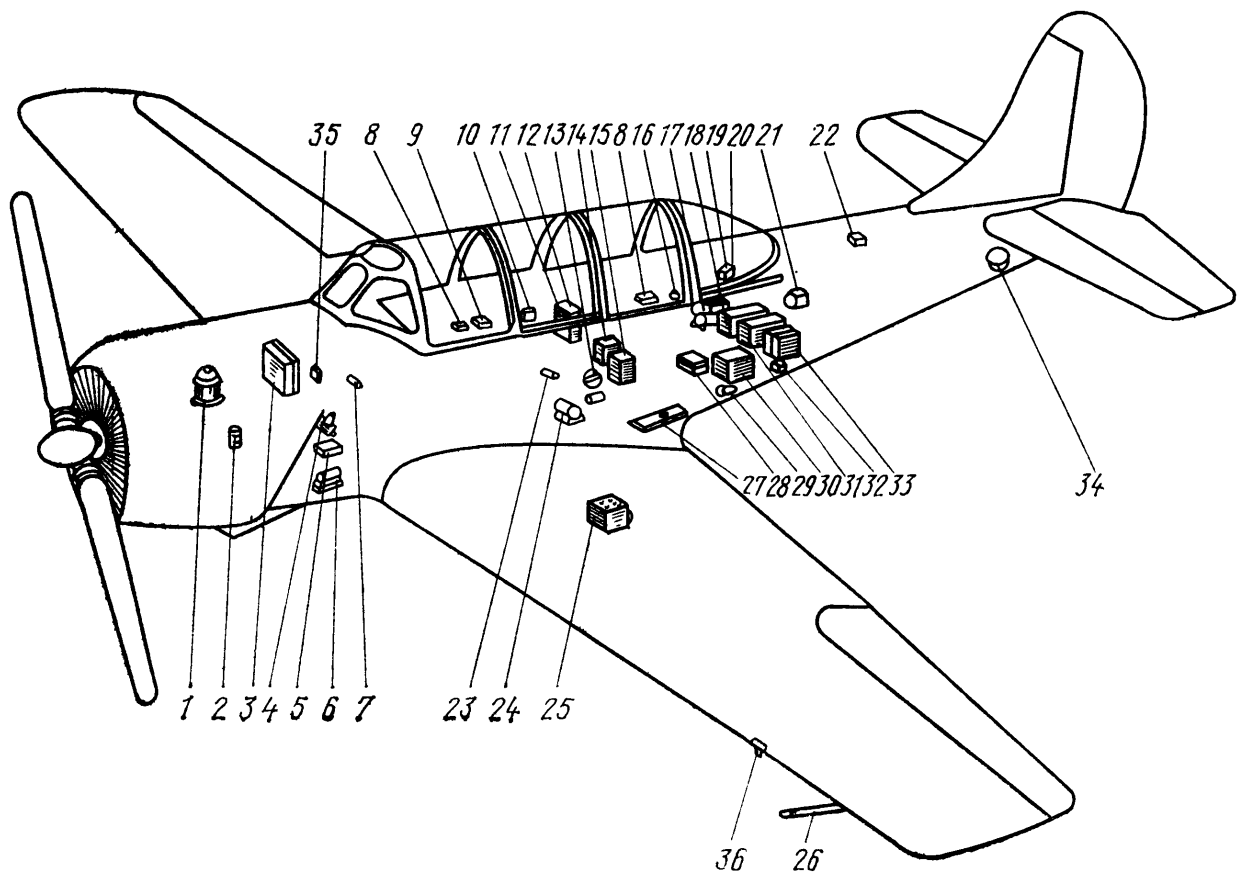


Рис. 59. Оборудование:

1 — генератор ГСР-3000М; 2 — датчик тахометра ДТЭ-6Т; 3 — щиток питания; 4 — пусковая катушка КП-4716; 5 — автомат защиты от перенапряжения АЗП-А2; 6 — регулятор напряжения Р-27; 7 — электроклапаны КЭ-1, КЭ-2, КЭ-4; 8 — пульт управления АРК-15М; 9 — пульт управления ГМК-ПУ-26; 10 — щиток звуковой сигнализации; 11 — щиток реле; 12 — выключатель коррекции ВК-53 РШ; 13 — гироагрегат ГА-5; 14 — усилительный блок СПУ-9; 15 — автомат согласования АС-1; 16 — контрольный разъем АРК-15М; 17 — преобразователь ПТ-200Ц; 18 — приемопередатчик «Баклан-5»; 19 — эквивалент кабеля рамки АРК-15М; 20 — блок механический переходной БМП; 21 — коррекционный механизм КМ-8; 22 — штыревая антенна; 23 — электромагнитный клапан КП-53М; 24 — преобразователь ПАГ-1 ФП; 25 — аккумуляторная батарея 12АСАМ-23; 26 — приемник воздушного давления ПВД-6М; 27 — рамочная антенна АРК-15М; 28 — щиток переменного тока; 29 — разъем аэродромного питания ШРАП-500К; 30 — самописец скорости и высоты К2-715; 31 — приемник АРК-15М; 32 — переключатель пультов АРК-15М; 33 — пульт предварительной настройки АРК-15М; 34 — индукционный датчик ИД-3; 35 — блок БВС (ССКУА-1); 36 — датчик ДС-1 (ССКУА-1)

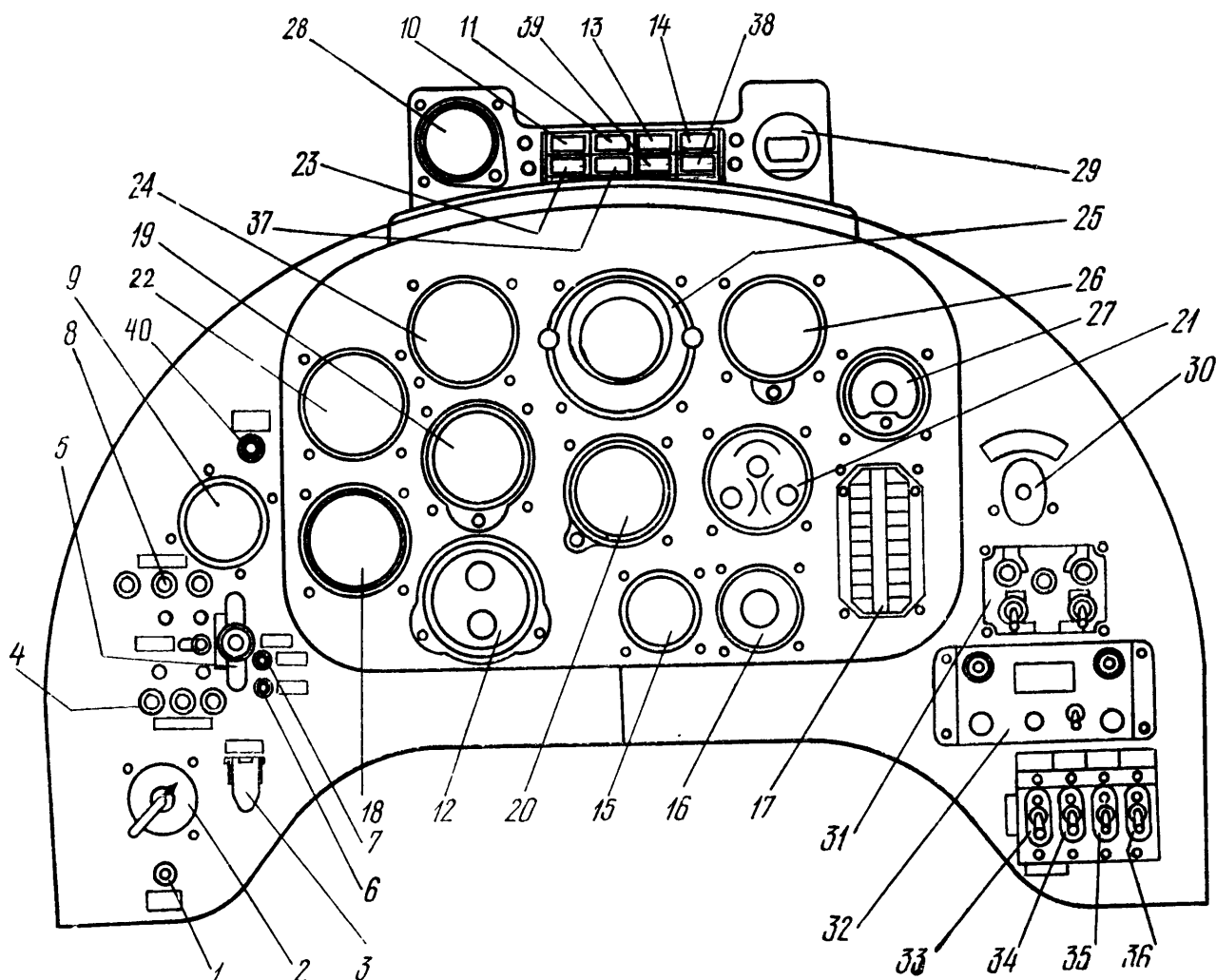


Рис. 60. Приборная доска первой кабины:

1 — кнопка «КОНТР. ЛАМП КНР»; 2 — Переключатель магнето ПМ-1; 3 — кнопка «ЗАПУСК ДВИГ.» КНР; 4 — сигнальные лампы «ШАССИ ВЫПУЩЕНО» СМ-28-2-3; 5 — кран «ШАССИ ВЫПУЩЕНО — УБРАНО» 62530М; 6 — сигнальная лампа «ЩИТКИ ВЫП.» СМ-28-2-Ж; 7 — сигнальная лампа «ЩИТКИ УБР.» СМ-28-2-3; 8 — сигнальные лампы «ШАССИ УБРАНО» СМ-28-2-К; 9 — сдвоенный манометр сжатого воздуха 2М-80К; 10 — сигнальная лампа «СРЫВ» ТС-5-К; 11 — сигнальная лампа «ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ» ТС-5-Ж; 12 — часы; 13 — сигнальная лампа «СТРУЖКА В МАСЛЕ» ТС-5-Ж; 14 — сигнальная лампа «ОТКАЗ ГЕНЕР» ТС-5-К; 15 — термометр смеси ТУЭ-48К; 16 — указатель температуры цилиндров ТЦТ-13К; 17 — указатель сигнализатора уровня топлива ИУТ-3-1; 18 — мановакуумметр МВ-16К; 19 — высотомер ВД-10К; 20 — указатель УГР-4УК; 21 — указатель индикатора ЭМИ-3К УКЗ-1; 22 — тахометр ИТЭ-1К; 23 — сигнальная лампа «ПРЕДЕЛ — 6Н. ПЕРЕГР.» ТС-5-К; 24 — указатель скорости УС-450К; 25 — авиагоризонт АГИ-1К; 26 — указатель ДА-30; 27 — вольтамперметр ВА-2К; 28 — акселерометр АМ-9С; 29 — компас КИ-13К; 30 — заливной шприц 740400; 31 — абонентский щиток СПУ-9; 32 — пульт управления радиостанцией «Баклан-5»; 33 — переключатель «АККУМ. — ОТКЛ. — АЭР. ПИТ.» ППНГ-15К; 34 — выключатель «ГЕНЕР.» ВГ-15К-10; 35 — автомат защиты «ЗАЖИГАНИЕ» АЗГРК-10; 36 — автомат защиты «ОБОГР. ПВД ЧАСЫ» АЗГРК-10; 37 — сигнальная лампа «ГМК НЕ ПОЛЬЗ.» ТС-5-Ж; 38 — сигнальная лампа «ОБОГРЕВ ПВД» РТС-5-3; 39 — сигнальная лампа «ОБОГРЕВ ДС» ТС-5-3; 40 — кнопка «КОНТР. СРЫВА» КНР

нель установлена на четырех амортизаторах и выполнена откидной и легкоъемной. Для снятия панели необходимо отвернуть две верхние гайки и вынуть две нижние шпильки с фиксирующим стопором.

На левой панели приборной доски установлены:
кнопка запуска двигателя;
переключатель магнето ПМ-1;
сдвоенный манометр сжатого воздуха 2М-80К;
кран 625300М шасси;

сигнальные лампы положения шасси;
сигнальные лампы посадочных щитков;
кнопка «КОНТР. ЛАМП»;
кнопка «КОНТРОЛЬ СРЫВА».

На правой панели приборной доски установлены:

заливной шприц;
абонентский щиток СПУ-9;
пульт управления радиостанцией «Баклан-5»;
автомат защиты АЗРГК-10 «ОБОГРЕВ ПВД-ЧАСЫ»;
автомат защиты АЗРГК-10 «ЗАЖИГАНИЕ»;
выключатель ВГ-15К «ГЕНЕР»;
переключатель ППНГ-15К «АККУМ.-ОТКЛ.-АЭР. ПИТ.».

На средней панели приборной доски установлены:

указатель скорости УС-450К;
авиагоризонт АГИ-1К;
высотомер ВД-10К;
часы АЧС-1К;
указатель трехстрелочного индикатора ЭМИ-3К;
мановакууметр МВ-16К;
вольтамперметр ВА-2К;
термометр смеси ТУЭ-48К;
указатель температуры цилиндров ТЦТ-13К;
тахометр ИТЭ-1Т;
указатель УГР-4УК;
комбинированный прибор ДА-30И;
указатель сигнализатора топлива ИУТ-3-1.

На зашивке приборной доски установлены акселерометр АМ-9С, компас КИ-13К и сигнальные табло: «ПРЕДЕЛЬН. ПЕРЕГР.», «ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ», «СРЫВ», «СТРУЖКА В МАСЛЕ», «ОТКАЗ ГЕНЕР.», «ГМҚ НЕ ПОЛЬЗ.», «ОБОГРЕВ ПВД.», «ОБОГРЕВ-ДС.».

На левом борту первой кабины расположен левый пульт, на котором установлены (рис. 61):

рычаг управления дроссельной заслонкой карбюратора с кнопками «РАДИО» и «СПУ»;
рычаг управления шагом винта;
рычаг стопора;
кран управления посадочными щитками;
рычаг управления пожарным краном;
кран воздушной сети 525502-140;
регулятор напряжения генератора;
автомат защиты АЗРГК-5 УКВ;
автомат защиты АЗРГК-2 СПУ;
автомат защиты АЗРГК-5 ПАГ-1;
автомат защиты АЗРГК-5 «СИГН. ШАССИ»;
автомат защиты АЗРГК-20 ПТ-200;
автомат защиты АЗРГК-5 «ПРИБ. ДВИГ.»;
автомат защиты АЗРГК-2 АРК;

автомат защиты АЗРГК-2 ГМК.

Над левой панелью установлен переключатель «ПРИВОДНАЯ Д-Б».

На правом борту первой кабины расположен правый пульт, на котором установлены:

автомат защиты АЗРГК-2 «СРЫВ»;

автомат защиты АЗРГК-5 «ОБОГРЕВ ДС»;

рычаг управления жалюзи;

рычаг управления подогревом смеси;

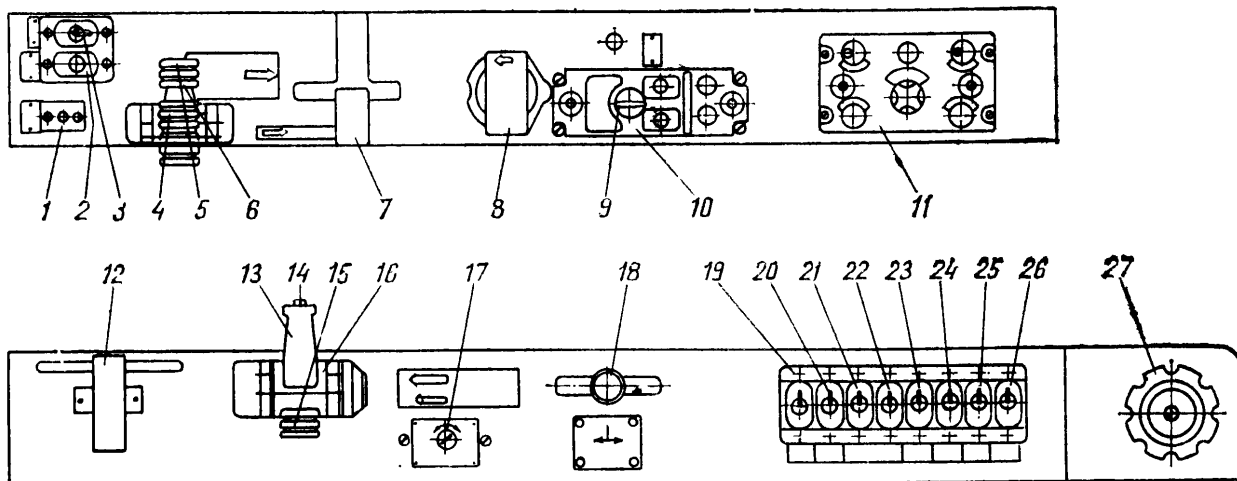


Рис. 61. Пульты. 1-я кабина:

1 — переключатель (ПНГ-15) «РАЗЖИЖЕНИЕ МАСЛА»; 2 — автомат защиты АЗРГК-5-2с «ОБОГРЕВ ДС»; 3 — автомат защиты АЗРГК-2-5с «СРЫВ»; 4 — ручка стопора; 5 — ручка управления заслонкой маслорадиатора; 6 — ручка управления жалюзи; 7 — ручка управления подогрева смеси; 8 — аварийный кран шасси; 9 — светосигнализатор МС-2-4 (зеленый); 10 — пульт управления АРК 15М; 11 — пульт управления ГМК-1АЭ; 12 — ручка управления пожарным краном; 13 — ручка управления газом; 14 — кнопки «РАДИО» и «СПУ»; 15 — ручка управления шагом винта; 16 — ручка стопора; 17 — выносное сопротивление ВС 25-Б; 18 — кран сети; 19 — автомат защиты АЗРГК-2-2с «ГМК»; 20 — автомат защиты АЗРГК-2-2с «АРК»; 21 — автомат защиты АЗРГК-5-2с «ПРИБОРЫ ДВИГАТЕЛЯ»; 22 — автомат защиты АЗРГК-5-2с «ПТ-200»; 23 — автомат защиты АЗРГК-5-2с «Сигнализация шасси»; 24 — автомат защиты АЗРГК-5-2с «ПАГ 1»; 25 — автомат защиты АЗРГК-2-2с «СПУ»; 26 — автомат защиты АЗРГК-5-2с «УКВ»; 27 — кран посадочных щитков

рычаг управления створкой маслорадиатора;

рычаг стопора;

кран аварийного выпуска шасси;

пульт управления радиокомпасом АРК-15М;

пульт управления ПУ-26 из комплекта ГМК-1АЭ;

выключатель «РАЗЖ. МАСЛА».

На правом борту над пультом расположены пять кассет поправочных графиков и таблица разжижения масла.

8.1.2. Оборудование второй кабины (рис. 62)

Приборная доска состоит из трех панелей: левой, средней и правой.

Боковые левая и правая панели жестко прикреплены к каркасу фюзеляжа винтами с анкерными гайками. Средняя панель установлена на четырех амортизаторах и выполнена откидной

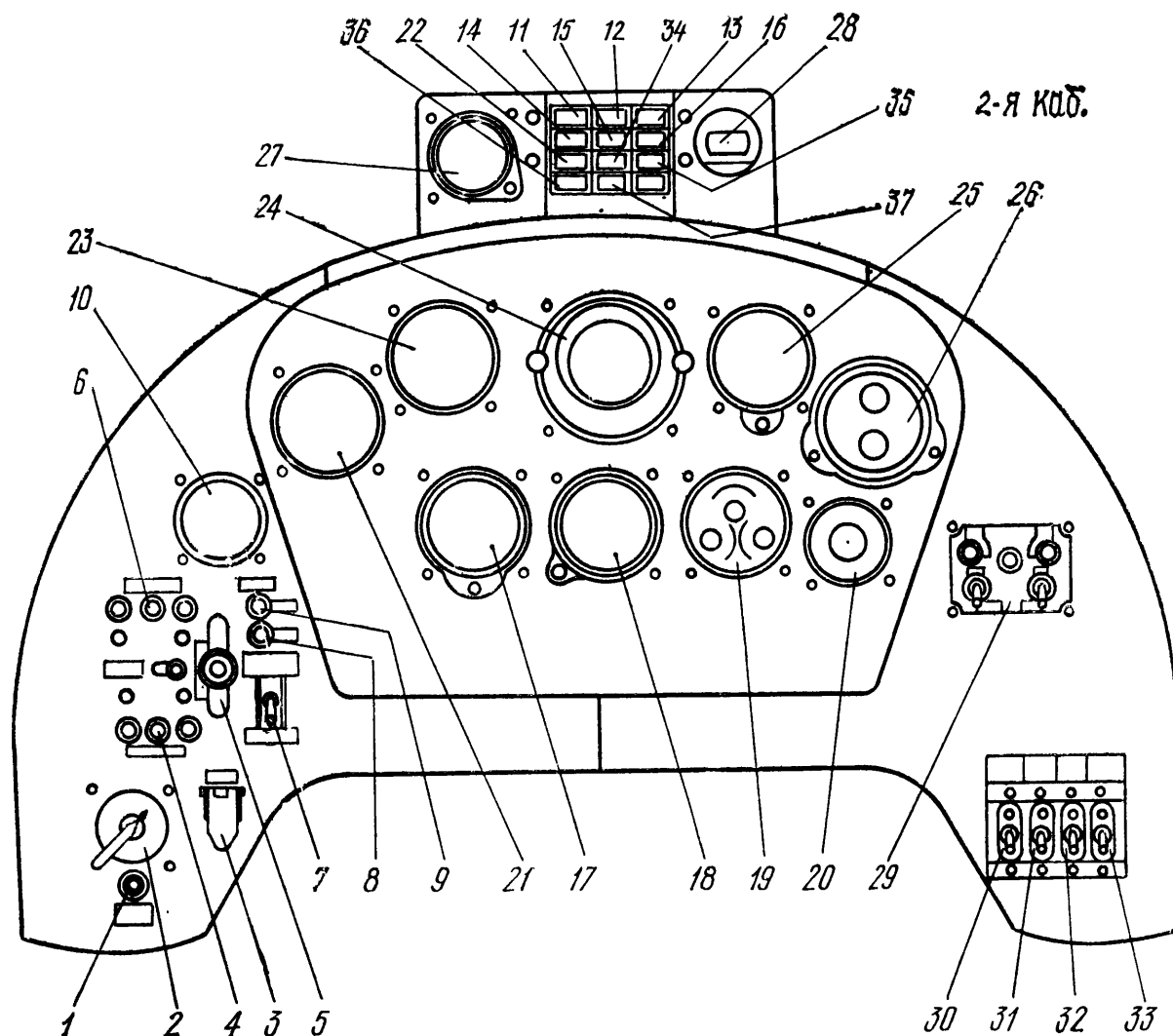


Рис. 62. Приборная доска 2-й кабины:

1 — кнопка «КОНТР. ЛАМПА» КНР; 2 — переключатель магнето ПМ-1; 3 — кнопка «ЗАПУСК ДВИГ.» КНР; 4 — сигнальные лампы «ШАССИ ВЫПУЩЕНО» СМ-28-2-3; 5 — командный кран «ШАССИ ВЫПУЩЕНО — УБРАНО» 525502-10; 6 — сигнальные лампы «ШАССИ УБРАНО» СМ-28-2-К; 7 — переключатель «ЗАЖИГАНИЕ 1 КАБИНА — 2 КАБИНА» 2ВГ-15К; 8 — сигнальная лампа «ЩИТКИ ВЫП.» СМ-28-2-Ж; 9 — сигнальная лампа «ЩИТКИ УБР.» СМ-28-2-3; 10 — двойной манометр сжатого воздуха 2М-80К; 11 — сигнальная лампа «ПРЕДЕЛЬН. ПЕРЕГР.» ТС-5-К; 12 — сигнальная лампа «СРЫВ» ТС-5-К; 13 — сигнальная лампа «ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ» ТС-5-Ж; 14 — сигнальная лампа «ОТКАЗ ГЕНЕР.» ТС-5-К; 15 — сигнальная лампа «ГОРЮЧ. 12 л ЛЕВ.» ТС-5-К; 16 — сигнальная лампа «ГОРЮЧ. 12 л ПРАВ.» ТС-5-К; 17 — высотомер ВД-10К; 18 — указатель УГР-4УК; 19 — указатель индикатора ЭМИ-3К УКЗ-1; 20 — указатель температуры цилиндров ТЦТ-13К; 21 — тахометр ИТЭ-1К; 22 — сигнальная лампа «АККУМ. ВКЛ.» ТС-5-3; 23 — указатель скорости УС-450К; 24 — авиагоризонт АГИ-1К; 25 — указатель ДА-30; 26 — часы АЧС-1К; 27 — акселерометр АМ-9С; 28 — компас КИ-13К; 29 — абонентский щиток СПУ-9; 30 — автомат защиты «ПИТАН.» имитации отказов приборов АЗРГК-10; 31 — выключатель имитации отказа УС-450 ВГ-15К; 32 — выключатель имитации отказа АГИ-1 ВГ-15К; 33 — выключатель имитации отказа ДА-30И и ВД-10 ВГ-15К; 34 — сигнальная лампа «ГМК НЕ ПОЛЬЗ.» ТС-5-Ж; 35 — сигнальная лампа «СТРУЖКА В МАСЛЕ» ТС-5-Ж; 36 — сигнальная лампа «ОБОГРЕВ ПВД» ТС-5-3; 37 — сигнальная лампа «ОБОГРЕВ ДС» ТС-5-3

и легкоъемной. Для снятия панели необходимо отвернуть две верхние гайки и вынуть две нижние шпильки с фиксирующимся стопором.

На левой панели приборной доски установлены:
кнопка запуска двигателя;
переключатель магнето ПМ-1;
двойной манометр сжатого воздуха 2М-80К;
кран шасси 625300М;

сигнальные лампы положения шасси;
кнопка КНР контроля ламп;
переключатель «ЗАЖИГАНИЕ 1 КАБ.-2 КАБ»;
сигнальные лампы посадочных щитков.

На зашивке приборной доски установлены акселерометр АМ-9С, компас КИ-13К, сигнальные табло: «ПРЕДЕЛЬН. ПЕРЕГР.»; «ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ»; «СРЫВ»; «ОТКАЗ ГЕНЕР.»; «ГОРЮЧ. 12 л ЛЕВ.»; «ГОРЮЧ. 12 л ПРАВ.»; «АККУМ.»; «ВКЛ.», «ГМК НЕ ПОЛЬЗОВ.»; «СТРУЖКА В МАСЛЕ»; «Обогрев ПВД»; «ОБОГРЕВ ДС».

На левом борту второй кабины расположен левый пульт, на котором установлены (рис. 63):

рычаг управления дроссельной заслонкой карбюратора с кнопками «РАДИО» и «СПУ»;
рычаг управления шагом винта;
рычаг стопора;
рычаг управления пожарным краном;
автомат защиты АЗРГК-5 «РАСТОРМАЖИВАНИЕ»;
кран управления посадочными щитками.

На правом борту второй кабины расположен правый пульт, на котором установлены:

пульт управления радиокompасом АРК-15М;
кнопка КНР «УПРАВЛЕНИЕ АРК»;
сигнальная лампа АРК;
кран аварийного выпуска шасси.

На ручке пилота установлена кнопка (растормаживание) управления электромагнитным клапаном УП53/1М.

На правой панели приборной доски установлены:

выключатель имитации отказа УС-450 в первой кабине;
выключатель имитации отказа АГИ-1 в первой кабине;
выключатель имитации отказа ДА-30И и ВД-10 в первой кабине;

автомат защиты «ПИТАНИЕ» имитации отказов приборов;
абонентский щиток СПУ-9.

На средней панели приборной доски установлены:

часы АЧС-1К;
указатель скорости УС-450К;
высотомер ВД-10К;
авиагоризонт АГИ-1К;
указатель УГР-4УК;
комбинированный прибор ДА-30;
указатель индикатора ЭМИ-3К;
тахометр ИТЭ-1К;
указатель температуры цилиндров ТЦТ-13К.

На правом борту над пультом расположены четыре кассеты поправочных графиков.

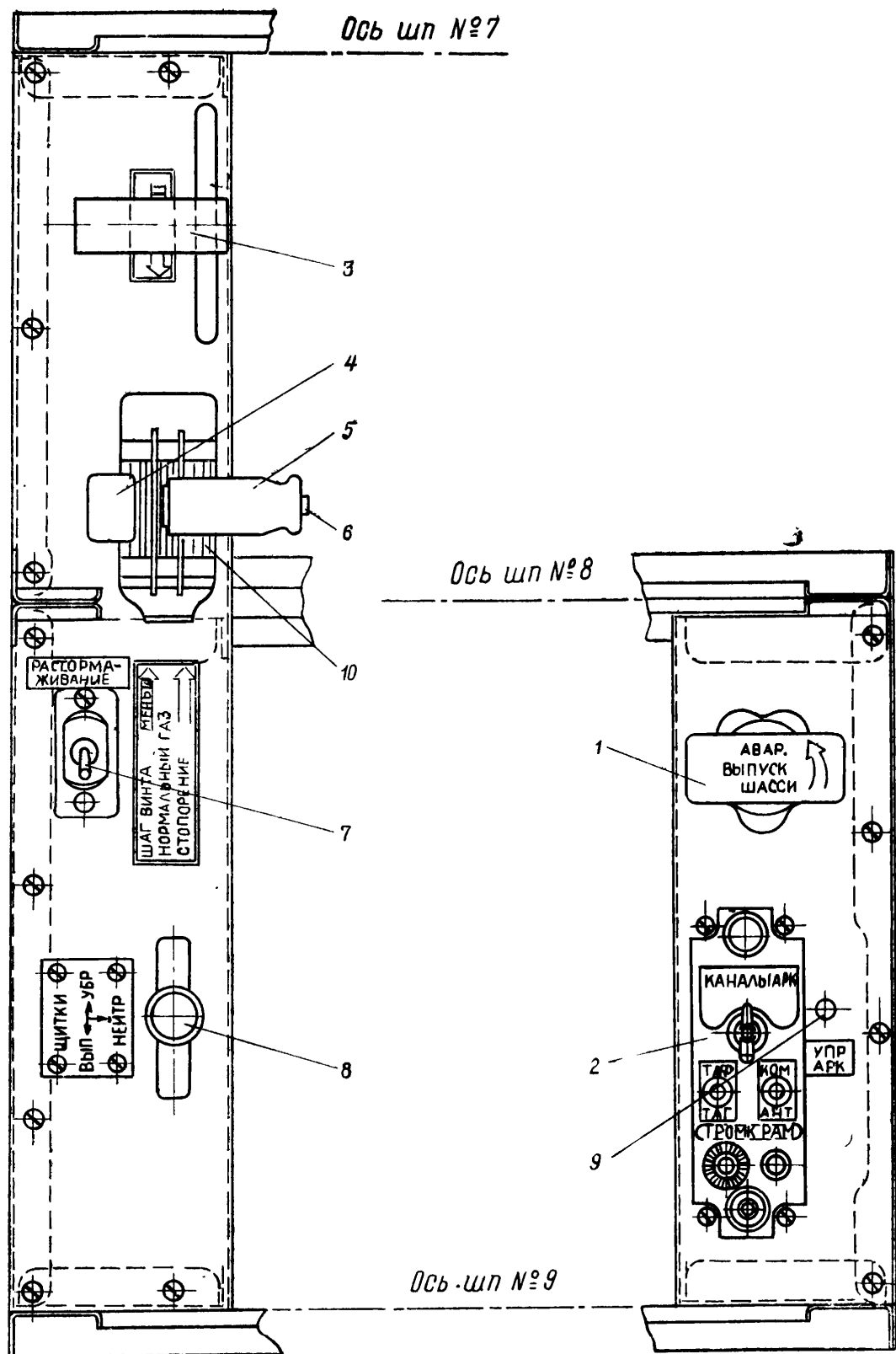


Рис. 63. Пульты. 2-я кабина:

1 — аварийный кран шасси; 2 — пульт управления АРК 15М; 3 — ручка управления пожарным краном; 4 — ручка управления шагом винта; 5 — ручка управления газом; 6 — кнопки «РАДИО» и «СПУ»; 7 — автомат защиты АЗРГК-5-2 «Растормаживание»; 8 — кран посадочных щитков; 9 — светосигнализатор «Упр. АРК»; 10 — ручка стопора

8.2. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.2.1. Общая часть

Пилотажно-навигационное оборудование контролирует положение самолета относительно земли и осуществляет навигацию.

К этой группе оборудования относятся:

курсовая система ГМК-1АЭ;

выключатель коррекции ВК-53РШ;

указатель УГР-4УК;

комбинированный прибор ДА-30;

система ПВД;

пилотажно-навигационные приборы: магнитный компас КИ-13К, авиагоризонт АГИ-1К, двухстрелочный высотомер ВД-10К, указатель скорости УС-450К, авиационные часы АЧС-1К, акселерометр АМ-9С, бароспидограф К2-715;

система ССКУА-1.

8.2.2. Курсовая система ГМК-1А (ГМК-1АЭ)

Курсовая система ГМК-1А (ГМК-1АЭ) служит для определения и указания курса, углов разворота самолета.

В комплект ГМК-1А (ГМК-1АЭ) входят:

1. Индукционный датчик ИД-3.
2. Коррекционный механизм КМ-8.
3. Пульт управления ПУ-26 (ПУ-26Э).
4. Гироагрегат ГА-6.
5. Указатель УГР-4УК.
6. Автомат согласования АС-1.

Курсовая система ГМК-1А отличается от курсовой системы ГМК-1АЭ пультом управления. Пульт управления ПУ-26Э не имеет схемы астрокоррекции, которая на данном самолете не используется.

В соответствии с выбранным видом коррекции показаний гироагрегата курсовая система может работать в одном из двух режимов:

режиме магнитной коррекции (МК);

режиме гирополукомпас (ГПК).

В режиме МК решается задача по определению магнитного курса. Электрические сигналы, пропорциональные магнитному курсу, выработанные индукционным датчиком ИД-3, поступают в коррекционный механизм КМ-8 и после отработки сравниваются с сигналами курса с гироагрегата ГА-6. При рассогласовании ИД-3 и ГА-6 из коррекционного механизма выдается сигнал рассогласования, который после усиления поступает в гироагрегат для согласования сельсина-датчика ГА-6 по магнитному курсу.

Таким образом, каждому развороту самолета, а следовательно, и индукционного датчика ИД-3 на какой-либо угол в горизонтальной плоскости соответствует разворот на такой же угол ротора сельсина-датчика гироагрегата, который находится на вертикальной оси ГА-6.

Гироагрегат ГА-6 является одним из основных агрегатов курсовой системы и служит для запоминания, осреднения курса самолета, определяемого индукционным датчиком, и выдачи его на визуальные приборы.

Режим гирополукомпаса (ГПК) является основным режимом работы, обеспечивающим наибольшую точность в выдерживании заданного направления и полет по наикратчайшему расстоянию — ортодромии.

При работе курсовой системы в режиме гирополукомпаса автоматическая коррекция курсового гироскопа от магнитного датчика отключается. В этом случае курсовой гироскоп гироагрегата остается единственным чувствительным элементом, продолжающим выдавать курс самолета с необходимой точностью. В режиме ГПК точность выдачи курса курсовым гироскопом, предварительно откорректированным по ИД-3, зависит от величины его «уходов» в азимуте.

Астатический гироскоп с тремя степенями свободы имеет «кажущийся» уход, зависящий от вертикальной составляющей угловой скорости суточного вращения земли, и уход от внешних моментов, действующих относительно горизонтальной оси гироскопа.

Для компенсации «кажущихся» уходов гироскопа предусмотрена широтная коррекция.

Кроме основных режимов работы МК и ГПК, курсовая система имеет вспомогательные режимы работы:

режим пуска — обеспечивает после включения питания автоматическое согласование системы по магнитному курсу независимо от того, в каком положении находится переключатель режимов МК-ГПК на пульте управления. Примерно через минуту ГМК-1А переходит в режим, заданный на пульте управления;

режим автоматического согласования обеспечивает автоматическое включение скорости быстрого согласования при переключении переключателя режимов из положения «ГПК» в положение «МК» в случае наличия в системе рассогласования между гироскопическим и магнитным курсом;

режим контроля осуществляется в режиме МК и обеспечивает быструю и эффективную проверку работоспособности курсовой системы как перед полетом, так и во время полета путем установки переключателя «КОНТРОЛЬ» на пульте в положение «0» или «300».

В курсовой системе имеется встроенный контроль работо-

способности гироагрегата ГА-6. При завале гироскопа на пульте управления загорается лампа «ЗАВАЛ. ГА».

При работе системы в режиме МК переключатель ЗК на пульте выполняет функции кнопки быстрого согласования. В режиме ГПК переключатель ЗК выполняет функции курсозадатчика.

Основные данные

Погрешность выдачи сигналов магнитного курса, не более	$\pm 1,5^\circ$
Погрешность от уходов оси гироскопа гироагрегата ГА-6 в азимуте при его работе в режиме «ГПК» за 1 ч работы в нормальных условиях, не более	$\pm 2,5^\circ$
Дистанционная погрешность при выдаче углов отклонения в азимуте с сельсина-датчика гироагрегата ГА-6 не более	$\pm 0,6^\circ$
Время готовности к работе:	
в режиме МК, не более, мин	3
в режиме ГПК, не более, мин	5
Электропитание:	
напряжение трехфазного переменного тока	
частотой 400 ± 8 Гц, В	$36 \pm 1,8$
напряжение постоянного тока, В	$27 \pm 2,7$
Потребляемая мощность:	
по переменному току, Вт	60
по постоянному току, Вт	25
Скорости согласования:	
нормальная скорость в режиме «МК», град/мин	1,5—7
быстрая скорость в режиме «МК», не менее, град/с	6
скорость отработки от курсозадатчика пульта управления ПУ-26, не менее, град/с	2

Индукционный датчик ИД-3 служит для определения направления горизонтальной составляющей вектора напряженности магнитного поля Земли, и следовательно, магнитного курса самолета, необходимого для коррекции гироагрегата в азимуте.

Чувствительным элементом датчика ИД-3 являются три ферромагнитных зонда, закрепленных на платформе под углом 60° и образующих так называемый индукционный треугольник. Обмотки подмагничивания всех трех зондов соединены последовательно. Сигнальные обмотки соединены между собой звездой и тремя проводами соединяются со статором сельсина-приемника в коррекционном механизме КМ-8.

Постоянный магнитный поток Φ_3 при изменении магнитной проницаемости пермаллоевых зондов за счет переменного тока

подмагничивания будет в этих зондах промодулирован. Следовательно, в сигнальных обмотках будет возникать ЭДС, наводимая магнитным потоком Φ_3 .

Величина ЭДС в каждой обмотке будет зависеть от положения магнитного зонда относительно направления магнитного потока земли. Таким образом, любому развороту ИД-3 относительно магнитного меридиана Земли будет соответствовать определенное соотношение ЭДС в каждой обмотке датчика.

Стабилизация чувствительного элемента индукционного датчика в плоскости горизонта осуществляется карданным подвесом. Карданный подвес с чувствительным элементом помещен в корпус, который для улучшения демпфирования колебаний подвесной части заполнен кремний-органической жидкостью. Компенсация расширения жидкости при повышенных температурах осуществляется компенсационной камерой. Угол крена карданного подвеса $\pm 15^\circ$.

Для крепления датчика в его основании сделаны три паза, позволяющие устранять установочные ошибки в пределах $\pm 20^\circ$. Сверху на крышке расположен девиационный прибор, служащий для устранения полукруговой девиации. Это осуществляется с помощью размещенных в корпусе девиационного прибора двух продольных и двух поперечных валиков с закрепленными на них магнитами. Продольные валики устраняют девиацию в направлении «ЗАПАД — ВОСТОК», поперечные — в направлении «СЕВЕР — ЮГ». Эффективность девиационного прибора от ± 6 до $\pm 12^\circ$. Датчик установлен в фюзеляже между шпангоутами 17 и 18.

Коррекционный механизм КМ-8 служит:

для связи индукционного датчика ИД-3 с гироагрегатом ГА-6;

для устранения четвертной девиации и инструментальных погрешностей с помощью лекального устройства;

для введения магнитного склонения;

для приведения в полете магнитного курса к ортодромическому;

для указания магнитного курса.

В коррекционном механизме установлены два сельсина-приемника. Один из них служит для согласования с помощью следящей системы ротора этого сельсина с датчиком ИД-3. Второй сельсин служит для передачи на гироагрегат сигналов магнитного курса, откорректированных в коррекционном механизме с помощью устройства, на гироагрегат ГА-6.

На лицевой части КМ-8 находится шкала с ценой деления 2° , по оцифровке которой производится отсчет магнитного курса. По этой же шкале производится отсчет угла магнитного склонения учетом знаков «+» и «—». В нижнем правом углу находится кремальера для ввода магнитного склонения. Для устранения четвертной девиации и инструментальных погреш-

ностей курсовой системы в пределах $\pm 6^\circ$ в коррекционном механизме имеется лекальное устройство. Подход к винтам лекального устройства открывается при снятии хомута с выступа лицевой части КМ-8. Коррекционный механизм установлен в фюзеляже слева у шпангоута 11.

Автомат согласования АС-1 предназначен:

для обеспечения режима пуска;

для включения и отключения быстрой скорости согласования при переключении режимов работы системы;

для отключения коррекции по сигналу, поступающему от выключателя коррекции;

для усиления сигналов в следящей системе сельсин-датчик гироагрегата — сельсин-приемник коррекционного механизма.

Время срабатывания реле времени в режиме пуска 60^{+30}_{-15} с.

Конструктивно автомат согласования выполнен в виде корпуса, на котором укреплены две платы, закрытые кожухом. На одной плате смонтирован усилитель, на другой плате — блок реле. Автомат согласования АС-1 установлен в фюзеляже по оси самолета между шпангоутами 5 и 6.

Пульт управления ПУ-26 предназначен для:

выбора режимов работы системы (магнитной коррекции или гиropolукомпаса);

ввода широтной коррекции на гироскоп от суточного вращения Земли;

компенсации уходов гироскопа в азимуте от его несбалансированности;

установки шкалы указателя на заданный курс в режиме ГПК;

включения быстрой скорости согласования в режиме МК;

контроля работы системы в полете и в наземных условиях;

контроля завала гироскопа гироагрегата.

Для осуществления управления на лицевую сторону пульта выведены соответствующие переключатели, рукоятки и лампы.

Со стороны штепсельного разъема выведены оси поправочного и регулировочного потенциометров. Поправочный потенциометр предназначен для компенсации собственных уходов гироскопа гироагрегата. Регулировочный потенциометр предназначен для регулировки комплекта в случае замены блоков курсовой системы. Пульт управления ПУ-26 установлен на правом пульте первой кабины.

Гироагрегат ГА-6 курсовой системы служит:

для осреднения и запоминания курса самолета, определяемого индукционным датчиком ИД-3;

для работы в качестве гиropolукомпаса;

для дистанционной выдачи курса и углов отклонения от него на указатель.

Принцип работы гироагрегата ГА-6 основан на использовании в качестве чувствительного элемента гироскопа с тремя степенями свободы и горизонтально расположенной собственной осью вращения. Такой гироскоп стремится сохранить положение своей оси в азимуте постоянным. Ось внешней рамы гироскопа по вертикали не стабилизируется, поэтому при разворотах и наклонах возникает погрешность, вызванная карданной подвеской гироскопа в корпусе.

Стабилизация оси гироскопа в плоскости горизонта осуществляется маятниковым корректором, состоящим из маятникового жидкостного переключателя и моментного мотора.

Сигнал курса выдается с сельсина-датчика 573МА, ротор которого установлен на вертикальной оси гироскопа гироагрегата.

Компенсация «кажущегося» ухода гироскопа гироагрегата в режиме ГПК осуществляется азимутальным мотором-корректором по сигналам, поступающим с пульта управления. Мотор-корректор воздействует на гироскоп-момент, вызывая его прецессию со скоростью, равной вертикальной составляющей угловой скорости вращения Земли, и в том же направлении. Этот же мотор осуществляет нормальную скорость согласования по магнитному курсу при работе в режиме МК. Быстрая скорость согласования по курсу обеспечивается специальным двигателем, который разворачивает статор сельсина-датчика гироагрегата до согласованного положения. Для уменьшения трения на горизонтальной оси гироскопа применены вращающиеся подшипники.

При завале гиromотора замыкается цепь $+27$ В, в результате чего на пульте управления загорается лампа «ЗАВАЛ ГА», а на приборных досках — лампы «ГМК НЕ ПОЛЬЗОВАТЬСЯ». Гироагрегат установлен в фюзеляже между шпангоутами 5 и 6.

Указатель УГР-4УК предназначен для индикации курса самолета, углов разворота, пеленгов курсовых углов радиостанции.

Основные данные

Погрешность указателя:

по шкале курса	$\pm 1^\circ$
по стрелке сельсина радиокompаса	
на нулевой отметке	$\pm 0,5^\circ$
на остальных отметках	$\pm 2,5^\circ$
скорость согласования шкалы курсов, не менее	15 град/с

Узел отработки курса состоит из сельсина-приемника, статор которого связан со статором сельсина-датчика гироагрегата ГА-6.

При рассогласовании в указанной следящей системе с ротора сельсина-приемника указателя снимается напряжение и подается на вход усилителя, смонтированного в указателе.

Выход усилителя подключен к управляющей обмотке двигателя. Ротор сельсина-приемника через редуктор отрабатывается двигателем до согласованного с ротором сельсина-датчика гироагрегата положения. Два указателя расположены на приборных досках обеих кабин.

Указатели УГР-4УК могут индицировать следующее.

Курс читается по внутренней подвижной шкале против верхнего треугольного неподвижного индекса. Пеленг радиостанции — это угол, образованный направлением северного меридиана места самолета и направлением на радиостанцию, читается по внутренней шкале против острого конца стрелки АРК. Пеленг самолета — это угол, образованный направлением северного меридиана места самолета и направлением от радиостанции на самолет, читается по внутренней шкале против тупого конца стрелки АРК.

Курсовой угол радиостанции КУР — это угол, образованный продольной осью самолета и направлением на радиостанцию, читается по внешней шкале против острого конца стрелки АРК.

Для запоминания заданного курса в указателе имеется датчик курса. Установка задатчика курса на данный угол производится кремальерой.

8.2.3. Выключатель коррекции ВК-53РШ

Выключатель коррекции ВК-53РШ является измерителем угловой скорости разворота самолета и предназначен для отключения цепей поперечной коррекции системы ГМК-1А.

При развороте самолета маятниковый жидкостный корректор гироскопических приборов устанавливается по направлению «кажущейся» вертикали и, воздействуя на гироскоп, уводит его с правильно занятого горизонтального или вертикального положения.

С целью уменьшения ошибок поперечная коррекция гироскопических приборов во время разворотов и виражей отключается с помощью выключателя коррекции. Выключатель коррекции ВК-53РШ при наличии угловой скорости вокруг вертикальной оси более $0,1—0,3^\circ/\text{с}$ выдает сигнал в курсовую систему ГМК-1А.

По данному сигналу в ГМК-1А происходит отключение магнитной коррекции гироагрегата, работающего в режиме МК, и понижение эффективности системы стабилизации оси вращения гиromотора ГА-6 в вертикальной плоскости.

Выключатель коррекции ВК-53РШ состоит из гироскопического датчика угловой скорости системы задержки и исполни-

тельной (релейной) части. При возникновении угловой скорости самолета гироскоп, преодолевая сопротивление пружин, отклоняется на угол, пропорциональный угловой скорости самолета, и включает систему задержки, которая через исполнительную (релейную) часть разрывает цепи коррекции с запаздыванием 5—15 с после начала действия угловой скорости.

Задержка выключателя коррекции по времени введена для того, чтобы отключение цепей коррекции приборов происходило только в период установившейся угловой скорости, а не при отдельных случайных колебаниях самолета. В целях предохранения выключателя коррекции ВК-53РШ от вибрационных и ударных перегрузок при эксплуатации предусмотрена его амортизация.

Выключатель коррекции ВК-53РШ установлен в фюзеляже между шпангоутами 5 и 6.

Основные данные

Порог чувствительности прибора (минимальная угловая скорость, при которой выключается коррекция), град/с	0,11—0,3
Время задержки выключения коррекции, с	5—15
Несимметричность времени выключения коррекции при правом и левом разворотах, не более, с	8
Максимальная сила тока в цепях потребителей, не более, мА	200
Время готовности прибора, не более, мин	3
Температурный режим, °С	от +50 до —60
Электропитание:	
напряжение трехфазного переменного тока, В	$36 \pm 1,8$
напряжение постоянного тока, В	$27 \pm 2,7$
Потребляемая мощность:	
по переменному току, не более, Вт	26
по постоянному току, не более, Вт	3

8.2.4. Комбинированный прибор ДА-30 и ДА-30И

Прибор ДА-30 предназначен для измерения вертикальной скорости самолета, указания горизонтального полета, указания правильного выполнения разворота вокруг вертикальной оси.

Принцип действия:

вариометра основан на измерении разности статических давлений внутри мембранной коробки, сообщающейся с приемником давлений через отверстие, и внутри корпуса прибора, сообщающегося с ПВД через капиллярную трубку;

указателя поворота основан на свойстве двухстепенного гироскопа совмещать ось собственного вращения с осью вынужденного вращения;

указателя скольжения основан на свойстве маятника устанавливаться в направлении равнодействующей силы тяжести и центробежной силы.

Прибор ДА-30И отличается от ДА-30 наличием имитатора повреждения вариометра. Работа имитатора основана на отключении и включении капиллярных трубок с помощью электромагнитного клапана КЭ-3.

Срабатывание клапана приводит к отключению капилляра в корпусе прибора. Давление, поступающее в корпус прибора, одинаково с давлением, поступающим в манометрическую коробку. Стрелка прибора стоит на нуле.

Подача напряжения питания на приборы ДА-30 и ДА-30И осуществляется включением автоматов защиты сети «ПАГ-1» и «ПТ-200», расположенных на левом пульте 1-й кабины.

Основные данные

Диапазон измерения вертикальной скорости подъема или спуска, м/с	от 0 до 30
Напряжение питания переменного тока частотой 400 ± 8 Гц, В	$36 \pm 1,8$
Ток, потребляемый каждой фазой при нормальных условиях, не более, А	2
Высотность, м	до 8000

8.2.5. Система ПВД

Система ПВД обеспечивает подачу статического и полного давлений воздуха к мембранно-анероидным приборам, расположенным в первой и второй кабинах.

Приемник воздушных давлений ПВД-6М установлен на левой консоли крыла.

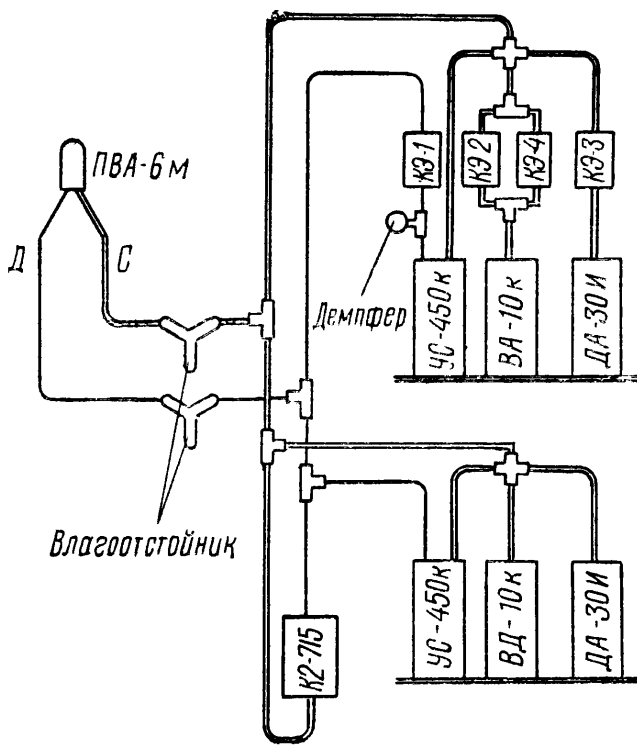
Проводка от приемника к приборам разделяется на проводку полного давления (динамическая проводка) и статического давления (статическая проводка).

Трубопроводы динамической проводки окрашены в черный цвет, статической проводки — в белый.

К статической проводке подсоединены: приборы второй кабины — указатель скорости УС-450К, высотомер ВД-10К, комбинированный прибор ДА-30; приборы первой кабины — указатель скорости УС-450К, высотомер ВД-10К через электроклапаны КЭ-2 и КЭ-4, указатель ДА-30И через электроклапан КЭ-3.

К проводке полного давления подключены: указатель скорости УС-450К второй кабины и указатель скорости УС-450К первой кабины через электроклапан КЭ-1.

В линиях полной и статической проводок для предохранения приборов от попадания влаги в районе шпангоутов 6—7 фюзеляжа с внешней его стороны слева установлены два влагоотстойника.



Подход к отстойникам осуществляется через люк в нижней части зализа крыла.

У приборов в первой кабине УС-450К, ВД-10К и ДА-30И установлены электроклапаны типа КЭ-1, КЭ-2, КЭ-3 и КЭ-4.

С помощью этих электроклапанов инструктор из второй кабины включением соответствующего переключателя может имитировать отказ любого из упомянутых приборов в первой кабине.

При этом:

КЭ-1 соединяет полость мембранной коробки УС-450К с кабиной самолета, стрелка прибора показывает скорость в зависимости от давления в кабине;

КЭ-3 соединяет корпус ДА-30И с атмосферой, минуя капилляр, стрелка вариометра при этом будет находиться около нулевой отметки шкалы;

КЭ-2 и КЭ-4, установленные в проводке ВД-10К, перекрывают статическое давление, стрелки высотомера останавливаются.

При снятии повреждения ВД-10К сначала снимается питание с КЭ-2, который подключает ВД-10К к статической проводке ПВД через капилляр, что обеспечивает плавное изменение давления в приборе и предохраняет его от поломки.

Через 12—26 с после обесточивания КЭ-2 снимается питание с КЭ-4, полностью соединяя прибор со статической проводкой.

Задержка осуществляется с помощью реле времени.

8.2.6. Пилотажно-навигационные приборы

Магнитный жидкостный компас КИ-13К служит для указания магнитного курса самолета.

Принцип действия компаса основан на взаимодействии магнитного поля постоянных магнитов компаса с горизонтальной составляющей магнитного поля Земли.

Основные данные

Инструментальная погрешность	$\pm 1^\circ$
Работает при кренах самолета	до 17°
Собственная девиация, не более	$\pm 2,5^\circ$

Авиагоризонт АГИ-1К служит для определения положения самолета в пространстве относительно плоскости истинного горизонта и для определения наличия и направления бокового скольжения.

Авиагоризонт представляет собой комбинацию двух приборов, размещенных в одном корпусе: авиагоризонта и указателя скольжения.

Питание авиагоризонта осуществляется трехфазным переменным током 36 В, 400 Гц. Потребляемый ток не более 0,6 А.

Основные данные

Точность показаний тангажа и крена в режиме горизонтального полета	$\pm 1^\circ$
Погрешность в показаниях прибора:	
после виража с креном более 15° , не более	3°
после выполнения фигур высшего пилотажа, не более	5°
Температурный интервал работы	от $+50$ до -60°C

Двухстрелочный высотомер ВД-10К служит для определения относительной высоты полета, т. е. высоты полета относительно места взлета или посадки.

Принцип действия высотомера основан на использовании зависимости прогиба анероидных коробок от изменения барометрического давления с высотой полета. Отсчет высоты производится с помощью двух стрелок разной длины и одной шкалы. Малая стрелка указывает тысячи метров, а большая — десятки и сотни метров.

Основные данные

Температурный интервал работы	от $+50$ до -60°C
Диапазон измерений	от 0 до 10 км
Допустимые погрешности при нормальной температуре на высоте:	
500 м	± 20 м
5000 м	± 60 м
10 000 м	± 90 м

Указатель скорости УС-450К служит для указания приборной скорости самолета. Принцип действия указателя скорости основан на измерении динамического давления, встречного потока воздуха манометрической коробкой.

Основные данные

Диапазон измерения	от 50 до 450 км/ч
Допустимая погрешность показаний при нормальной температуре	до ± 6 км/ч

АВИАЦИОННЫЕ ЧАСЫ-ХРОНОМЕТР АЧС-1К служат для указания текущего времени и времени полета.

Часы состоят из трех механизмов:

обычных часов для определения суточного времени в часах и минутах;

механизма для отсчета времени полета в часах и минутах;

секундомера для замера и отсчета коротких промежутков времени в минутах, секундах и долях секунды.

На лицевой части часов находятся соответственно три шкалы.

Часы АЧС-1К имеют обогревательные элементы, которые включаются автоматом защиты сети «Обогр. ПВД, часы», расположенном на правой панели приборной доски первой кабины.

АКСЕЛЕРОМЕТР АМ-9С предназначен для измерения линейных ускорений, действующих в направлении, перпендикулярном плоскости крыла.

Акселерометр представляет собой механический индикатор маятникового типа со встроенным в него сигнальным устройством, выдающим электрический сигнал при достижении предельных ускорений.

Акселерометры установлены слева на зашивках приборных досок в первой и второй кабинах, а также слева в районе шпангоута 10.

Основные данные

Диапазон измерения	от — 6g до +9g
Питание сигнального устройства	27 В ± 10%

САМОПИСЕЦ СКОРОСТИ И ВЫСОТЫ К2-715 предназначен для регистрации воздушной скорости полета и барометрического давления по высоте.

Принцип действия бароспидографа заключается в записи царапанием на движущейся бумажной ленте, покрытой слоем копоти, упругих деформаций чувствительных элементов (мембранных коробок), возникающих под влиянием давлений, соответствующих скорости и высоте полета. Прогибы скоростной и высотной коробок передаются через рычажно-множительный механизм двум пишущим стрелкам.

Диапазон регистрации:	
скорости	от 50 до 350 км/ч
высоты	от 0 до 6000 м
Напряжение питания (постоянный ток)	27 В ± 10%

Подача напряжения 27В осуществляется автоматом защиты «Обогрев бароспидографа», расположенном за креслом инструктора. Пуск механизма обеспечивается поворотом рукоятки на корпусе прибора.

8.2.7. Сигнализация предельной перегрузки самолета

На самолете предусмотрена звуковая и световая сигнализация предельной перегрузки самолета.

При достижении самолетом в полете перегрузки — 4,5 g и 6,5 g акселерометр АМ-9С, установленный в 1-й кабине, замыкает своими контактами цепь, подающую напряжение бортовой сети +27 В на сигнальные лампы, расположенные на средних панелях приборных досок и на реле ТКЕ22ШГА, установленное в щитке звуковой сигнализации.

Реле своими контактами замыкает цепь, подающую напряжение 36 В 400 Гц от преобразователя ПТ-200Ц через раздельный трансформатор на телефоны авиагарнитуры летчиков.

После уменьшения перегрузки контакты акселерометра размыкают цепь, подающую напряжение бортовой сети +27В, световая и звуковая сигнализация прекращается.

ВНИМАНИЕ! На время подачи звуковой сигнализации в телефоны авиагарнитуры летчика и инструктора связь по радиостанции «Баклан-5» отсутствует.

Фидер «Имитация отказов приборов»

Фидер «Имитация отказов приборов» включает в себя:

АЗРГК-10 «ПИТАНИЕ» (З34), выключатели «ОТКАЗ АГИ-1» (З21), «ОТКАЗ УС-450» (У4), «ОТКАЗ ДА-30, ВД-10» (А1), расположенные на правой панели приборной доски во второй кабине;

реле «ОТКАЗ АГИ-1» (П4), «ОТКАЗ ВД-10» (У7 и У9), реле времени (У8), расположенные в щитке реле;

электромагнитные клапаны КЭ-1 (У1), КЭ-2 (У2), КЭ-3 (У3) из комплекта ДА-30И и КЭ-4 (У6), установленные на шпангоуте «0».

Работа схемы.

От предохранителя ПМ-15 (Э-38), расположенного в щитке питания, напряжение 27 В поступает к АЗРГК-10 (Э34) «ПИТАНИЕ» схемы имитации отказов приборов.

От АЗРГК-10 «ПИТАНИЕ» напряжение поступает к выключателям, имитирующим отказы приборов:

«ОТКАЗ АГИ-1» (Э21) при включении подает напряжение на реле П4, которое срабатывает и обрывает две фазы цепей питания АГИ-1, расположенного в кабине ученика;

«ОТКАЗ УС-450» (У4) при включении подает напряжение на электромагнитный клапан КЭ-1, который при срабатывании соединяет полость мембранной коробки с кабиной самолета.

Стрелки указателя скорости показывают скорости в зависимости от давления в кабине.

«ОТКАЗ ДА-30, ВД-10» при включении подает напряжение на реле АЗ (У9) и электромагнитные клапаны КЭ-3 (У3), КЭ-2 (У2). Реле АЗ срабатывает и обрывает две фазы в цепи питания указателя поворота ДА-30И. Электромагнитный клапан КЭ-3 срабатывает и соединяет корпус ДА-30И с атмосферой, минуя капилляр. Стрелка вариометра устанавливается около нуля. Электромагнитный клапан КЭ-2 срабатывает и перекрывает статическую проводку высотомера ВД-10 в первой кабине. Реле У9 срабатывает и подает напряжение на реле времени У8, электромагнитный клапан КЭ-4 (У6), который тоже перекрывает статическую проводку ВД-10. При снятии имитации отказа, чтобы не произошло повреждение ВД-10, статическая проводка подключается к высотомеру в два этапа: первым срабатывает электромагнитный клапан КЭ-2, который имеет капилляр, и через 12—26 с срабатывает эл/магн. клапан КЭ-4, который полностью подключает ВД-10 к статической проводке. Задержку осуществляет реле времени У8.

8.2.8. Система сигнализации критического угла атаки ССКУА-1

Система ССКУА-1 предназначена для выдачи экипажу световой (на сигнальные лампы «ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ» и «СРЫВ») и звуковой (в шлемофоны) сигнализации при приближении самолета к критическому углу атаки.

В комплект системы входят:

датчик срыва ДС-1	— 1 шт.
блок выходных сигналов БВС-1	— 1 шт.

Датчик ДС-1 устроен следующим образом.

В основание датчика встроены два шарикоподшипника, в которых вращается ось кронштейна; на кронштейне с одного конца установлена флюгарка (лопаточка), с другого — постоянный магнит, который производит включение контактов герконов соответствующей световой и звуковой сигнализации.

Для предохранения датчика от обледенения в флюгарке и в щитке предусмотрены обогревательные элементы.

Блок БВС-1 состоит из основания, на котором расположены две платы с радиоэлементами, кожуха и штепсельного разъема.

Основные технические данные ССКУА-1

Диапазон отклонения флюгарки от нейтрального положения	$\pm 15 \pm 2^\circ$
Изделие обеспечивает выдачу сигналов на углах:	
светового — «ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ»	$-1 \pm 1^\circ$

светового — «СРЫВ» и звукового в шлемофоны экипажа

Вид сигнала

$+10 \pm 1^\circ$
импульсы
постоянного
тока 27 В
с частотой 24 Гц

Электропитание:

напряжение постоянного тока

27 В

потребляемая мощность

50 Вт

мощность обогревательных устройств

150 Вт

Агрегаты системы сигнализации установлены в следующих местах:

датчик срыва ДС-1 на передней кромке левого крыла между нервюрами 10 и 11, на расстоянии 19 мм от носка хорды вниз на образующей и 150 мм от нервюры 11 (рис. 65);

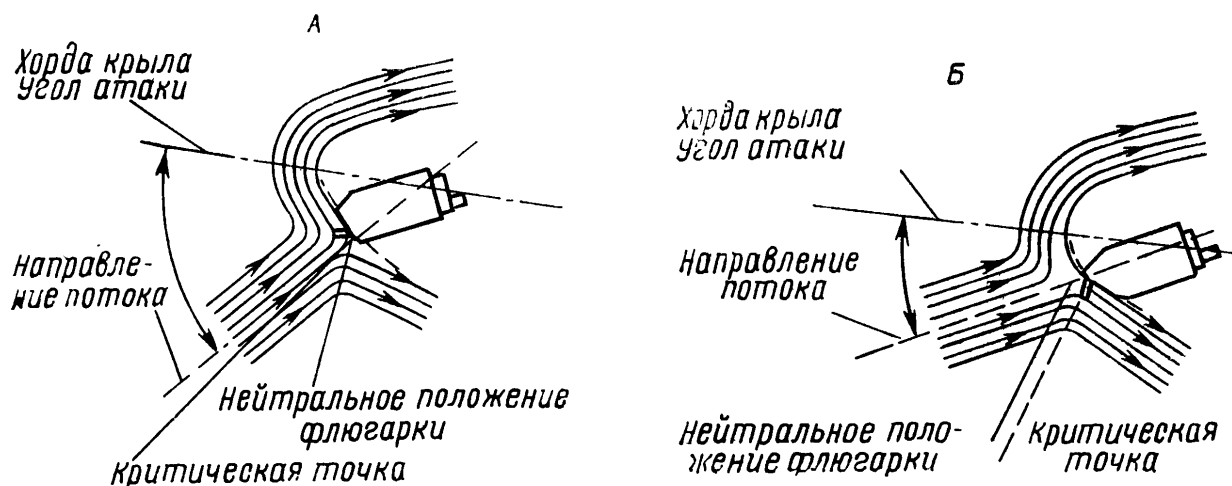


Рис. 65. А. Характер потока в месте установки датчика ДС-1 при большом угле атаки.

Б. Характер потока в месте установки датчика ДС-1 при малом угле атаки

блок выходных сигналов БВС-1 на 0 шпангоуте фюзеляжа; сигнальные табло — на приборных досках в 1-й и 2-й кабинах;

кнопка «КОНТРОЛЬ СРЫВА» типа КНР на приборной доске в 1-й кабине;

автоматы защиты АЗРГк-2 «СРЫВ» и АЗРГк-5 «ОБОГРЕВ ДС» — на правом пульте в 1-й кабине.

Принцип действия системы основан на определении положения точки полного торможения потока на передней кромке крыла.

При движении крыла самолета в воздушной среде набегающая на него масса воздуха разделяется на два потока, как показано на рис. 65 А. В месте раздела потока образуется область минимального давления, называемая областью полного торможения потока, а на каком-то определенном сечении

крыла — точкой полного торможения. Ее положение на носке сечения крыла зависит определенным образом от угла атаки. По мере изменения угла атаки критическая точка перемещается по нижнему участку обвода сечения носка крыла. При уменьшении угла атаки критическая точка смещается вверх (вперед) по нижнему участку обвода сечения крыла, при увеличении угла атаки крыла — вниз (назад) до предельно заднего положения, при котором возникает срыв потока. При этом подъемная сила крыла падает и самолет теряет устойчивость и управляемость. Датчик ДС-1 при условии точной установки его на крыле и регулировки улавливает предельно нижнее положение точки торможения с помощью флюгарки, выступающей в поток за внешний обвод передней кромки крыла в нижней ее части. В нормальном полете набегающий воздушный поток, обтекая крыло нижней своей ветвью, отклоняет флюгарку, в результате чего сигнальные устройства отключены.

Местоположение самого датчика на крыле тщательно выверяется таким образом, чтобы поток, растекающийся от критической точки при эксплуатационном угле атаки, отклонял флюгарку вниз.

По мере увеличения угла атаки крыла критическая точка, передвигаясь, совмещается с местом установки флюгарки.

В этом случае флюгарка под действием пружины устанавливается в нейтральное положение и обеспечивает включение световой сигнализации «ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ» желтого цвета.

Когда флюгарка окажется выше критической точки, что произойдет при дальнейшем увеличении угла атаки, то она отклонится вверх, как показано на рис. 65Б.

При этом включается световая сигнализация «СРЫВ» красного цвета, работающая в проблесковом режиме и информирующая экипаж о том, что самолет приблизился к режиму сваливания. Одновременно в шлемофонах экипажа появляется звуковая сигнализация.

Скорости срабатывания сигнализаторов «ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ» и «СРЫВ» в зависимости от полетной конфигурации самолета Як-52 и режима работы двигателя:

Полетная конфигурация	Шасси и щитки убраны	Шасси и щитки выпущены	
Режим работы двигателя	Малый газ	Малый газ	1 номинал
Скорость срабатывания сигнализатора «ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ», км/ч	125—135	120—130	100—110
Скорость срабатывания сигнализатора «СРЫВ», км/ч	115—125	110—120	95—100

8.3. СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ (рис. 66, 67)

Основным источником постоянного тока напряжением 28,5 В на самолете является генератор ГСР-3000М 4-й серии, установленный на двигателе.

В цепь генератора включены регулятор напряжения Р-27, работающий с трансформатором стабилизации ТС-9М2, автомат защиты от перенапряжения АЗП-А2, установленный на противопожарной перегородке на шпангоуте 0. Генератор подключается к бортовой сети с помощью комплексного аппарата ДМР-200Д.

Резервным источником постоянного тока является аккумуляторная батарея 12-АСАМ-23, установленная в корневой части левой консоли крыла.

Для питания оборудования трехфазным переменным током напряжением 36В частотой 400 Гц служат преобразователи ПАГ-1ФП и ПТ-200Ц. Слева на шпангоуте 5 фюзеляжа установлен ПАГ-1ФП, а справа между шпангоутами 11 и 12 ПТ-200Ц.

Для подключения генератора к бортовой сети служит щиток питания, установленный на противопожарной перегородке шпангоута 0.

Коммутация и защита цепей осуществляются различными контакторами и реле, установленными на электрощитке реле. Щиток реле установлен на правом борту в районе шпангоута 6.

Для питания потребителей сети постоянного тока (+27 В) во время их проверки и отладки на земле в аэродромных условиях на самолете установлен штепсельный разъем ШРАП-500К.

Рядом с разъемом расположена зеленая сигнальная лампа, которая горит при включенном аэродромном питании.

Контроль напряжения в бортовой сети осуществляется вольтамперметром ВА-2, установленным на приборной доске первой кабины.

8.3.2. Агрегаты системы постоянного тока Генератор ГСР-3000М

Генератор шунтовой с самовозбуждением. Он предназначен для питания бортовой электросети постоянным током.

Для поддержания постоянства напряжения, защиты от обратных токов и чрезмерного повышения напряжения генератор работает совместно со следующей аппаратурой:

- регулятором напряжения Р-27;
- дифференциальным минимальным реле ДМР-200Д;
- автоматом защиты от перенапряжения АЗП-А2;
- трансформатором ТС-9М2.

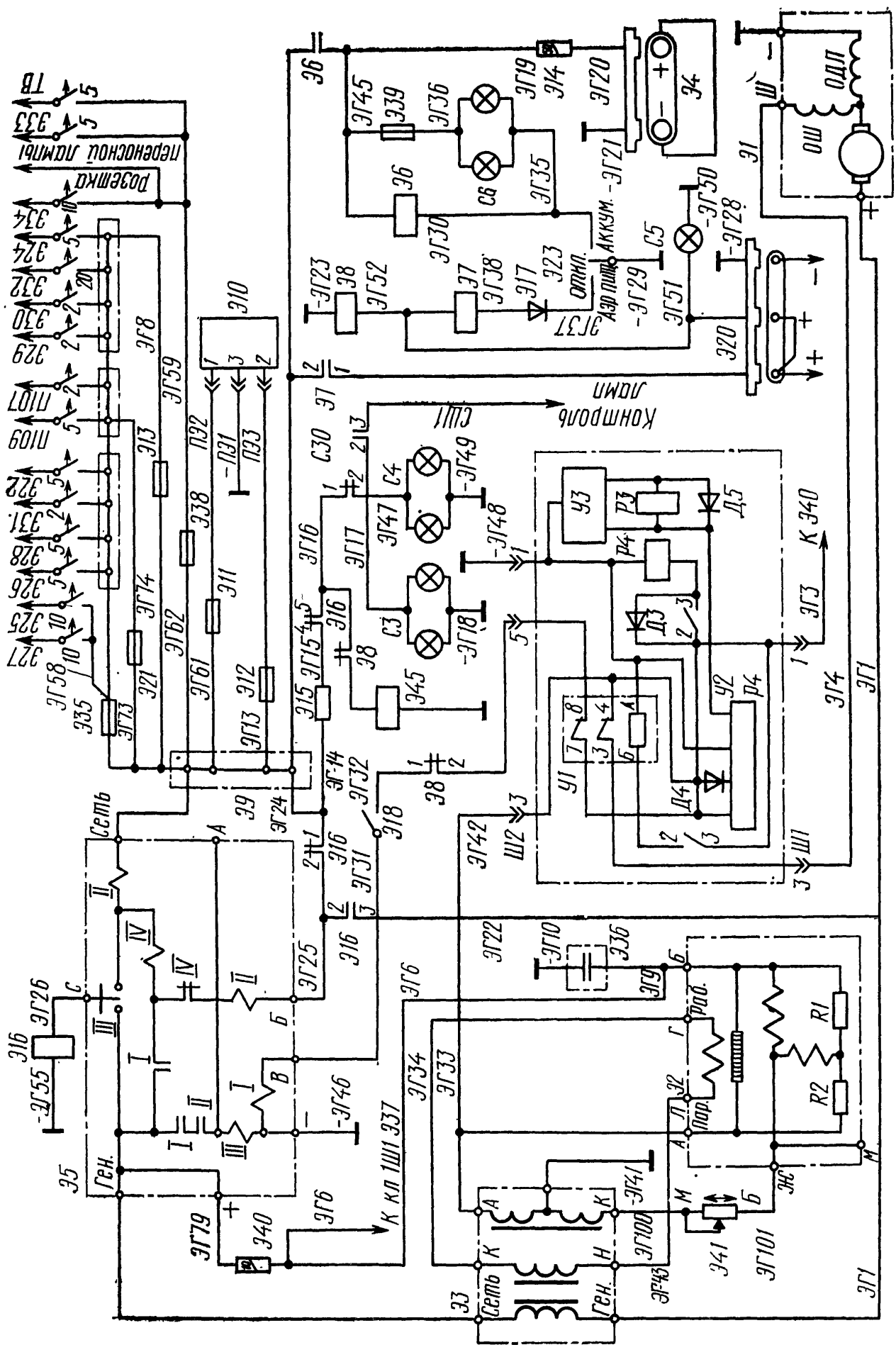


Рис. 66. Принципиальная электросхема энергоузда постоянного тока

Установка уровня напряжения осуществляется выносным сопротивлением ВС-25Б.

Генератор установлен на двигателе и крепится за фланец. Охлаждение генератора в полете производится потоком встречного воздуха.

Основные данные

Номинальное напряжение	28,5 В
Номинальный ток	100 А
Мощность	3000 Вт
Скорость вращения	4000—9000 об/мин
Режим работы	продолжительный

Регулятор напряжения Р-27

Угольный регулятор напряжения предназначен для автоматического поддержания стабильного напряжения самолетного генератора.

Он состоит из электромагнита с якорем, воспринимающим изменение регулируемого напряжения, и угольного столба, являющегося в регуляторе переменным сопротивлением.

Принцип действия регулятора состоит в том, что при изменении напряжения генератора в регуляторе изменяется сила притяжения якоря к электромагниту, что приводит к перемещению якоря. При перемещении якоря изменяется давление на угольный столб и, следовательно, его электрическое сопротивление.

Это приводит, в свою очередь, к изменению тока возбуждения генератора, благодаря чему напряжение стремится прийти к прежнему уровню.

Регулятор работает вместе с выносным сопротивлением ВС-25Б и конденсатором. Конденсатор предназначен для локализации помех радиоприему.

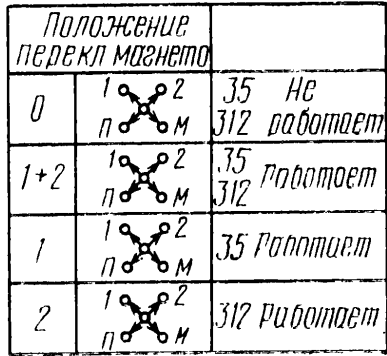
Регулятор напряжения установлен между шпангоутами 0 и 1, слева внизу. Выносное сопротивление установлено на левом пульте 1-й кабины.

Основные данные

Номинальное напряжение	28,5 В
Предел регулирования ВС-25Б	+2—2,5 В
Режим работы	длительный

Дифференциальное минимальное реле ДМР-200Д

Дифференциальное минимальное реле предназначено: для подключения генератора к бортовой сети самолета, когда напряжение генератора превысит напряжение в бортовой сети при правильной полярности генератора;



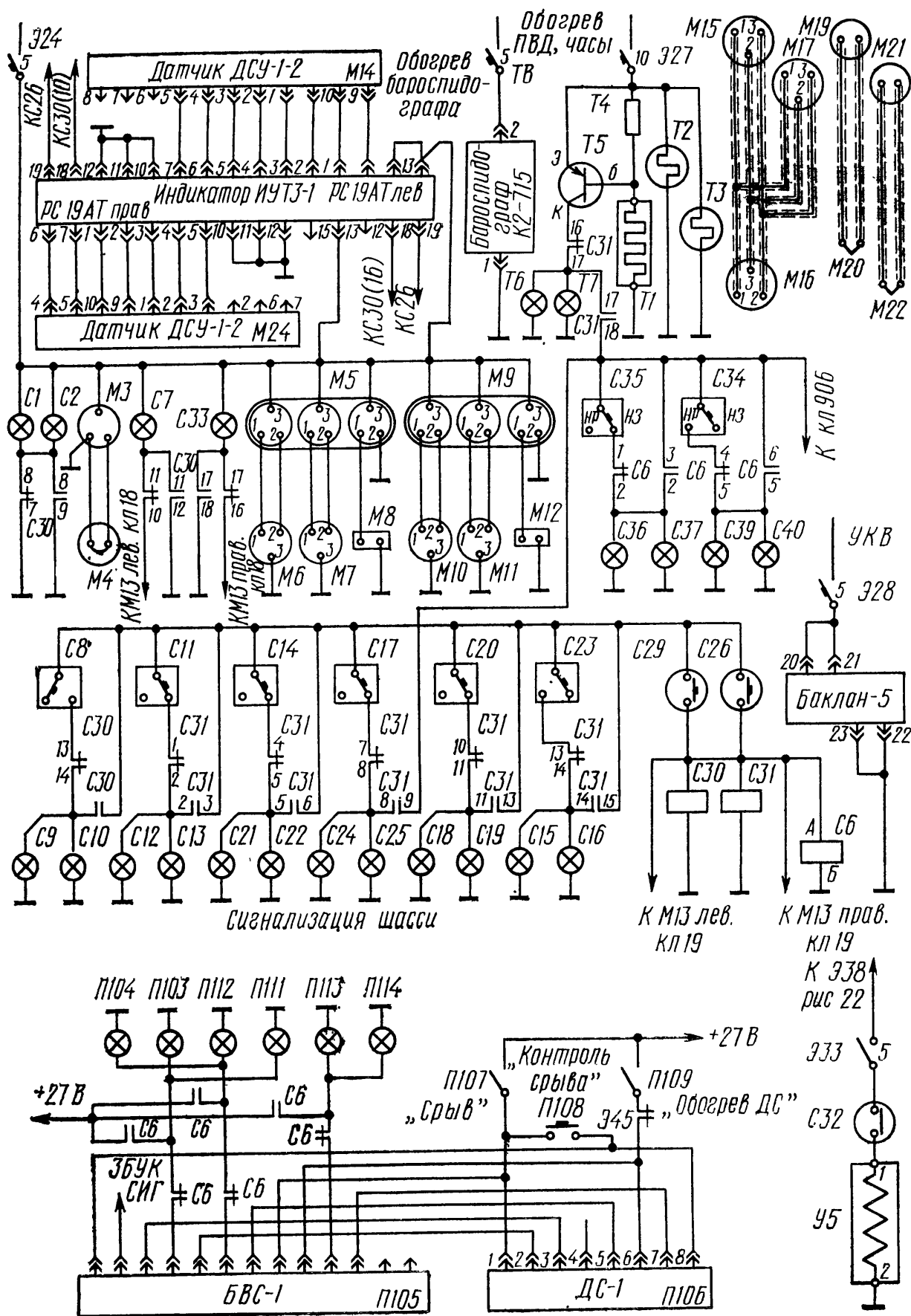


Рис. 67. Принципиальная электросхема питания потребителей

A1	Выключатель «ИМИТАЦИЯ ПРИБОРОВ ДА-30, ОТКАЗОВ ВД-10»	ВГ-15
A3	Реле	ТКЕ22П1ГА
A4	Преобразователь	ПТ-200Ц
A5—	Предохранители	ПМ-2
A7		
A9	Прибор	ДА-30И
A10	Реле	ТКЕ24П1ГА
A11—	Предохранители	ПМ-2
A16		
A17	Прибор	ДА-30
A18—	Предохранители	ПМ-2 ПМ-15
A19		
A20	Реле	ТКЕ22П1ГА
Э1	Кнопка «ЗАПУСК ДВИГ.»	КНР
Э2	Кнопка «ЗАПУСК ДВИГ.»	КНР
Э3	Электроклапан	ЭК-48
Э4	Пусковая катушка	КП-4716
Э5	Магнето	М9
Э7	Переключатель магнето	ПМ-1
Э8	Переключатель магнето	ПМ-1
Э10	Реле	ТКЕ52ПОДГ
Э11	Выключатель «ЗАЖИГАНИЕ, 1 КАБИНА, 2 КАБИНА»	2 Вг-15К
Э12	Магнето	М9
М2	Кран	изд. 772
М3	Термометр	ТУЭ-48К
М4	Приемник температуры	
М5	Указатель УКЗ-1	
М6	Приемник давления топлива П-1Б	из комплекта
М7	Приемник давления масла ПМ-15Б	ЭМИ-3К
М8	Приемник температуры масла П-1	
М9	Указатель УКЗ-1	
М10	Приемник давления топлива П-1Б	из комплекта
М11	Приемник давления масла ПМ-15Б	ЭМИ-3К
М12	Приемник температуры масла П-1	
М13	Указатель сигнализатора уровня топлива	из комплекта
М14	Датчик ДСУ1-2	СУТ4-2
М15	Тахометр	ИТЭ-1К
М16	Датчик тахометра	ДТЭ-6Т
М17	Тахометр	ИТЭ-1К
A22	Преобразователь	ПАГ-1ФП
М1	Выключатель «РАЗЖИЖЕНИЕ МАСЛА»	ПНГ-15К
М19	Указатель температуры цилиндров	из комплекта
		ТЦК-13К
М20	Датчик температуры цилиндров	из комплекта
		ТЦТ-13К
М21	Указатель температуры цилиндров	из комплекта
		ТЦТ-13К
М22	Датчик температуры цилиндра	из комплекта
		ТЦТ-13К
М24	Датчик ДСУ1-2	из комплекта
		СУТ4-2
М25	Датчик наличия стружки	№ а
Н9,	Сигнальные лампы «ГМК НЕ ПОЛЬЗ.»	ТС-5ж
Н10		
П1,	Авиагоризонты	АГИ-1К
П2		

ПЗ	Розетка	47К
П4	Реле	ТКЕ22П1ГА
С1,	Сигнальные лампы «СТРУЖКА В МАСЛЕ»	ТС-5
С2		
С6	Реле	ТКЕ26П1ГА
С7	Сигнальная лампа «ГОРЮЧ. 12 л ЛЕВ»	ТС-5к
С8	Концевой выключатель	АМ800К
С9,	Сигнальные лампы «ШАССИ УБРАНО»	МС2-4К, СМ-28-2
С10		
С11	Концевой выключатель	АМ800К
С12,	Сигнальные лампы «ШАССИ ВЫПУЩЕНО»	МС2-4з, СМ-28-2
С13		
С14	Концевой выключатель	АМ800К
С15,	Сигнальные лампы «ШАССИ УБРАНО»	МС2-4К, СМ-28-2
С16		
С17	Концевой выключатель	АМ800К
С18,	Сигнальные лампы «ШАССИ ВЫПУЩЕНО»	МС2-4з, СМ-28-2
С19		
С21,	Сигнальные лампы «ШАССИ УБРАНО»	МС2-4К, СМ-28-2
С22		
С23	Концевой выключатель	АМ800К
С24,	Сигнальные лампы «ШАССИ ВЫПУЩЕНО»	МС2-4з, СМ-28-2
С25		
С26	Кнопка «КОНТР. ЛАМП»	КНР
С27,	Сигнальные лампы «ПРЕДЕЛЬНАЯ ПЕРЕГРУЗКА»	ТС-5к
С28		
С29	Кнопка «КОНТР. ЛАМП»	КНР
С30,	Реле	ТКЕ26П1ГА
С31		
С32	Кнопка «РАСТОРМАЖИВАНИЕ»	КНР
С20	Концевой выключатель	АМ800К
С41	Акселерометр	АМ-9С
С33	Сигнальная лампа «ГОРЮЧ. 12 л ПРАВ.»	ТС-5к
С34,	Концевые выключатели	АМ800К
С35		
С36,	Сигнальные лампы «ЩИТКИ УБР.»	МС2-4з, СМ-28-2
С37		
С39,	Сигнальные лампы «ЩИТКИ ВЫП.»	МС24-ж, СМ-28-2
С40		
Т1	Обогревный элемент	ПВД-6М
Т2,	Обогревные элементы часов АЧС-1К	
Т3		
Т4	Резистор	С5-16Т.5.0,15±1%
Т5	Транзистор	П-217А
Т6,	Сигнальные лампы «ОБОГРЕВ ПВД»	ТС-5а
Т7		
Т8	Автомат защиты	АЗРГК-5
У1	Электроклапан	КЭ-1
У3	Электроклапан	КЭ-3
У4	Выключатель «ИМИТАЦИЯ ОТКАЗА УС-45»	ВГ-15К
У5	Электромагнитный клапан	УП53/1М
У6	Электроклапан	КЭ-4
У7	Реле	ТККЕ22П1ГА
У8	Реле времени	6С4, 561.001-4
У9	Реле	ТКЕ22П1ГА
Э21	Выключатель «ИМИТАЦИЯ ОТКАЗА АГИ-1»	ВГ-15К
Э22	Автомат защиты	АЗРГК-5
Э25	Автомат защиты	ДЗР30 № 10
Э26	Автомат защиты	АЗРГК-5
Э27	Автомат защиты	АЗРГК-10

Э28, Автомат защиты	АЗРГК-5
Э29	
Э30, Автомат защиты	АЗРГК-2
Э31	
Э32 Автомат защиты	АЗРГК-20
Э33 Автомат защиты	АЗРГК-5
Э34 Автомат защиты	АЗРГК-10
Э24 Автомат защиты	АЗРГК-5
У2 Электроклапан	КЭ-2
Р120 Реле	ТКЕ22П1ГА
П105 Блок выходных сигналов	БВС-1
П106 Датчик срыва	ДС-1
П107 Автомат защиты	АЗРГК-2
П109 Автомат защиты	АЗРГК-5
П108 Кнопка	КНР
П104	
П112 Сигнальные лампы «СРЫВ»	ТС-5к
П103	
П111, Сигнальные лампы «ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ»	ТС-5ж
П113	
П114 Сигнальные лампы «ОПАСНЫЙ НАГРЕВ ДС»	ТС-5э

для отключения генератора от сети при обратном токе;
 для отключения генератора при обрыве провода в генераторной линии;
 для сигнализации отказа генератора.
 Реле установлено в электропитке питания.

Основные данные

Напряжение питания реле	25—30 В
Номинальный ток в цепи силовых контактов	200 А
Ток в цепи клеммы С, не более	5 А
Обратный ток отключения	10—25 А
Превышение напряжения генератора над напряжением сети, при котором срабатывает реле на включение	0,2—1 В

Автомат защиты АЗП-А2

Автомат предназначен для защиты самолетной сети постоянного тока от аварийного повышения напряжения, связанного с отказом регулятора Р-27.

Автомат работает совместно с регулятором напряжения Р-27 и дифференциальным — минимальным реле.

Автомат защиты от перенапряжения — одноразового действия. После срабатывания автомата для восстановления схемы необходимо нажать кнопку на крышке автомата.

Автомат установлен между шпангоутами 0 и 1.

Основные данные

Напряженне срабатывания автомата (при обрыве цепи рабочей обмотки РН)	31,5±0,5 В
Время срабатывания автомата при внезапном повышении напряжения ге- нератора:	
до 37 В	0,17—0,5 с
до 60 В	0,05—0,12

Вольтамперметр ВА-2

Вольтамперметр предназначен для дистанционного измерения тока и напряжения постоянного тока.

Принцип действия прибора основан на взаимодействии магнитных полей неподвижного постоянного магнита и обмотки подвижной рамки, по которой протекает ток. Он работает совместно с шунтом ША-240. Вольтамперметр установлен на приборной доске 1-й кабины, а шунт — в щитке питания.

Основные данные

Диапазон измерения:	
для тока	20—0—60 А
для вольтметра	0—30 В

Трансформатор ТС-9М-2

Трансформатор предназначен для повышения устойчивости работы генератора. Трансформатор стержневого типа с О-образной магнитной системой. Верхняя съемная часть магнитопровода прямоугольной формы. Нижняя часть имеет П-образную форму.

Трансформатор установлен в электрощитке питания.

Основные данные

Коэффициент трансформации:	
при $\frac{V_1}{V_2}$	0,33±10%
при $\frac{V_3}{V_1}$	0,33±10%
Ток холостого хода, не более	0,4 А
Режим работы	продолжительный

Аккумуляторная батарея (12-АСАМ-23)

Аккумуляторная батарея применяется в качестве запасного источника электрической энергии и совместно с генератором обеспечивает питание бортовой сети самолета.

Аккумуляторная батарея состоит из 12 последовательно соединенных между собой аккумуляторов, собранных в эбонитовом двенадцатикамерном моноблоке.

Аккумуляторная батарея установлена в корневой части левой консоли крыла.

Основные данные

ЭДС заряженной батареи,	24 В
не менее	
Емкость батареи	23 А · ч

Штепсельный разъем ШРАП-500К

Штепсельный разъем предназначен для включения в электрическую сеть самолета аэродромного источника питания при запуске двигателя и проведении наземных работ по техническому обслуживанию самолета.

Штепсельный разъем имеет три контактных пары, две из которых силовые, а одна вспомогательная, предназначенная для переключения питания с бортсети самолета на аэродромное.

Для контроля выключения наземных источников питания около штепсельного разъема установлена сигнальная лампа «АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ».

Разъем расположен между шпангоутами 10 и 11, на левом борту.

Щиток питания

Щиток питания предназначен для подключения генератора, аккумулятора, аэродромного источника к бортсети самолета и для защиты цепей постоянного тока.

Конструктивно представляет собой коробку из стеклотекстолита, внутри которой размещена следующая аппаратура:

дифференциальное минимальное реле ДМР-200Д;

стабилизирующий трансформатор ТС-9М-2;

шунт ША-240 вольтамперметра ВА-2К;

конденсатор МБГТ-160в-4 мкФ $\pm 10\%$;

контакты ТКД501ДОД включения аккумуляторной батареи и аэродромного источника питания;

реле ТКЕ52ПОДГ сигнализации «Отказ генератора» и включения обогрева датчика ДС-1 из системы ССКУА-1;

предохранители типа ПМ и ИП.

Щиток питания установлен на шпангоуте 0 и с сетью самолета соединяется с помощью штепсельного разъема 6—1.

На крышке щитка размещена его схема.

Щиток реле

Щиток реле предназначен для коммутации цепей постоянного тока, контроля исправности цепей сигнальных ламп,

включения команд инструктора на имитацию отказов приборов.

Конструктивно представляет собой коробку из алюминиевого сплава, внутри которой размещены реле. Он устанавливается на шпангоуте 6 и соединяется с сетью самолета штепсельными разъемами 3—1 и 3—2.

На крышке щитка реле размещена его схема.

8.3.3. Работа электросхемы источников постоянного тока Включение аэродромного источника питания

При подключении к разъему Э20 аэродромного источника питания загорается сигнальная лампа «АЭРОДРОМНОЕ ПИТАНИЕ» С5, установленная рядом с разъемом, и срабатывает реле Э8. Реле Э8 своими контактами 1—2 размыкает цепь включения генератора Э1.

При установке переключателя Э23 «АККУМ-АЭР. ПИТ.» в первой кабине в положение «АЭР. ПИТ.» получает питание обмотка контактора Э7. Напряжение от аэродромного источника поступает на шины щитка питания, при этом в обеих кабинах загораются сигнальные лампы «ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА».

Для отключения аэродромного источника питания от бортовой сети необходимо выключить все потребители, установить переключатель Э23 в положение «ВЫКЛ.» и отсоединить вилку разъема источника аэродромного питания от разъема Э20.

Одновременное включение аэродромного питания и бортовых источников на самолете невозможно.

Включение бортовой аккумуляторной батареи

Для подключения бортовой аккумуляторной батареи 12-АСАМ-23 необходимо установить переключатель Э23 в положение «АККУМ».

При этом срабатывает контактор Э6 и подключает батарею к шинам щитка питания. После подключения аккумулятора к бортовой сети самолета на приборной доске во второй кабине загораются сигнальные лампы «АККУМ. ВКЛ.» и «ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА», на приборной доске первой кабины — «ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА».

Включение генератора ГСР-3000М

Генератор Э1 подключается к бортовой сети самолета при включении выключателя «ГЕНЕР.» Э18 в первой кабине.

Подключение генератора возможно только при отстыкованном разъеме аэродромного питания.

Обмотка возбуждения генератора получает питание по цепи: клемма «+» генератора Э1, клемма Б, угольный регуля-

тор и клемма А регулятора Э2, контакты 4—3 контактора КР автомата Э37, клемма III генератора.

Подключение генератора к бортовой сети осуществляется контактором III дифференциального реле ДМР-200Д.

При подаче напряжения на клемму в ДМР-200Д срабатывает реле I и своими контактами включает обмотку поляризованного реле II на разность напряжений генератора и бортовой сети, а также подготавливает цепь обмотки контактора III ДМР-200Д.

Поляризованное реле II срабатывает, когда напряжение генератора превысит напряжение бортовой сети на 0,2—1 В, и своими контактами включает контактор III. Контактор III срабатывает, подключая генератор к бортовой сети через щиток питания по цепи: клемма «+» генератора, трансформатор Э3, клемма «ГЕН», контакты контактора III и клемма «СЕТЬ ДМР-200Д», шины щитка питания.

Кроме того, напряжение через контакты контактора III и клемму С ДМР-200Д поступает на обмотку реле Э16. Реле Э16 срабатывает и своими контактами:

1—2 отключает клемму Б ДМР-200Д от бортовой сети самолета;
2—3 подключает клемму Б ДМР-200Д к клемме «+» генератора;

4—5 размыкает цепь питания сигнальных ламп «ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА».

Аварийное отключение генератора

Для защиты самолетной сети постоянного тока от аварийного повышения напряжения, связанного с перевозбуждением генератора, установлен автомат защиты от перенапряжения АЗП-А2 (поз. Э37).

Основными рабочими узлами автомата АЗП-А2 являются:
орган измерения напряжения — блок У2;
статический орган выдержки времени — блок У3;
исполнительный орган — контактор У1.

В случае выхода из строя системы регулирования генератора и возникновения в бортовой сети аварийного повышения напряжения срабатывает блок У2. При выходе из строя системы регулирования аварийное повышение напряжения будет и на обмотке возбуждения генератора.

В результате этого срабатывает орган выдержки времени блок У3. Через замкнувшиеся контакты 2—3 реле Р3 срабатывает промежуточное реле Р4, которое через свои контакты 2—3 подает сигнал на срабатывание контактора У1. Контактор У1, размыкая свои контакты, развозбуждает генератор.

ДМР-200Д (Э5), кроме подключения генератора к бортовой сети, производит также отключение генератора при обратном токе 10-25А и при обрыве генераторной линии электропитания.

При превышении напряжения бортсети над напряжением генератора по серийному витку поляризованного реле 11 потечет ток обратного направления. При достижении током определенной величины реле 11 срабатывает и своими контактами размыкает цепь питания обмотки контактора III, который производит отключение генератора от бортсети.

При обрыве генераторной линии напряжение на генераторе возрастет вследствие сброса нагрузки. В результате по шунтовой обмотке реле II потечет ток обратного направления. Контакты реле II разомкнутся и отключат контактор III.

8.3.4. Источники и распределители электроэнергии переменного тока

Преобразователь ПАГ-1ФП

Преобразователь ПАГ-1ФП преобразует постоянный ток напряжением 27 В в трехфазный переменный ток напряжением 36 В и предназначен для питания авиагоризонта АГИ-1, установленного в 1-й кабине, и прибора ДА-30, установленного во 2-й кабине.

Преобразователь представляет собой электромагнитный агрегат, состоящий из электродвигателя постоянного тока смешанного возбуждения и синхронного трехфазного генератора с возбуждением от постоянного магнита.

Преобразователь установлен на шпангоуте 5. Включение его осуществляется АЗРГК-5 «ПАГ».

Основные данные

Номинальное напряжение питания	27 В ± 10%
Потребляемый ток	4,5 А
Выходное напряжение	36 В ± 5%
Отдаваемый ток	0,85 А
Частота	400 Гц ± 2%
Режим работы	длительный

Преобразователь ПТ-200Ц

Преобразователь служит для преобразования постоянного тока напряжением 27В в переменный трехфазный ток напряжением 36В частотой 400 Гц.

Преобразователь состоит из электродвигателя постоянного тока, синхронного трехфазного генератора с возбуждением от постоянного магнита и коробки управления.

Преобразователь осуществляет питание приборов АГИ-1 во 2-й кабине, ДА-30И в 1-й кабине, радиокompаса АРК-15М, системы ГМК-1А.

ИТ-200 установлен справа между шпангоутами 11—12 и включается АЗРГК-20 «ПТ-200».

Основные данные

Напряжение питания	27 В + 10 %
Потребляемый ток	14 А
Выходное напряжение	34,5—40 В
Отдаваемая мощность	200 Вт
Отдаваемый ток	3,2 А
Частота	400 + 2 % Гц
Режим работы	длительный

Щиток переменного тока

Щиток переменного тока осуществляет коммутацию и защиту цепей переменного тока.

Конструктивно представляет собой коробку из алюминиевого сплава, внутри которой размещены реле и предохранители. Он установлен на полу между шпангоутами 10—11 и соединяется с сетью самолета штепсельным разъемом 7—1. На крышке размещена его электрическая схема.

Щиток звуковой сигнализации

Щиток звуковой сигнализации предназначен для коммутации цепей схемы сигнализации о предельных перегрузках самолета и цепей схемы системы сигнализации о критических углах атаки самолета.

Конструктивно представляет собой коробку из алюминиевого сплава, в которой размещены реле, разделительный трансформатор, диод и резисторы. Он установлен на правом борту шпангоута 5 и соединяется с сетью самолета штепсельным разъемом КРО1-4.

На крышке размещена его электрическая схема.

8.4. РАДИОСВЯЗНОЕ И РАДИОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.4.1. Общая часть

Радиосвязное оборудование, установленное на самолете, позволяет вести двухстороннюю радиосвязь с наземными станциями и самолетами, находящимися в воздухе.

В состав радиосвязного оборудования самолета входят командная радиостанция «Баклан-5» в однопультном варианте и самолетное переговорное устройство СПУ-9.

В состав радионавигационного оборудования входит автоматический радиокompас АРК-15М (в двухпультном варианте).

8.4.2. Радиостанция «Баклан-5» (рис. 68)

Ультракоротковолновая приемопередающая радиостанция «Баклан-5» предназначена для телефонной связи с наземными радиостанциями и бортовыми радиостанциями других самолетов, находящихся в воздухе.

В радиостанции для формирования сетки частот применен цифровой метод частотного синтеза с фазовой автоподстройкой частоты по высокостабильному опорному генератору.

Данный метод обеспечивает бесперерывную, бесподстроечную связь в пределах диапазона частот. Установка требуемой частоты производится с помощью двух ручек на пульте дистанционного управления.

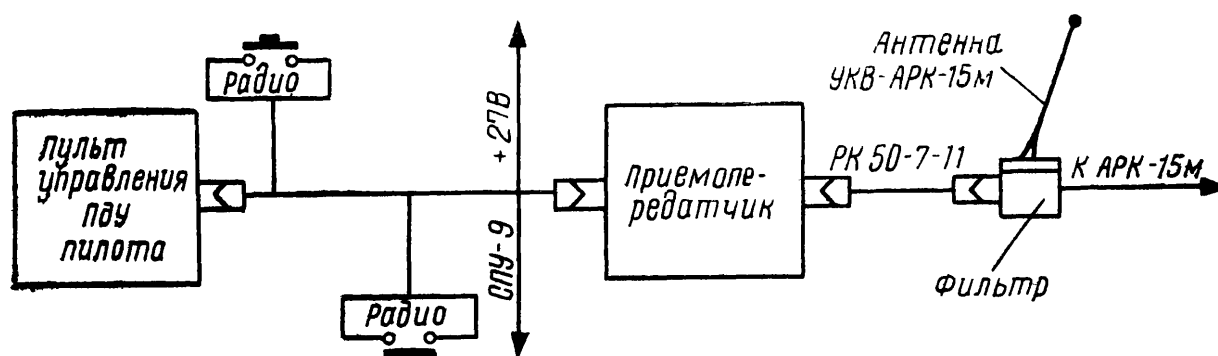


Рис. 68. Блок-схема радиостанции «Баклан-5»

Питание радиостанции осуществляется от бортсети постоянного тока напряжением от 24 до 29,4 В. Радиостанция сохраняет работоспособность при снижении напряжения бортсети до 18 В.

Радиостанция работает с авиагарнитурами, содержащими высокоомные телефоны ТА-56М и электродинамический микрофон ДЭМШ.

На самолете установлен один комплект радиостанции «Баклан-5», состоящий из приемопередатчика и пульта дистанционного управления (ПДУ).

Радиостанция работает на штыревую антенну АРК-УКВ, расположенную в верхней части фюзеляжа между шпангоутами 13 и 14, к которой она подключается через конденсатор антенного фильтра высокочастотным кабелем.

Управление радиостанцией дистанционное, осуществляется с пульта ПДУ. На передней панели пульта расположены два переключателя частоты, регулятор громкости и тумблер ПШ.

Управление радиостанцией включает в себя следующие операции:

- включение радиостанции и ее выключение;
- выбор одного из каналов связи;

переключение радиостанции из режима «Прием» в режим «Передача» и обратно;

включение и выключение подавителя шумов.

Выход на внешнюю связь осуществляется через абонентский щиток пилота ЩА2 или абонентский щиток инструктора ЩА1 самолетного переговорного устройства СПУ-9.

Переключение радиостанции из режима «Прием» в режим «Передача» производится нажатием кнопок РАДИО, установленных на рычагах управления дроссельной заслонкой карбюратора двигателя. При нажатой кнопке РАДИО включается передатчик, а при отпущенной — приемник радиостанции.

Регулировка громкости телефонов и включение подавителя шумов осуществляется с ПДУ. Исправность передающего тракта проверяется прослушиванием собственной передачи.

Аппаратура радиостанции допускает работу:

при температуре окружающей среды от -54 до 55°C ;

при максимальной относительной влажности окружающей среды 98%, при температуре не выше $+40^{\circ}\text{C}$.

Основные данные

Диапазон рабочих частот	118,0—135,975 мГц
Разнос частот между соседними каналами	25 мГц
Общее число частот связи	720
Нестабильность частоты радиостанции	0,001%
Выходная мощность передатчика, не менее	5 Вт
Чувствительность приемника при частоте модуляции 1000 Гц, коэффициенте модуляции 30% и соотношении $\frac{С + Ш}{Ш} = 10$ дБ, не хуже	2,5 мкВ
Мощность, потребляемая от бортсети в режиме «Прием»	30 Вт
в режиме «Передача»	85 Вт
Время перехода с волны на волну, не более	1 с
Время перехода с приема на передачу, не более	0,5 с

Радиостанция «Баклан-5» рекомендуется для установки на самолет в качестве штатной при условии совместной работы с наземными радиостанциями типа Р-844 и Р-845.

8.4.3. Самолетное переговорное устройство СПУ-9

Самолетное переговорное устройство СПУ-9 предназначено для обеспечения двухсторонней внутрисамолетной связи между членами экипажа, выхода членов экипажа на внешнюю связь через радиостанцию «Баклан-5», прослушивания сигналов радиокompаса АРК-15М.

Устройство СПУ-9 обеспечивает:

а) Одновременное прослушивание каждым абонентом со 100% громкостью:

передач, ведущихся по сети внешней связи;

передач, ведущихся по сети внутренней связи;

сигналов радиокompаса при установке на абонентском щитке тумблера «РК — ВЫК» в положение «РК».

б) Двухстороннюю внутрисамолетную телефонную связь между двумя абонентами при нажатии одной из кнопок СПУ, расположенных на рычагах управления дроссельной заслонкой карбюратора двигателя, любым из абонентов.

в) Осуществление выхода на внешнюю радиосвязь при нажатии одной из кнопок РАДИО, расположенных на рычагах управления дроссельной заслонкой карбюратора двигателя.

г) Возможность отключения микрофона гарнитуры пилота (щиток абонента ЩА2) от входа радиостанции при выходе на передачу инструктора (щиток абонента ЩА1) и нажатии инструктором своей кнопки РАДИО.

д) Возможность резервирования разделительных усилителей обоих абонентов за счет переключения телефонов первого абонента (инструктора) на выход разделительного усилителя второго абонента (пилота) параллельно его телефонам или, наоборот, при установке на щитке абонента тумблера «РЕЗ — ВЫК» в положение «РЕЗ».

е) Плавное отдельное регулирование уровня речи, передаваемой по сети внутренней связи, регулятором громкости СПУ, а по сети внешней связи — регулятором громкости РАД. Сигналы, поступающие в СПУ от радиокompаса АРК-15М, в системе СПУ регулировки не имеют.

Регуляторы громкости СПУ и РАД расположены на щитках абонента.

Комплект самолетного переговорного устройства состоит из блока усилителей и двух абонентских щитков.

При включенном бортовом питании самолетное переговорное устройство включается автоматом защиты сети СПУ, расположенным на левом пульте 1-й кабины.

Сигнал внутренней связи поступает на телефоны гарнитур абонентов непрерывно, независимо от положения тумблеров на абонентских щитках, при нажатии одной из кнопок СПУ.

Для регулировки громкости передачи внутрисамолетной связи у каждого абонента на его щитке имеется регулятор громкости СПУ, который регулирует уровень передачи, поступающей с усилителя.

Для ведения передачи по сети внутренней связи абоненту необходимо нажать кнопку СПУ. При этом микрофон гарнитуры абонента подключается к входу усилителя.

Сигналы приемника радиостанции «Баклан-5» поступают на

телефоны гарнитур абонентов (инструктора и пилота) непрерывно.

Для регулировки громкости передачи, принимаемой по радиосвязи, на каждом абонентском щитке имеется регулятор громкости РАД.

Для ведения передачи по радио необходимо нажать кнопку РАДИО. При этом микрофон гарнитуры абонента подключается к входу радиопередатчика и происходит его запуск.

При нажатии кнопки РАДИО во второй кабине (абонентский щиток ЩА1) микрофон гарнитуры первой кабины (абонентский щиток ЩА2) отключается от входа радиостанции.

Сигнал радиокompаса АРК-15М поступает на вход усилителя. С помощью тумблера «РК — ВЫК.», расположенного на каждом абонентском щитке, сигнал радиокompаса может включаться или отключаться от входа усилителя.

Блок усилителей установлен на шпангоуте 6, слева.

Абонентский щиток инструктора (ЩА1) размещен на приборной доске 2-й кабины, абонентский щиток пилота (ЩА2) — на приборной доске 1-й кабины.

Основные данные

1. Выходное напряжение усилительного тракта внутренней связи, состоящего из усилителя внутренней связи и двух разделительных усилителей, размещенных в усилительном блоке, должно быть в пределах 55—75 В при нагрузке на высокоомные телефоны и подаче на вход усилителя внутренней связи сигнала частотой 1000 Гц напряжением 0,5 В
2. Усилитель разделительный, размещенный в блоке усилителей, при подаче на его вход напряжения 10 В частотой 1000 Гц должен развивать на одной паре высокоомных телефонов, подключенных к его выходу, напряжение 55—75 В
3. Частотный диапазон, Гц 300—3400
4. Мощность потребления от бортсети 27 В + 10%, Вт:
 блоком усилителей, не более 13,5
 лампами подсвета 3

8.4.4. Автоматический радиокompас АРК-15М

Автоматический радиокompас АРК-15М предназначен для самолетовождения по приводным и широковежательным радиостанциям и радиомаякам. Радиокompас обеспечивает получение непрерывного отсчета курсового угла и позволяет решать следующие навигационные задачи:

совершать полет на радиостанцию и от нее с визуальной индикацией курсового угла;

автоматически определять пеленг на радиостанцию по стрелкам приборов УГР-4УК;

обеспечивать непрерывный отсчет курсового угла радиостанции;

выполнять заход на посадку по системе ОСП;

вести прием и прослушивание сигналов средневолновых станций в диапазоне 150—1 799,5 кГц.

Отличительными особенностями радиокомпаса АРК-15М являются:

неповоротная рамочная антенна, сопряженная с гониометром через высокочастотные кабели;

фиксированная настройка частот через 500 Гц;

сетка частот выполнена на одном опорном кварце с применением счетно-логических схем;

для перестройки тракта высокой частоты применены варикапы;

в приборе использована модульная конструкция, построенная полностью на транзисторах.

Радиокомпас АРК-15М может использоваться в трех режимах:

режим «Компас» (основной режим работы) — режим автоматического пеленгования радиостанции.

Работа радиокомпаса в режиме «Компас» основана на автоматическом сравнении сигналов, принимаемых как направленной, так и ненаправленной антеннами.

В этом режиме радиокомпас при настройке его на частоту пеленгуемой радиостанции автоматически устанавливает стрелки приборов указателей курса в положение, соответствующее курсовому углу на пеленгуемую радиостанцию. При этом сигналы радиостанции могут прослушиваться с помощью телефонов на выходе радиокомпаса.

Режим «Антенна» — режим работы, когда радиокомпас используется в качестве средневолнового приемника;

Выбор режима работы радиокомпаса производится установкой переключателя рода работ на пульте управления в одно из двух положений: «Компас» или «Антенна».

Пеленгование (определение направления на радиостанцию) основано на использовании направленной характеристики рамочной антенны, диаграмма направленности которой имеет вид восьмерки (две соприкасающиеся окружности). Интенсивность приема такой антенны меняется в зависимости от того, с какого направления приходят радиоволны.

Рамочный сигнал пропускается через балансный каскад, где он периодически коммутируется по фазе. Прокоммутированный сигнал складывается с сигналом от ненаправленной антенны. Диаграмма направленности ненаправленной антенны имеет форму окружности в горизонтальной плоскости с центром в месте расположения антенны.

В результате сложения сигналов от рамки и ненаправленной антенны и ряда преобразований этих сигналов на компасном выходе приемника получается напряжение, представляющее собой амплитудно-модулированный сигнал, в котором сигнал ненаправленной антенны является опорным. После детектирования в приемнике низкочастотная огибающая модулированного сигнала воздействует через следящую систему на мотор вращения рамки. Движение рамки продолжается до момента установки в направление нулевого приема на пеленгуемую радиостанцию.

Особенностью схемы радиокompаса АРК-15М является использование неповоротной рамочной антенны. В качестве направленной антенны используется система, состоящая из двух взаимно перпендикулярных обмоток рамочной антенны, конструктивно оформленных в виде одного блока и гониометра. Гониометр представляет собой устройство, имеющее две взаимно перпендикулярные неподвижные полевые катушки и одну подвижную искательную катушку, размещенную в пространстве между полевыми катушками.

Гониометр размещен в блоке приемника радиокompаса, ЭДС с зажимов каждой из обмоток рамочной антенны передается в свою полевую катушку гониометра, поэтому электромагнитное поле в пространстве между полевыми катушками гониометра пропорционально по величине и совпадает по направлению с результирующим вектором электромагнитного поля сигнала приходящей радиоволны в месте расположения рамочной антенны, и ЭДС, наводимая полем в искательной катушке, зависит от ориентации искательной катушки в поле полевых катушек так же, как ЭДС на зажимах вращающихся рамочных антенн от величины и ориентации электромагнитного поля сигнала радиостанции.

Таким образом, система из двух взаимно перпендикулярных рамок, соединенных с гониометром с точки зрения характеристик направленности, заменяет одну поворотную рамку, но при этом механизм вращения рамки исключается, заменяясь вращением искательной катушки внутри гониометра, связанной с помощью синусно-косинусного трансформатора и блока механического переходного БМП со стрелками приборов УГР—4УК.

Все это относится к основному режиму работы радиокompаса — режиму автоматического пеленгования «Компас». В остальных режимах работы некоторые элементы либо вовсе отключаются, либо работают несколько иначе.

В режиме «Антенна» радиокompас работает как обычный связной средневолновый приемник, отключается весь рамочный вход, а также ряд других элементов схемы. Этот режим используется для прослушивания радиокompаса в качестве резервного приемника с достаточно высокой чувствительностью.

В комплект радиокompаса АРК-15М входят: приемник, два упрощенных пульта управления, переключатель пультов, два пульта предварительной настройки, два переключателя Б—Д, контрольный разъем, рамочная антенна, антенное согласующее устройство, эквивалент рамочного кабеля и соединительные кабели. Радиокompас работает через блок механический переходной БМП на два указателя У2Р—4УК.

Приемник на амортизационной раме, пульта предварительной настройки, переключатель пультов и блок БМП установлены в районе шпангоутов 10 и 11, рамочная антенна находится в нижней части фюзеляжа, в районе шпангоута 9, ненаправленная совмещенная антенна УКВ-АРК, антенный фильтр и антенное согласующее устройство расположены в верхней части фюзеляжа, в районе шпангоутов 13 и 14.

В первой кабине установлены: пульт управления, указатель УГР — 4УК, кнопка управления АРК, переключатель Б-Д.

Во второй кабине установлены: пульт управления, указатель УГР — 4УК, кнопка управления АРК, переключатель Б—Д и контрольный разъем.

На пульте управления радиокompасом расположены следующие органы управления:

- переключатель каналов;

- переключатель режимов работы с положениями «Антенна» и «Компас»;

- переключатель «ТЛФ—ТЛГ»;

- регулятор громкости телефонов;

- кнопка «РАМКА».

Кнопка «РАМКА» используется для включения автономного вращения искательной катушки гониометра.

Пульта предварительной настройки служат для предварительной установки частоты рабочих каналов.

При включенном бортовом питании радиокompас включается автоматом защиты АРК, расположенным на левом пульте 1-й кабины.

Радиокompас можно считать включенным, если при этом загорелись лампы подсвета, у стрелки индикатора появился небольшой самоход или колебание под влиянием шумов и при установке переключателя «ТЛФ—ТЛГ» в положение «ТЛФ» в телефонах появляется характерный шум.

Полная работоспособность радиокompаса при работе в широкой полосе на мощные радиостанции устанавливается в течение 1—2 мин после включения.

Выход приемника радиокompаса на СПУ-9 осуществляется с помощью тумблера «РК—ВЫК.», расположенного на каждом абонентском щитке.

Основные данные

Потребление:	
по постоянному току 27 В, А	не более 2
по переменному току 36 В 400 Гц, А	не более 1
Диапазон частот, кГц	150—1799,5
Точность установки частоты, Гц	± 100
Поддиапазоны, кГц	150—239,5
	240—399,5
	400—699,5
	700—1199,5
	1200—1799,5
Предельная чувствительность по приводу, мкВ/м	не хуже 25
Дальность действия по приводу на высоте 1000 м, км	не менее 150

8.4.5. Антенный фильтр

Антенный фильтр Р105 предназначен для разделения каналов радиосвязи и радионавигации и обеспечивает одновременную работу радиостанции и радиокompаса на одну антенну.

Радиокompас соединяется с антенной через высокочастотный дроссель, имеющий большое сопротивление для частот УКВ диапазона и малое сопротивление для частот радиокompаса.

Радиостанция соединяется с антенной через разделительную емкость С. Емкость С представляет большое сопротивление для частот радиокompаса и малое — для частот радиостанции.

Антенный фильтр устанавливается на фланце штыревой антенны и крепится к антенне четырьмя винтами.

В процессе эксплуатации антенный фильтр не требует выполнения регламентных работ.

Основные данные

Диапазон рабочих частот, МГц:	
звено фильтра радиостанции	от 100 до 150
звено фильтра радиокompаса	от 0,12 до 1,8
Емкость звена фильтра радиокompаса, С, пФ	$25 \pm 10\%$
Индуктивность звена фильтра радиокompаса, мкГн	$2,6 \pm 10\%$
Сопротивление изоляции в нормальных климатических условиях, МОм	не менее 20
Режим работы	продолжительный

8.5. ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЯ

8.5.1. Сигнализатор уровня топлива СУТ4-2

Сигнализатор уровня топлива СУТ4-2 предназначен для: дискретного измерения запаса топлива в двух баках объекта с выдачей информации на 9 уровнях на световое табло индикатора;

выдачи дублирующих сигналов аварийного остатка топлива в каждом баке во 2-ю кабину.

В состав сигнализатора входят:

два датчика сигнализатора уровня ДСУ1-2;

один индикатор уровня топлива ИУТЗ-1.

Принцип действия сигнализатора основан на преобразовании неэлектрической величины (меняющегося уровня топлива) в электрическую (соответственно меняющиеся комбинации фаз выходных напряжений).

Для преобразования неэлектрической величины в электрическую служит поплавковый взаимоиндуктивный датчик. Индикатор ИУТЗ-1 предназначен для преобразования сигналов, поступающих с датчиков, и выдачи информации на световое табло. На лицевой панели индикатора расположены кнопка контроля функционирования сигнализатора «К» и переключатель яркости светового табло «Д—Н».

8.5.2. Тахометр ИТЭ-1

Тахометр предназначен для дистанционного измерения скорости вращения вала двигателя, выраженной в процентах от числа максимальных оборотов в минуту.

Принцип действия прибора основан на преобразовании скорости вращения вала двигателя в ЭДС с частотой, пропорциональной скорости вращения вала.

В комплект тахометра входят указатели ИТЭ-1, датчик ДТЭ-6.

Указатели устанавливаются на приборных досках, датчик — на двигателе.

Основные данные

Диапазон измерения	от 10 до 110%
Погрешность при +20°C	±1%
Температурный интервал работы	от +50 до —60°C

8.5.3. Трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-3К

Трехстрелочный моторный индикатор служит для дистанционного контроля работы двигателя самолета и представляет собой комбинированный прибор, измеряющий давление топлива и масла и температуру масла.

В комплект прибора входят указатель УКЗ-1, приемник давления топлива П-1Б, приемник давления масла ПМ-15Б и приемник температуры масла П-1.

Указатель установлен на приборной доске.

Основные данные

Диапазон измерения:	
давление топлива	$0 \div 1 \text{ кгс/см}^2$
давление масла	$0 \div 15 \text{ кгс/см}^2$
температура масла	$0 \div 150^\circ\text{C}$
Напряжение питания	$27 \pm 2,7 \text{ В}$
Температурный режим	от -60 до $+50^\circ\text{C}$

8.5.4. Термоэлектрический термометр ТЦТ-13

Термоэлектрический термометр служит для дистанционного измерения температуры под свечой цилиндра авиадвигателя.

Принцип действия термометра основан на явлении возникновения термоэлектродвижущей силы в спаяе двух различных металлов при нагреве спая.

В комплект термометра входит один измеритель ТЦТ-1 и одна термопара Т-3.

Измеритель установлен на приборной доске, термопара — под свечой головки цилиндра двигателя.

Основные данные

Диапазон измерения	от -50 до $+350^\circ\text{C}$
Погрешность измерения	$\pm 10^\circ\text{C}$
Температурные условия	от $+50$ до -60°C

8.5.5. Электрический термометр ТУЭ-48

Универсальный электрический термометр предназначен для дистанционного измерения температуры всасываемой смеси.

В комплект термометра входят приемник П-1 и указатель.

Принцип действия электрического термометра основан на том, что при изменении температуры измеряемой среды изменяется сопротивление чувствительного элемента приемника.

Приемник температуры устанавливается на входе в карбюратор, указатель — на приборной доске.

Основные данные

Температурный режим:	
для указателя	от -60 до $+150^\circ\text{C}$
для приемника	от -70 до $+150^\circ\text{C}$
Диапазон измерений температуры	от -70 до $+150^\circ\text{C}$
Рабочий диапазон	от -40 до $+130^\circ\text{C}$
Напряжение питания	$27 \pm 2,7 \text{ В}$

8.5.6. Мановакуумметр МВ-16К

Мановакуумметр предназначен для измерения абсолютного давления горючей смеси во всасывающем патрубке двигателя.

Принцип действия мановакуумметра основан на зависимости между упругой деформацией мембран анероидной коробки и изменением абсолютного давления в патрубках.

Мановакуумметр установлен на средней панели приборной доски.

Основные данные

Диапазон измерения	300÷1600 мм рт. ст.
Температурный режим	от +50 до —60°C
Погрешность показаний при нормальной температуре окружающей среды не превышает	±10 мм рт. ст.

8.5.7. Сдвоенный манометр сжатого воздуха 2М-80

Манометр предназначен для измерения давления сжатого воздуха в основной и аварийной воздушных системах.

Принцип действия манометра основан на функциональной зависимости между измеряемым давлением и упругими деформациями чувствительного элемента — трубчатой пружины.

Манометр имеет две шкалы и соответственно две стрелки, показывающие давление в основной и аварийной системах.

Основные данные

Диапазон измерения	0—80 кгс/см ²
Погрешность при +20°C	±2,0 кгс/см ²
Температурный режим работы	от +60 до —60°C

8.5.8. Фидер запуска двигателя

При включении автомата защиты «ЗАЖИГАНИЕ» Э25 напряжение подается к кнопкам «ЗАПУСК» 31 и 32 и к выключателю «РАЗЖИЖЕНИЕ МАСЛА» М1.

При нажатии на кнопку 31 в первой кабине или на кнопку 32 во второй кабине напряжение подается на реле 310, при срабатывании которого 27 В подается на электроклапан ЭК-48 (33) и пусковую катушку КП4716 (34).

Ток, проходя по первичной обмотке пусковой катушки, создает магнитное поле. Вследствие этого сердечник окажется намагниченным и при достижении определенной напряженности магнитного поля якорь вибратора, преодолевая сопротивление пружины, притянется к сердечнику. В результате этого контакты вибратора разомкнутся, ток прекратится, магнитный поток исчезнет и пружина вибратора возвратит якорь в первоначальное положение (при этом контакты вибратора опять замкнутся).

Цепь первичной обмотки окажется вновь замкнутой, и описанный выше процесс повторится.

В момент размыкания контактов магнитное поле первичной обмотки исчезает мгновенно. Вследствие быстрого изменения магнитного потока во вторичной обмотке индуцируется большая электродвижущая сила. Ток от вторичной обмотки пусковой катушки поступает на электрод бегунка левого магнето (клемма П) и через электроды распределителя на свечи цилиндров.

Управление системой зажигания, т. е. включение и выключение магнето, из первой кабины производится переключателем 37, при этом во второй кабине переключатель 38 должен быть в положении «1+2», а выключатель «ЗАЖИГАНИЕ», Э11 — в положение «1 каб.». Управление системой зажигания из 2-й кабины осуществляется переключателем 38, выключатель «ЗАЖИГАНИЕ» 311 в этом случае должен быть в положении «2 каб.».

Переключатель магнето ПМ-1 имеет четыре положения. При положении 0 оба магнето выключены, т. к. первичные обмотки трансформатора магнето соединены с корпусом самолета.

При положении 1 работает левое магнето 35, а правое 312 выключено, т. к. первичная обмотка его трансформатора соединена с корпусом самолета.

При положении 2 работает только правое магнето, при положении «1+2» работают оба магнето.

8.5.9. Фидер приборов контроля работы двигателя

При включении автомата защиты «ПРИБ. ДВИГ.» Э24 напряжение подается на термометр ТУЭ-48, показывающий температуру воздуха на входе в карбюратор на трехстрелочные указатели УКЗ-1, М5 и М9 и на индикатор ИУТЗ-1 из комплекта сигнализатора уровня топлива СУТ4-2.

8.5.10. Цепь сигнализации наличия стружки в двигателе

При появлении стружки в двигателе срабатывает сигнализатор — фильтр М25 и замыкает минусовую цепь сигнальных ламп «СТРУЖКА В МАСЛЕ» С1 и С2. Сигнальные лампы С1 и С2 загораются.

9. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Приспособление для буксировки представляет собой трубу 3, к одному концу которой присоединен амортизатор 2, к другому — вилка 4, и предназначено для буксировки самолета в пределах аэродрома и на большие расстояния.

Амортизатор представляет собой цилиндр, внутри которого находится шток с пружиной. Для плавного хода штока на конце его накручена гайка, с помощью которой осуществляется предварительное сжатие пружины амортизатора. К свободному концу штока амортизатора с помощью предохранительного болта крепится кольцо для подсоединения к крюку автомобиля 1.

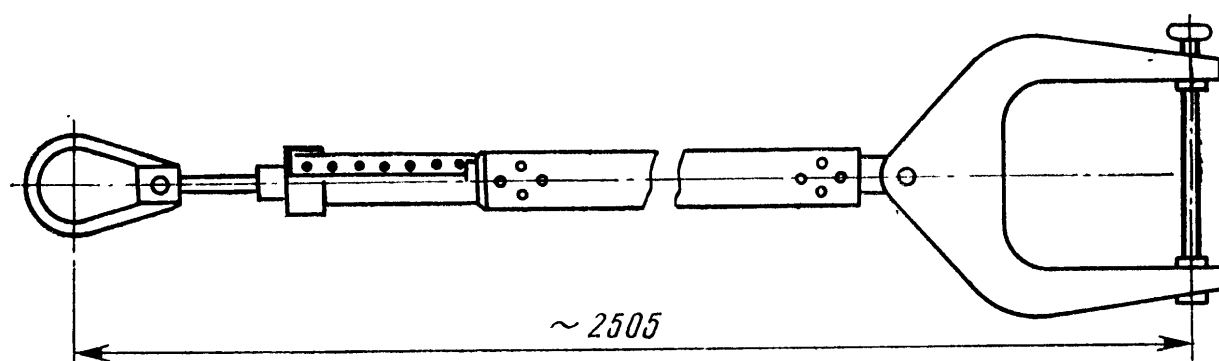


Рис. 69. Водило

Вилка сварена из стальных пластин, к которым приварены две втулки для крепления к передней стойке шасси. Крепление осуществляется с помощью стопорного штыря (5). Крепление вилки к трубе производится двумя болтами. Один из них — предохранительный, который служит для предотвращения поломки ног шасси в случае резкого увеличения нагрузки при буксировке.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Срезанные предохранительные болты заменяются только из запасного комплекта приспособления.

Запасной комплект болтов находится в коробке, вмонтированной в корпус вилки.

Основные данные

Длина, мм	2555
Усилие среза предохранительных болтов, кгс:	
на вилке (от момента)	1760
на кольцо (от растяжения)	1540
Масса, кг	25

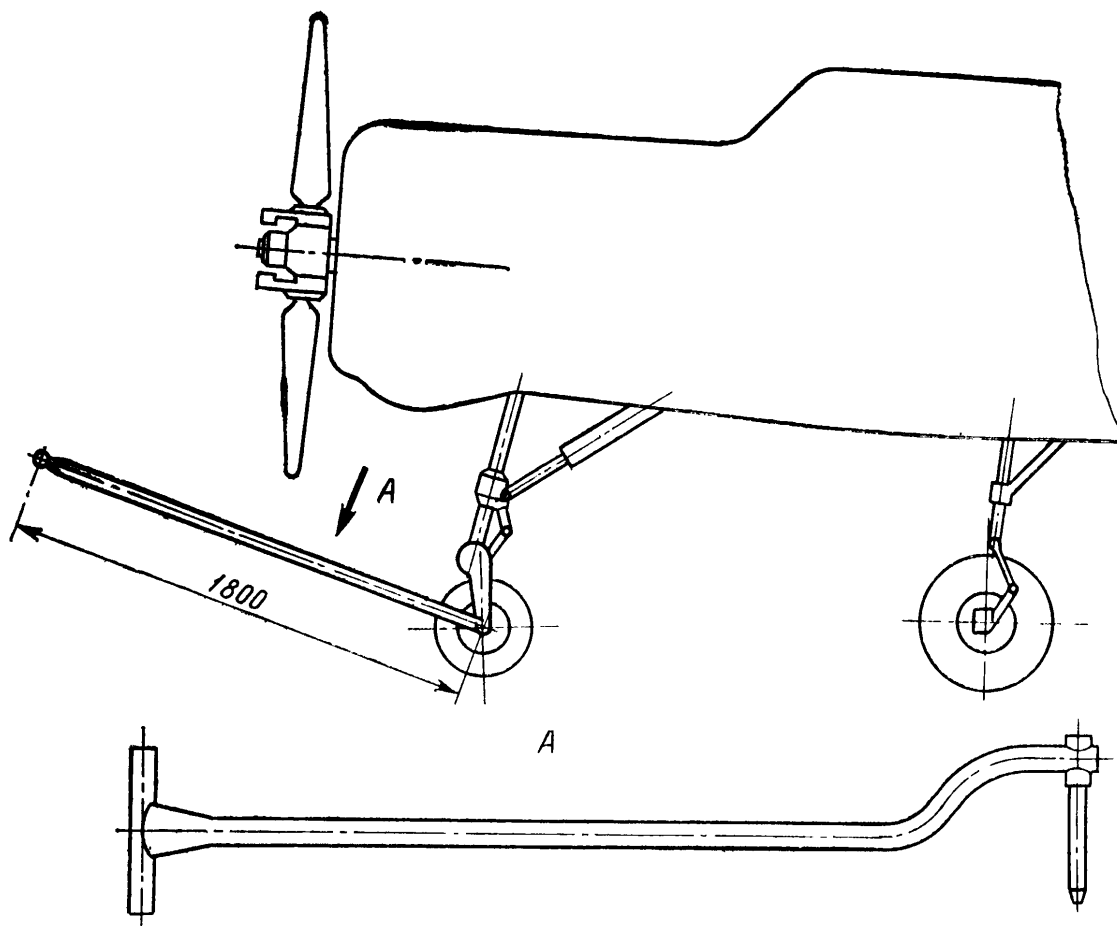


Рис. 70. Водило ручное

Ручное водило предназначено для управления колесом передней стойки шасси при движении самолета в ангаре и на стояночной площадке.

Ручное водило представляет собой трубу 2, к одному концу которой приварена ручка 1, а к другому — штырь для присоединения к оси колеса передней стойки шасси..

Длина ручного водила 1800 мм.

Швартовка самолета предназначена для удержания самолета при длительной стоянке.

Швартовка производится с помощью швартовочных тросов и упорных колодок под колеса шасси.

В комплект входят четыре троса: два троса крепятся к узлам, расположенным на крыле, два — к узлу в хвостовой части фюзеляжа.

Свободные концы тросов заканчиваются крюками, которые крепятся к штопорам, ввернутым в землю.

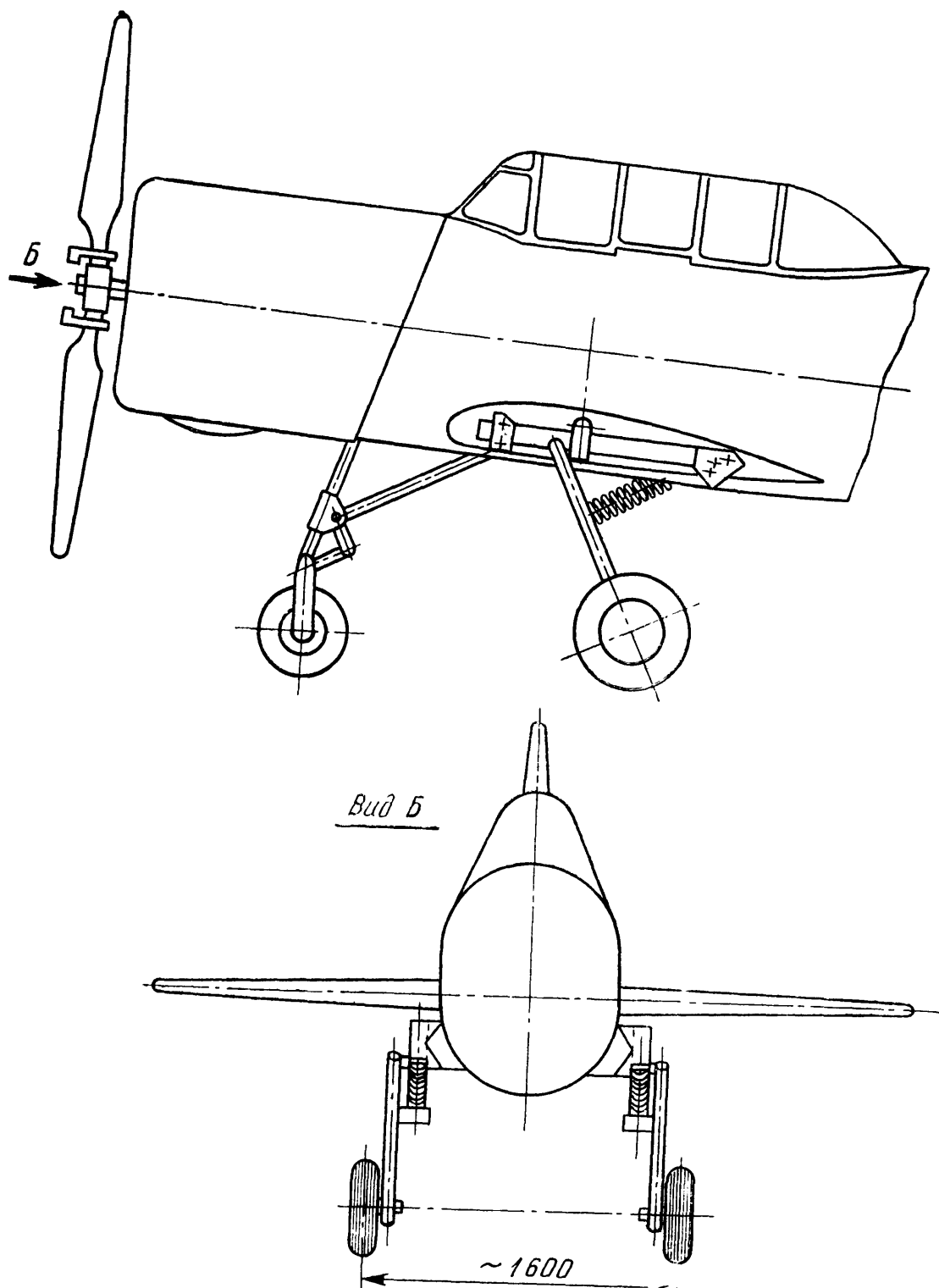


Рис. 71. Установка самолета на ложное шасси

Ложное шасси предназначено для транспортировки самолета на дальние расстояния. Оно крепится к узлам навески крыла на фюзеляже.

В комплект ложного шасси входит правая и левая опоры.

Каждая опора ложного шасси состоит из балки 1, подкоса-амортизатора 2, жесткой стойки 3 и колеса 4.

Стойка шарнирно крепится к балке.

Амортизатор представляет собой шток, на который надеты резиновые шайбы с металлическими прокладками. Одним кон-

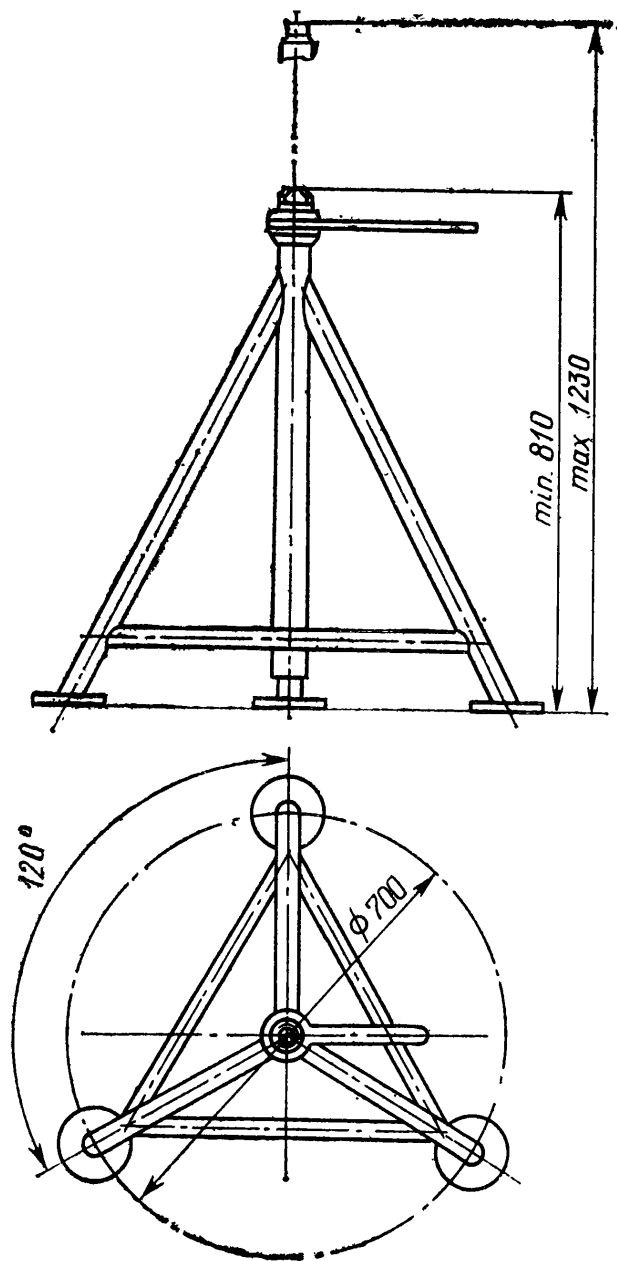


Рис. 72. Подъемник винтовой

цом амортизатор крепится к стойке, а другим — к балке.

Коля ложного шасси — 1600 мм.

Колодки для колес шасси предназначены для удержания самолета от перемещения на стоянке.

Колодки представляют собой литые из сплава АЛ9В корпуса с отверстиями облегчения.

Колодки ставятся под колеса главных опор шасси по две вместе и соединяются между собой тандемами. Для более прочного сцепления колодок с землей на их основании имеются наконечники.

Вытаскивание колодок из-под колеса производится с помощью троса с ручкой, прикрепленного к колодке.

Подъемник винтовой предназначен для подъема самолета при проведении нивелировки, отработки шасси, смены,

замены двигателя и отстыковки крыльев.

Подъемник состоит из стойки 2, подкосов 3 и гайки 1. Стойка представляет собой трубу, внутри которой перемещается грузовой винт.

На подкосах установлены опорные плиты 4.

Гайка снабжена рукояткой 5 для удобства вращения.

Винт заканчивается сферическим гнездом, соответствующим сферической головке опорной точки самолета.

Основные данные

Грузоподъемность, кг	600
Высота, мм:	
макс	1230
мин	810
Усилие на рукоятке, кгс	11

Съемник подшипников с полуоси главной опоры шасси состоит из фигурной гайки и винта. На краях гайки укреплены два захвата. На винте с одной стороны расположена упорная

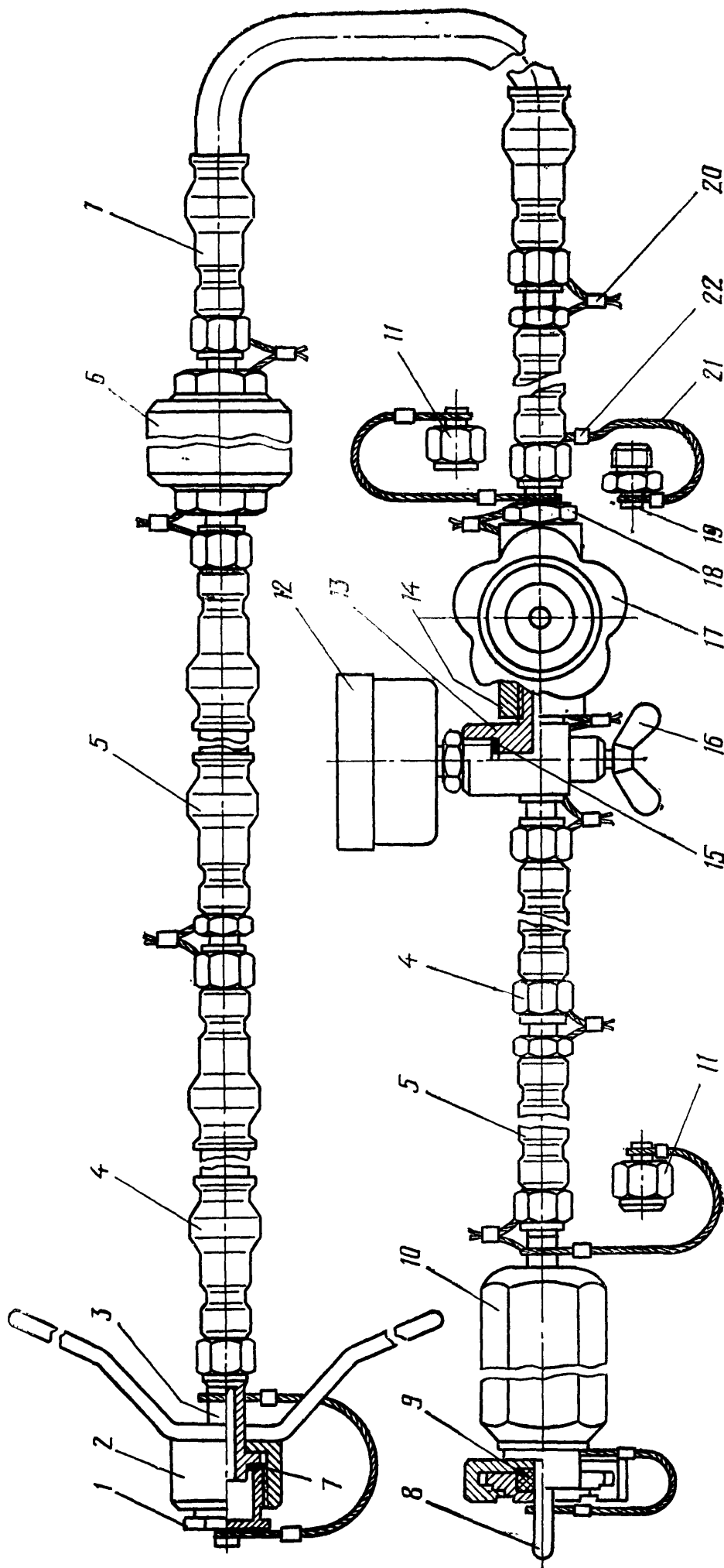


Рис. 73. Приспособление для зарядки пневмосистемы:

1 — заглушка; 2 — гайка наконечника; 3 — штуцер; 4 — рукав; 5 — рукав; 6 — фильтр воздушный; 7 — прокладка; 8 — заглушка; 9 — кольцо уплотнительное; 10 — наконечник для зарядки борсетки; 11 — манометр; 12 — манометр; 13 — крестовина; 14 — кольцо; 15 — кольцо уплотнительное; 16 — кран стравливания; 17 — кран запорный; 18 — проходник; 19 — заглушка; 20 — втулка; 21 — канат 100 мм; 22 — пломба

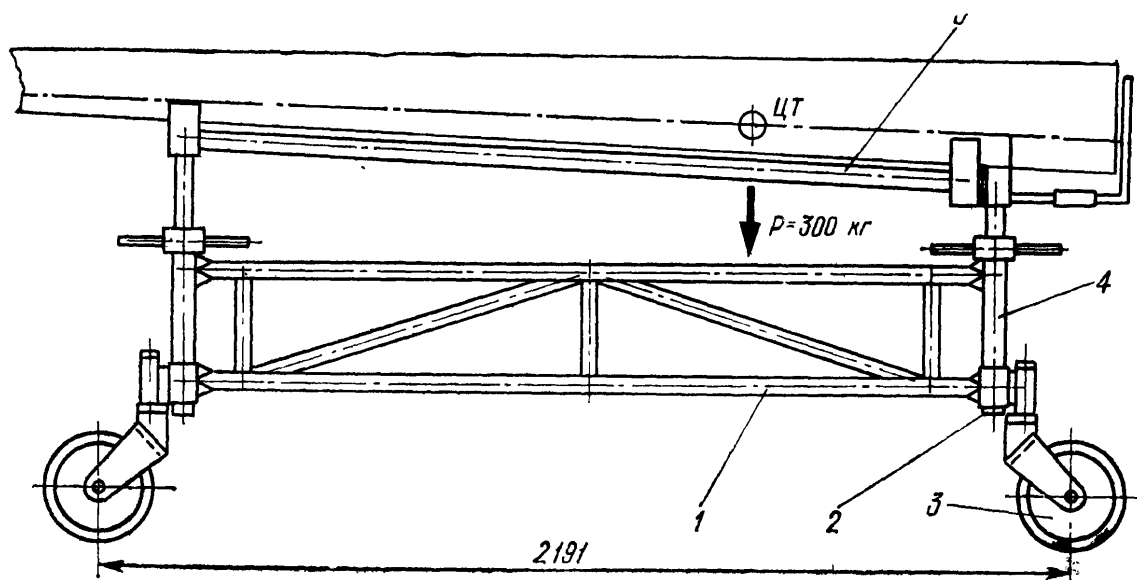


Рис. 74. Тележка под крыло

шайба, а с другой стороны — рукоятка для вращения винта.

Для съемки захваты заводятся за внутреннюю обойму подшипника, а винт с упорной шайбой упирается в торец полуоси.

При вращении винта захваты, укрепленные на гайке, стягивают подшипник с полуоси.

Патрубок для подогрева двигателя предназначен для подвода горячего воздуха к двигателю. Он представляет собой трубу, один конец которой соединяется с моторным подогревателем, а другой подводит горячий воздух под капот двигателя. К капоту патрубок крепится с помощью карабина.

Приспособление для зарядки пневмосистемы воздухом от аэродромного баллона состоит из резиновых шлангов, соединенных между собой арматурой, в состав которой входят наконечник для подсоединения к баллону, фильтр, кран с манометром, наконечник для зарядки бортсети, а также воздушный редуктор, понижающий подводимое давление до заданного.

Ложементы под крыло и оперение предназначены для хранения в них консолей крыла и оперения.

Ложементы состоят из двух деревянных плит, соединенных перемычками.

Плиты, соединенные между собой металлическими скобами, выполнены разъемными. В плитах имеются вырезы, соответствующие контуру опорных нервюр крыла и оперения. В углах плит имеются такелажные узлы для подъема ложементов с крылом и оперением.

Тележка под крыло предназначена для стыковки и отстыковки консолей крыла от фюзеляжа.

Тележка состоит из двух вертикальных рам 1, соединенных у основания фермой 2, и четырех ориентирующихся колес 3. Каждая вертикальная рама представляет собой две трубчатые стойки, которые соединены поперечной балкой из швеллера.

В стойках расположены винты с гайками 4. Винты оканчиваются шаровыми опорами, на которые свободно установлен ложемент для опоры консоли крыла 5.

Ложемент представляет собой раму, состоящую из двух опор, соединенных трубами.

Опоры изготовлены из пенопласта и обиты плащевым полотном.

Для уменьшения габаритов тележки при транспортировке конструкция ее выполнена разборной. Крепление вертикальных рам, ферм и подкосов производится болтами.

Основные данные

Длина, мм	2320
Ширина, мм	1600
Высота, мм:	
макс	1050
мин	820

Траверса для подъема двигателя М-14П представляет собой литую балку с отверстием для крюка подъемного крана. К обоим концам балки с помощью переходных узлов подсоединены тросы, которые крепятся к такелажным узлам двигателя.

Стропы для подъема контейнера с двигателем. Для подъема контейнера с двигателем используются четыре троса длиной 3500 мм каждый, один конец которых заделан на коуш. Между собой тросы соединены стальным кольцом, которое навешивается на крюк крана. Другие концы тросов заканчиваются крюками, которые крепятся к скобам контейнера.

Зачехление самолета предназначено для предохранения самолета от загрязнения и атмосферных осадков.

Комплект чехлов самолета состоит из чехлов на винт, на носовую, среднюю и хвостовую части фюзеляжа, на крыло, на переднее и главные колеса шасси, на антенну у ПВД.

Чехлы сшиты из плащевых полотна и скреплены между собой застежками.

Трап на крыло предназначен для предохранения верхней поверхности крыла от повреждения при обслуживании самолетов в наземных условиях.

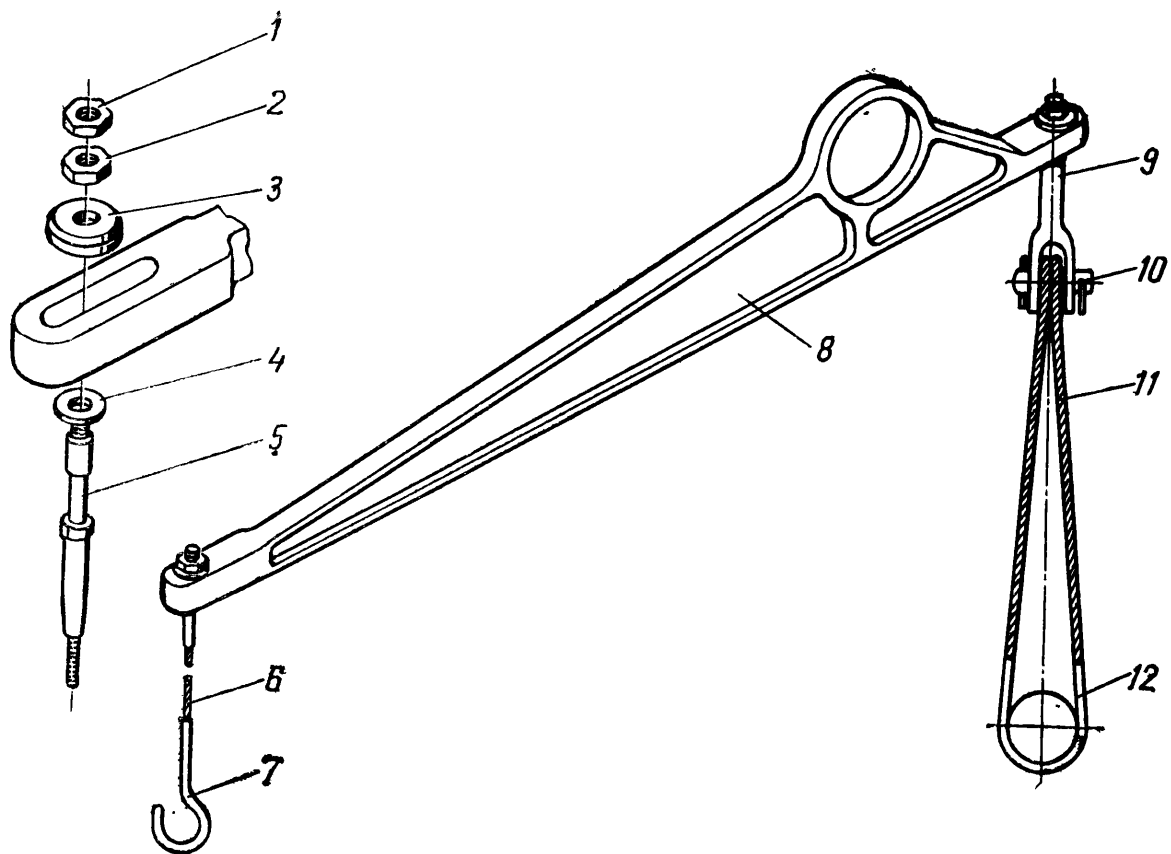


Рис. 75. Траверса для подъема двигателя:

1, 2 — гайка; 3, 4 — шайба; 5 — наконечник; 6, 11 — трос; 7 — крючок; 8 — траверса; 9 — вилка; 10 — шпилька стопорная; 12 — шланг резиновый

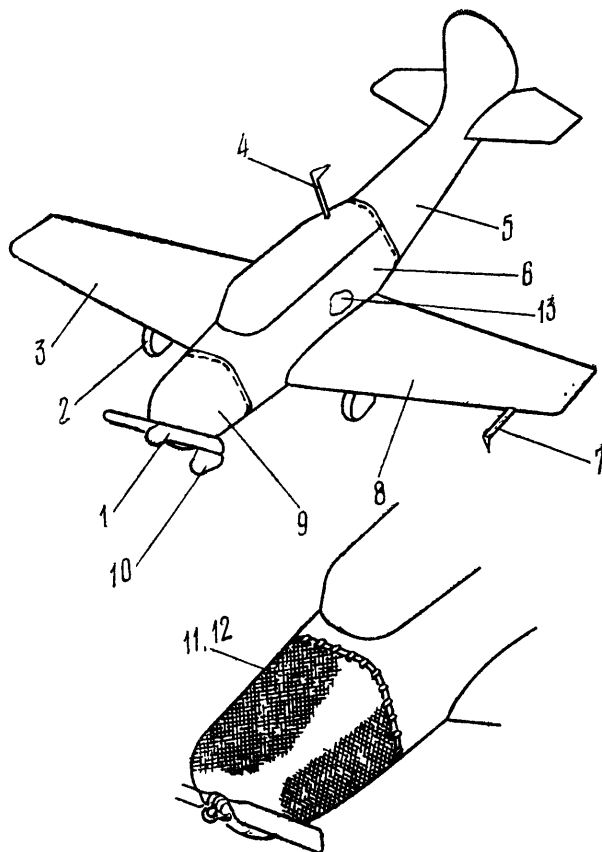


Рис. 76. Зачехление самолета:

1 — чехол на винт; 2 — чехол на главную стойку; 3 — чехол на правое крыло; 4 — чехол на антенну; 5 — чехол на хвостовую часть фюзеляжа; 6 — чехол на среднюю часть фюзеляжа; 7 — чехол на ПВД; 8 — чехол на левое крыло; 9 — чехол на носовую часть фюзеляжа; 10 — чехол на переднюю стойку; 11 — чехол на двигатель зимний; 12 — чехол на двигатель летний; 13 — чехол на фонарь

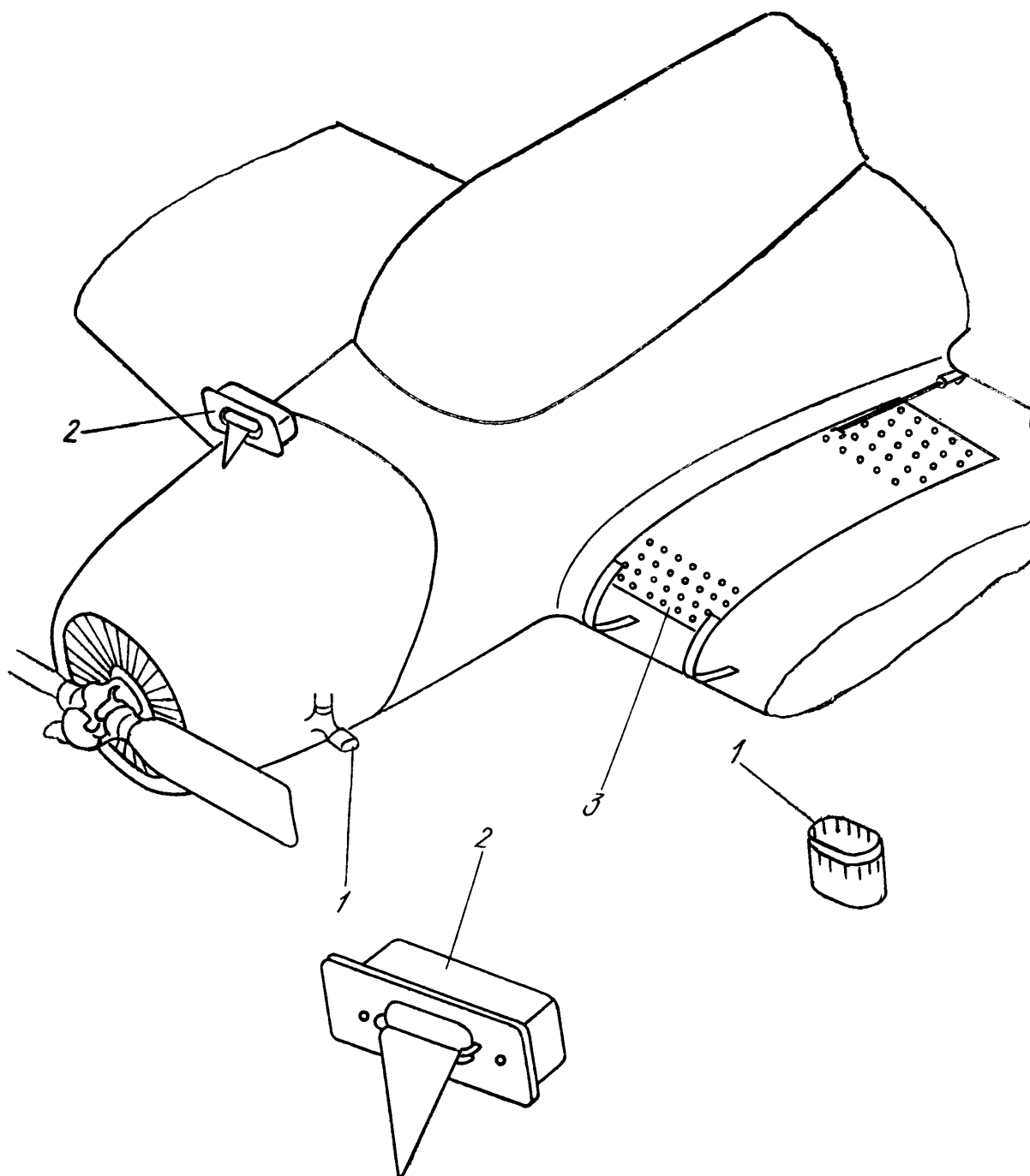


Рис. 77. Заглушки и трап на крыло:

1 — заглушка для коллектора; 2 — заглушка маслорадиатора; 3 — трап на крыло

Трап представляет собой резиновую дорожку, прикрепленную с помощью амортизатора к ложементам на кромке крыла.

Заглушка маслорадиатора предназначена для предохранения маслорадиатора от загрязнения на стоянке.

Заглушка состоит из корпуса и ручки, изготовленных из пенопласта. Наружная поверхность заглушки для прочности обклеена стеклотканью.

Для предупреждения вылета самолета с заглушкой на ней укреплен красный флажок.

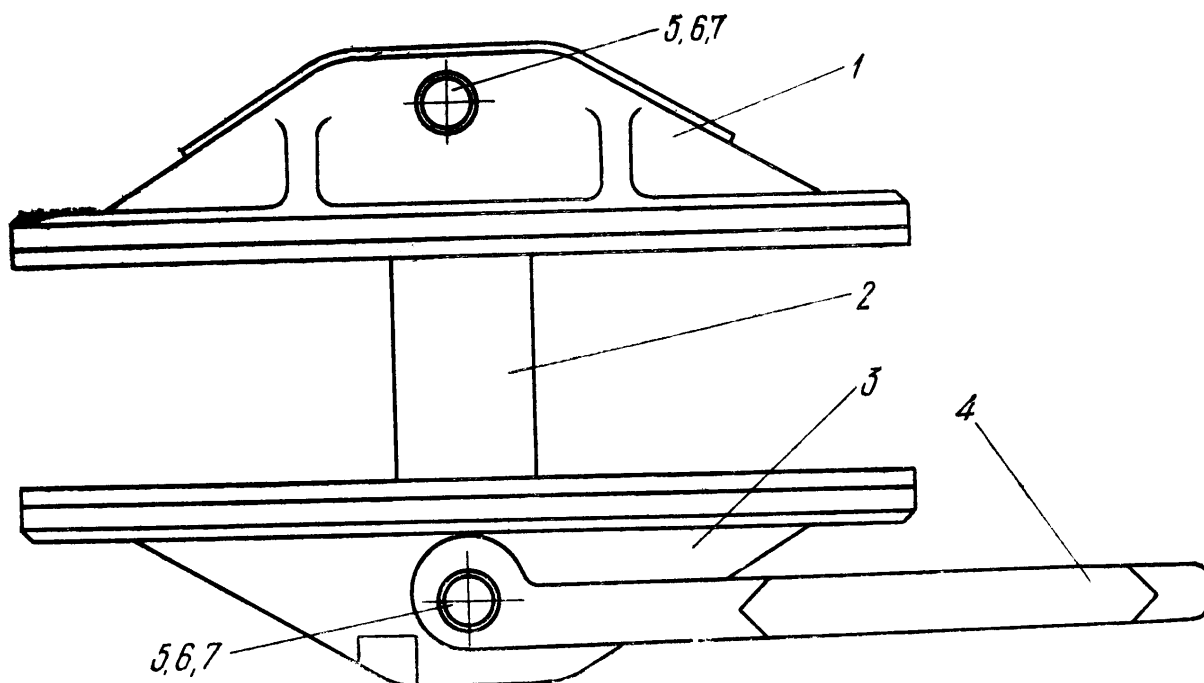


Рис. 78. Струбина на элерон:

1 — корпус; 2 — тяга; 3 — корпус; 4 — ручка; 5 — шплинт $1,2 \times 25$; 6 — шайба; 7 — валик

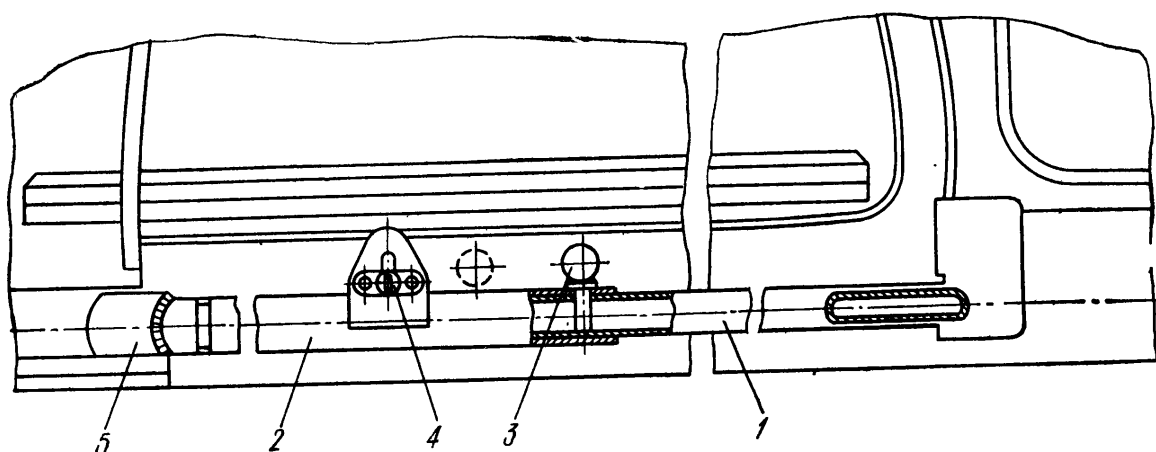


Рис. 79. Приспособление для запираения кабин на стоянке:

1, 2 — штанга; 3 — штырь; 4 — замок; 5 — шток

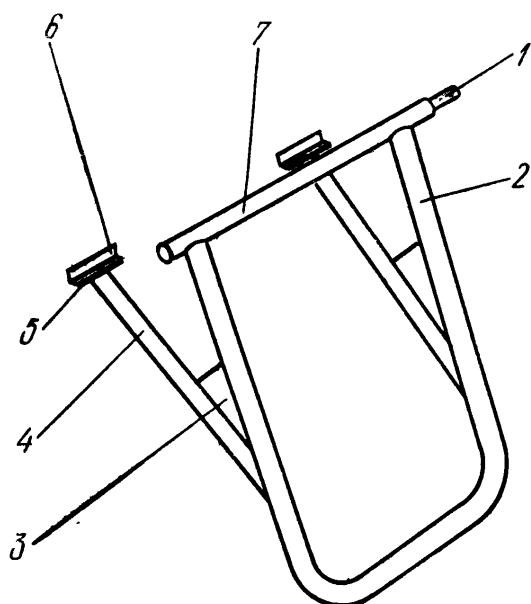


Рис. 80. Подножка:

1 — наконечник; 2 — труба; 3 — ребро; 4, 5 — накладка; 6 — прокладка; 7 — труба

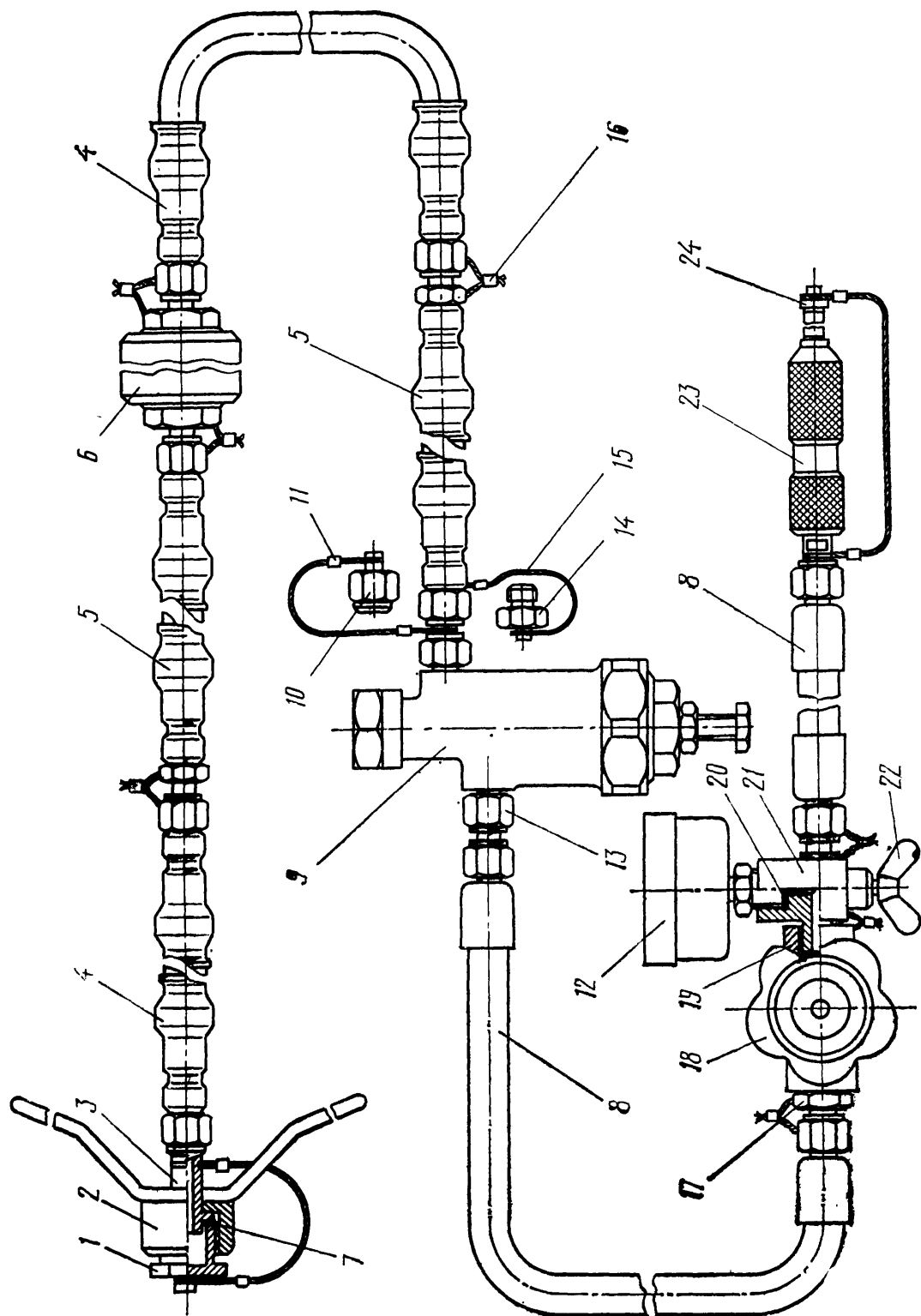


Рис. 81. Приспособление для зарядки камер авиационных колес:

1 — заглушка; 2 — гайка накопника; 3 — штуцер; 4 — рукав; 5 — рукав; 6 — фильтр воздушный; 7 — прокладка; 8 — рукав; 9 — редуктор; 10 — заглушка; 11 — втулка; 12 — манометр авиационный; 13 — проходник; 14 — заглушка; 15 — канат 100 мм; 16 — пломба; 17 — проходник; 18 — кран запорный; 19 — кольцо; 20 — кольцо уплотнительное; 21 — крестовина; 22 — кран стравливания; 23 — наконечник для зарядки камер колес; 24 — заглушка

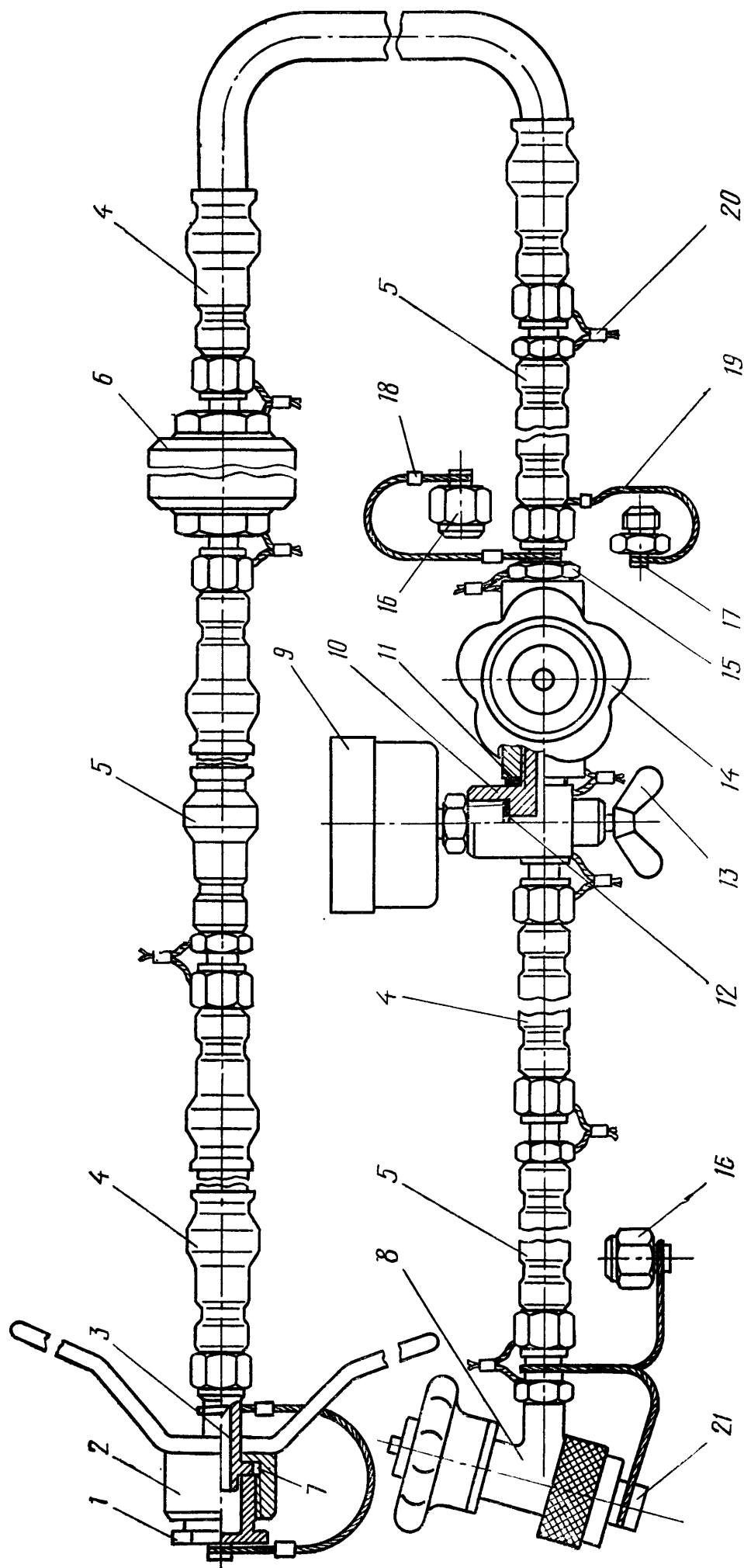


Рис. 82. Приспособление для зарядки амортизационных стоек шасси:
 1 — заглушка; 2 — гайка наконечника; 3 — штуцер; 4 — рукав; 5 — рукав; 6 —
 фильтр воздушный; 7 — прокладка; 8 — наконечник для зарядки амортизационных
 стоек шасси; 9 — манометр; 10 — крестовина; 11 — кольцо; 12 — кольцо уплотни-
 тельное; 13 — кран стравливания; 14 — кран запорный; 15 — проходник; 16 — за-
 глушка; 17 — заглушка; 18 — втулка; 19 — канат 100 мм; 20 — канат; 21 — за-
 глушка

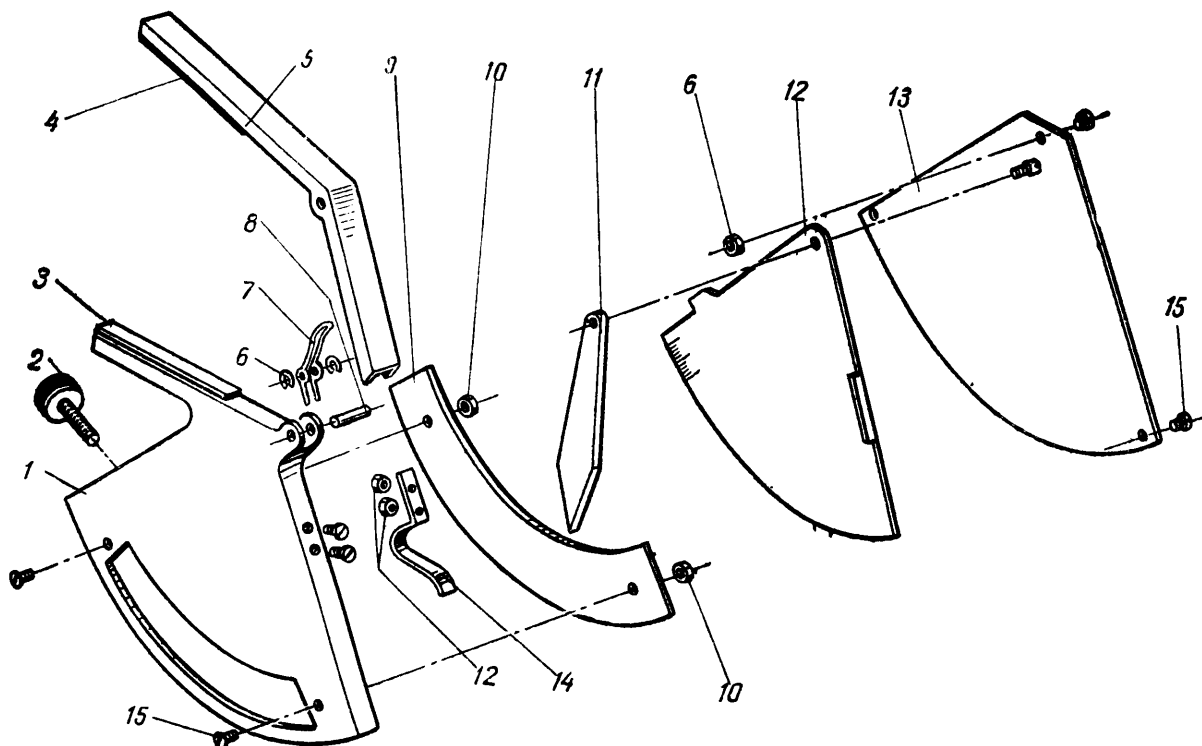


Рис. 83. Угломер для элерона и руля высоты:

1 — корпус; 2, 15 — винт; 3, 4 — прокладка; 5 — прижим; 6 — шайба; 7, 14 — пружина; 8 — валик; 9 — стекло; 10 — гайка; 11 — стрелка; 12 — шкала; 13 — крышка

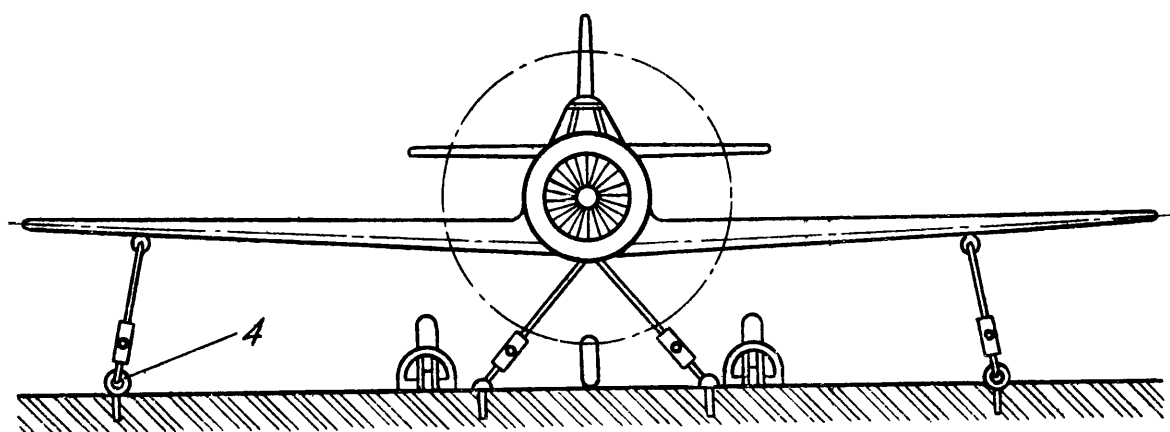
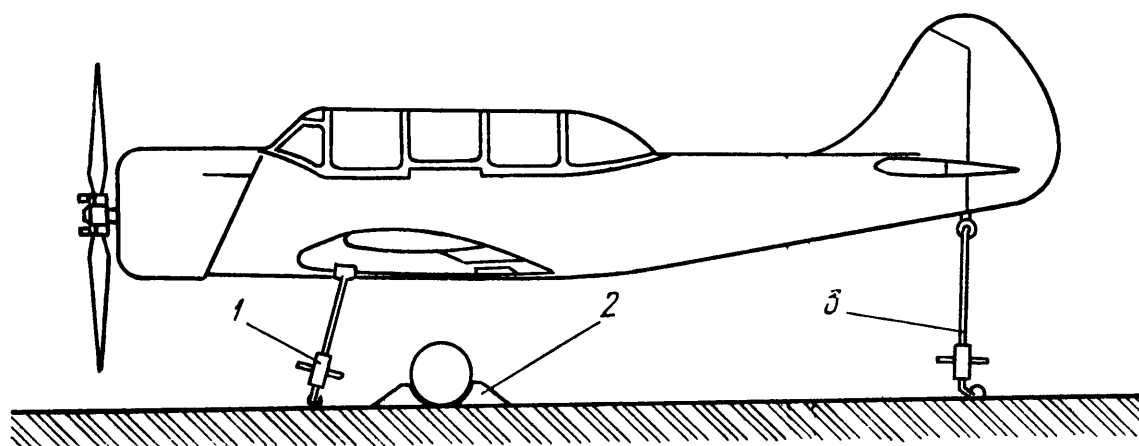


Рис. 84. Схема швартовки самолета Як-52:

1 — трос швартовочный; 2 — колодка для колеса; 3 — трос швартовочный; 4 — штопор

Заглушки на выхлопные патрубки коллектора служат для предохранения коллектора от загрязнения. Заглушка представляет собой металлический цилиндр с дном.

На корпусе цилиндра имеются прорези, которые выполняют роль цанговых зажимов и удерживают заглушки в патрубках.

Струбцины на элероны ГО и ВО предназначены для стопорения органов управления на стоянке.

Струбцина на ВО представляет собой ложемент из пенопласта с выемкой посередине, который надевается совместно на киль РН и тем самым препятствует повороту РН.

Струбцина на ГО аналогична струбцине на ВО.

Предохранительный кожух датчика ДС-1 на левом крыле устанавливается на стоянке.

Струбцина на элерон состоит из двух прижимов, соединенных между собой пластиной. На одном прижиме находится ручка с эксцентриком.

Пластина заводится в щель между законцовкой крыла и элероном. При повороте ручки в рабочее положение прижимы фиксируют элерон и препятствуют его повороту.

Угломеры на элерон, РН и РВ предназначены для измерения углов отклонения рулей и элеронов на стоянке.

Угломеры состоят из двух скоб, соединены между собой тросиком. На одной скобе установлена шкала с делениями, на другой — стрелка. Скоба со стрелкой устанавливается на руль или элерон, а скоба со шкалой — на неподвижную часть крыла или оперения. При отклонении руля или элерона стрелка указывает на шкале величину угла.

Приспособление для запираания кабин летчиков предназначено для запираания сдвижных частей фонаря самолета на стоянке.

Приспособление представляет собой штангу, состоящую из двух телескопически соединенных стальных труб, свободные концы которых заканчиваются вилками. В середине (по длине) штанги крепится замок. В закрытом положении защелка замка исключает продольное перемещение труб.

Приспособление устанавливается на левом борту самолета, вдоль средней неподвижной части фонаря. При этом передняя вилка упирается в заднюю кромку передней сдвижной части, а задняя вилка — в переднюю кромку задней сдвижной части фонаря и закрывает щекой подход к рычагу замка открытия задней сдвижной части фонаря.

Подножка предназначена для посадки летчиков в самолет, пользования техническим составом при наземном обслуживании самолета.

Подножка сварной конструкции состоит из четырех стальных труб, двух наконечников и накладок.

С помощью наконечников подножка крепится к крюкам на левой консоли и двумя накладками упирается в нижнюю обшивку крыла.

Чехол на фонарь предназначен для предохранения фонаря от загрязнения и атмосферных осадков при кратковременной стоянке самолета.

Чехол сшит из плащевого полотна с подкладкой, из байки.

СОДЕРЖАНИЕ

1. Летно-технические характеристики	3
1.1. Общие сведения	3
1.2. Геометрические характеристики	3
1.3. Весовые и центровочные данные	5
1.4. Основные летные характеристики самолета	6
1.5. Основные данные двигателя	6
2. Планер	8
2.1. Фюзеляж	8
2.2. Крыло	10
2.3. Оперение	15
3. Кабина	20
3.1. Фонарь	20
3.2. Кресло	22
3.3. Обогрев и вентиляция кабин	22
4. Шасси	25
4.1. Общие сведения	25
4.2. Основные характеристики шасси	25
4.3. Главные опоры шасси	27
4.4. Передняя опора шасси	29
4.5. Лыжное шасси	32
5. Управление самолетом	36
5.1. Общие сведения	36
5.2. Управление рулем высоты	36
5.3. Управление элеронами	39
5.4. Управление рулем направления	42
5.5. Управление триммером руля высоты	45
5.6. Управление посадочными щитками	47
6. Воздушная система	48
6.1. Общие сведения	48
6.2. Основная система	50
6.3. Аварийная система	52
6.4. Краткие сведения об агрегатах	52
7. Силовая установка	63
7.1. Общие сведения	63
7.2. Рама двигателя	64
7.3. Система охлаждения двигателя	64
7.4. Управление двигателем и агрегатами	73
7.5. Топливная система	73
7.6. Масляная система	85

8. Оборудование	92
8.1. Оборудование кабин	92
8.2. Пилотажно-навигационное оборудование	99
8.3. Система электроснабжения	115
8.4. Радиосвязное и радионавигационное оборудование	128
8.5. Приборы контроля двигателя	136
9. Наземное оборудование	141

Учебное пособие

Ответственный за выпуск В. В. Булдыгин

**УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫЙ САМОЛЕТ Як-52.
ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ**

Редактор С. В. Аникина
Художественный редактор Т. А. Хитрова
Технический редактор В. А. Авдеева
Корректор И. С. Судзиловская

Н/К

Сдано в набор 6.10.89. Подписано в печать 4.10.90.
Формат 60×90^{1/16}. Бумага тип. № 2. Гарнитура литературная.
Печать высокая. Усл. п. л. 10,0. Усл. кр.-отт. 10,13. Уч.-изд. л. 9,61.
Зак. № 415. Для внутриведомственной продажи. Цена 50 к.
Изд. № 2/6-537заказ.

Ордена «Знак Почета» изд-во ЦК ДОСААФ СССР «Патриот».
129110, Москва, Олимпийский просп., 22.
Типография ДОСААФ.
123459, Москва, Походный проезд, 21