

САМОЛЕТ Як-9У
С ДВИГАТЕЛЕМ ВК-107А

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

1993



СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Введение	4
Основные сведения о самолете	7
Планер	15
Фюзеляж	17
Крыло	26
Оперение	35
Люки	45
Шасси	47
Система управления самолетом	54
Пневматическая система	61
Винтомоторная группа	65
Двигательная установка	65
Масляная система	70
Топливная система	73
Система нейтрального газа и дренаж бензобаков	76
Система жидкостного охлаждения	78
Всасывающая и выхлопная системы. Обдув свечей генератора	83
Система запуска двигателя	85
Винт	87
Управление двигателем и винтом	88
Система электроснабжения	91
Пилотажно-навигационное оборудование	108
Оборудование кабины	113
Радиостанция "Бриз"	120
Вооружение самолета	123
Наземное оборудование	127
Рекомендации по осмотру и обслуживанию самолета	132

ВВЕДЕНИЕ

Самолет Як-9У с двигателем ВК-107А (рис. 1) являлся боевым самолетом-истребителем, построенным с учетом опыта Великой Отечественной войны.

В связи с возросшим в последнее время интересом к крылатым раритетам был изготовлен в соответствии с сохранившейся документацией самолет, представляющий собой образец боевой техники, состоявший на вооружении ВВС СССР несколько десятилетий назад.

Самолет предназначен для экспонирования в военно-исторических технических музеях и на авиационных выставках.

По конструкции самолет Як-9У - одноместный моноплан с низкорасположенным свободонесущим крылом и убирающимися основными опорами шасси и хвостовым колесом.

Вооружение самолета состояло из двух синхронных пулеметов УБС калибра 12,7 мм (разработки Березина), стрелявших через плоскость, ометаемую винтом, и пушки ШВАК-20 калибра 20 мм (разработки Шпитального и Владимира), стрелявшей через полый вал редуктора двигателя.

Контроль стрельбы осуществлялся фотокинопулеметом.

На самолете устанавливался двигатель ВК-107А жидкостного охлаждения и трехлопастный тянущий винт с регулятором числа оборотов.

Запуск двигателя; выпуск и уборка шасси, посадочных щитков; управление заслонкой всасывающего патрубка и торможение колес осуществлялось сжатым воздухом от общей пневмосистемы самолета.

Кабина самолета закрыта фонарем, сдвижная часть которого при открытии перемещается назад и в случае необходимости сбрасывается.

В кабине устанавливалась броня: бронестекло в козырьке фонаря, бронеспинка с задним бронестеклом над ней и небольшой бронекозырек - надголовник.

Оборудование самолета обеспечивало связь его с землей, а также позволяло выполнять полеты в сложных метеоусловиях.

Для опознавания самолета радиолокационными станциями устанавливался радиоопознаватель.

Вновь изготовленный самолет Як-9У, конструктивно повторяя своего предшественника, тем не менее имеет некоторые отличия от него, связанные с изменившимся уровнем развития техники и технологии и касающиеся в основном оборудования и агрегатов, морально устаревших и не выпускающихся промышленностью.

На самолете отсутствуют система перезарядки и управления огнем, пулеметы, пушка и коллиматорный прицел ПБП-1А, вместо которых установлены макеты (имитаторы), позволяющие составить представление о вооружении боевой машины.

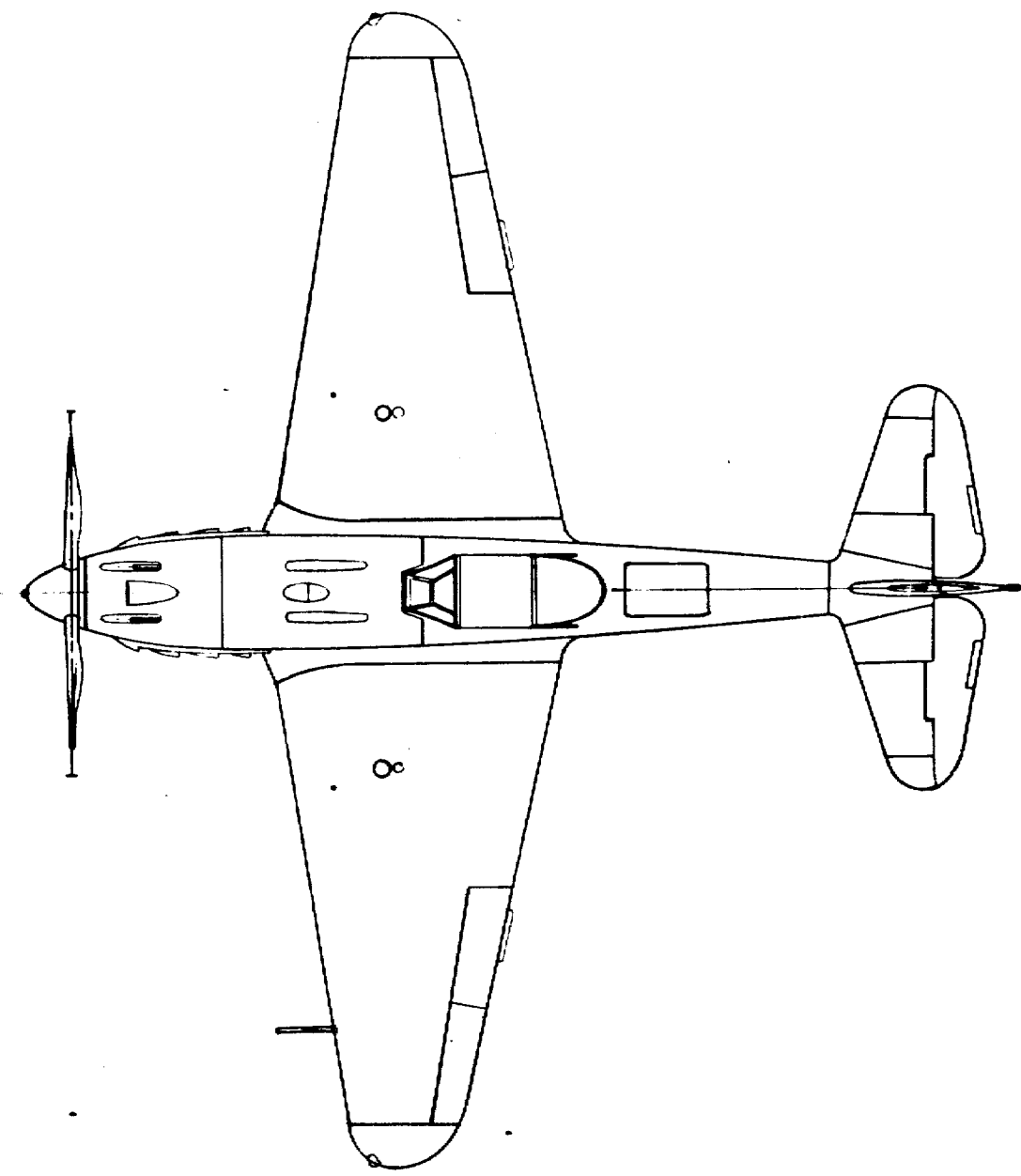
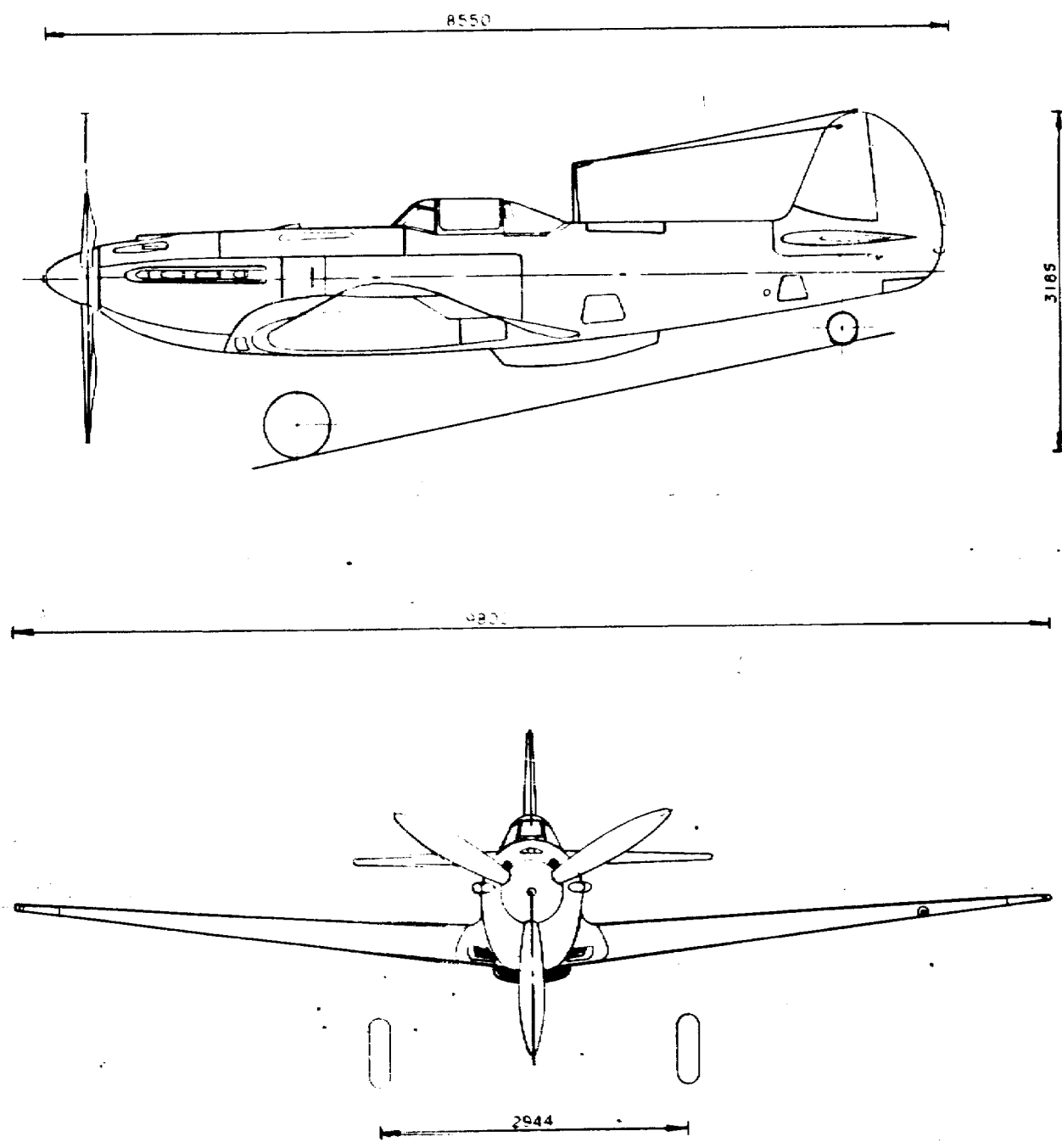


Рис. 1. ОБЩИЙ ВИД

ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ И РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

Размах крыла, м	9,80
Длина самолета, м:	
- в линии полета	8,55
- при стоянке	8,47
Высота самолета, м:	
- в линии полета	3,29
- при стоянке	3,185
Колея шасси, м	2,962
Размах, м:	
- стабилизатора	3,42
- посадочных щитков	2,2 x 2 = 4,4
Площадь, м ² :	
- крыла с элеронами	17,25
- элеронов	1,31
- посадочных щитков	1,81
- горизонтального оперения	3,006
- стабилизатора	1,833
- руля высоты	1,173
- триммеров руля высоты	0,052
- вертикального оперения	1,45
- киля	0,73
- руля направления	0,72
Углы отклонения, ...°:	
- руля высоты:	
вверх	25±1°30'
вниз	18±1°30'

- руля направления:	
вправо	26±1°30'
влево	26±1°30'
- элеронов:	
вверх	22 ^{±1} ° 30'
вниз	12 ^{±1} ° 30'
- посадочных щитков	50±2
- триммеров руля высоты:	
вверх	15±1
вниз	15±1
Профиль крыла	"Кларк" - УН
Поперечное V крыла	5°56'±30'
Установочный угол	
- крыла	0°±15'
- стабилизатора	0°±15'
- киля	0°±15'
Длина средней аэродинамической хорды, мм	1945
Тип элеронов	"Фриз"
Компенсация элеронов, %:	
- аэродинамическая	26
- весовая	73
Компенсация руля высоты, %:	
- осевая	17
- весовая	105 - 110
Стояночный угол самолета, ...°	11

МАССОВЫЕ ДАННЫЕ

Наименование	Масса, кг
Самолета полетная	2780
Пустого самолета	2194
Нагрузки:	586
- горючего	323
- масла в баке	30
- охлаждающей жидкости	70
- летчика с парашютом	90
- вооружения	73

Центровка самолета:

- пустого	18% САХ
- взлетная	23% САХ

ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Максимальная скорость, км/ч:	
- у земли	590
- на высоте 5000 м	660
Допустимая скорость пикирования, км/ч	720
Практический потолок, м	10500
Время набора высоты 5000 м на режиме номинальной мощности (3000 об/мин), мин	5,8
Время набора практического потолка, мин	29,5
Максимальная дальность на высоте 1000 м при 1630 об/мин и скорости по прибору 310,5 км/ч (режим максимальной дальности), км	1200
Максимальная продолжительность полета (при тех же условиях), ч	3,61
Максимальная дальность на высоте 5000 м при 2280 об/мин и скорости по прибору 389 км/ч (режим сравнительной скоростной дальности), км	1130
Максимальная продолжительность полета (при тех же условиях), ч	2,23
Длина разбега, м	540
Время разбега, с	16,5
Скорость отрыва, км/ч	185
Длина взлетной дистанции до набора высоты 25 м, м	1320
Длина пробега, м	582
Время пробега, с	24,5

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ ВК-107А

Число и расположение цилиндров	12, V-образное с углом развала 60°
Система охлаждения	жидкостная
Рабочий объем всех цилиндров, л	35
Диаметр цилиндра, мм	148
Степень сжатия	6,75
Ход поршня, мм	170
Винт, установленный на двигателе	ВИШ-107ЛО металлический, тянущий
Схема винта	прямая, гидро- центробежная
Управление винтом	автоматическое
Вращение винта	левое
Диаметр винта, м	3,1
Число лопастей	3
Габаритные размеры двигателя, мм:	
- длина	2166
- ширина	826
- высота	962
Масса сухого двигателя, кг	769±2%
Масса винта, кг	135±2%
Количество:	
- магнето	2
- свечей	24
- карбюраторов	6
- нагнетающих насосов	2
- откачивающих насосов	2
- дополнительных масляных насосов	2

Высотность двигателя (на первой скорости нагнетателя/на второй скорости нагнетателя), м:

- на боевой мощности 1800/4500
- на номинальной мощности 1200/3800

Мощность двигателя (на первой скорости нагнетателя/на второй скорости нагнетателя), л.с.:

- высотная боевая 1650/1500
- высотная номинальная 1550/1450
- взлетная, приведенная к условиям стандартной атмосферы 1650/ -
- земная боевая 1550/1375
- земная номинальная 1500/1350

Число оборотов на режимах работы двигателя, об/мин:

- высотном боевом 3200
- земном боевом 3200
- высотном номинальном 3000
- земном номинальном 3000
- взлетном 3200

Удельный расход топлива (на первой скорости нагнетателя/на второй скорости нагнетателя) на режимах работы двигателя, г/л.с.ч, не выше:

- высотном боевом 270/290
- земном боевом 275/290
- высотном номинальном 260/280
- земном номинальном 260.25/280
- взлетном 280/ -

Максимально допустимое число оборотов, об/мин 3300

Минимальное число оборотов, об/мин, не выше 600

Время непрерывной работы на максимальном числе оборотов (при общей продолжительности не выше 1% от ресурса), с, не более 30

Время непрерывной работы на взлетной мощности (при общей продолжительности не выше 5% от ресурса), мин, не более 5

КРАТКИЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ ОТДЕЛЬНЫХ СИСТЕМ САМОЛЕТА

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Количество основных баков и место установки	4, в крыле
Тип расходного бачка и место установки	металлический, в центральной части крыла
Емкость топливных баков, л:	
- двух основных корневых (центральных)	430
- двух основных консольных	235
- расходного	15
Емкость всей системы, л	680
Количество заправляемого топлива, кг:	
- в нормальном варианте	323

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Схема маслосистемы	двухконтурная
Емкость системы, л	72
Количество масла, заливаемого в маслобак (по масломеру), л	30
Емкость маслорадиатора, л	20,5
Сухая масса маслорадиатора, кг	69
Управление створкой маслорадиатора	ручное от штурвала

СИСТЕМА ЖИДКОСТНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

Охлаждающая жидкость	вода или антифриз
Количество заливаемой жидкости, л	80
Емкость радиатора, л	25,8
Сухая масса радиатора, кг	84
Управление створкой радиатора	автоматическое

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА

Наименование	Основная опора шасси	Хвостовое колесо
Тип амортизационной стойки	Масляно- пневматическая	Масляно- пневматическая
Тип колеса	Однотормозное, колодочное	Хвостовое
Размер колеса, мм	650 x 200	300 x 125
Масса снаряженного колеса, кг	25	4,6
Тип пневматика	Полубаллонный	Баллонный

ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Емкость баллонов сжатого воздуха, л:

- основного	8
- аварийного	2

Давление сжатого воздуха в
системе, кгс/см²

30±0,5

ВООРУЖЕНИЕ

Наименование	Синхронные пулеметы		Пушка
	правый	левый	
Количество на самолете	1	1	1
Тип оружия	УБС	УБС	ШВАК-20
Калибр, мм	12,7	12,7	20
Масса оружия, кг	21,5	21,5	52,5
Запас патронов (снарядов), шт.	170	170	120
Масса боезапаса, кг	27,4-29,0	27,4-29,0	26,3
Масса секундного залпа, кг/с	0,8	0,8	1,28
Тип синхронизатора на двигателе	С2К-26	С2К-26	-
Прицел	Коллиматорный ПБП-1А		
Прибор контроля задач стрельбы	Фотокинопулемет ПАУ-22		
Количество кадров в кас- сете фотокинопулемета	500		
Масса ПАУ-22, кг	3,5		
Перезарядка оружия	Электровоздушное		
Управление огнем	Электровоздушное	Электрическое	

П Л А Н Е Р

Самолет Як-9У цельнометаллической конструкции.

Каркас фюзеляжа ферменного типа, сварен из хромансильевых труб и дополнен каркасом из легких металлических элементов с гладкой дуралюминиевой обшивкой.

Крыло металлическое, имеет два лонжерона, набор нервюр, стрингеров и гладкую обшивку.

Оперение металлическое клепаной конструкции.

Обшивка элеронов, стабилизатора и киля металлическая, дуралюминиевая.

Рули обшиты полотном.

Капот двигателя, зализы крыла и оперения дуралюминиевые.

Основные съемные части: фюзеляж, крыло, горизонтальное и вертикальное оперение, основные опоры шасси, хвостовое колесо и двигательная установка (рис. 2).

Съемные части взаимозаменяемы.

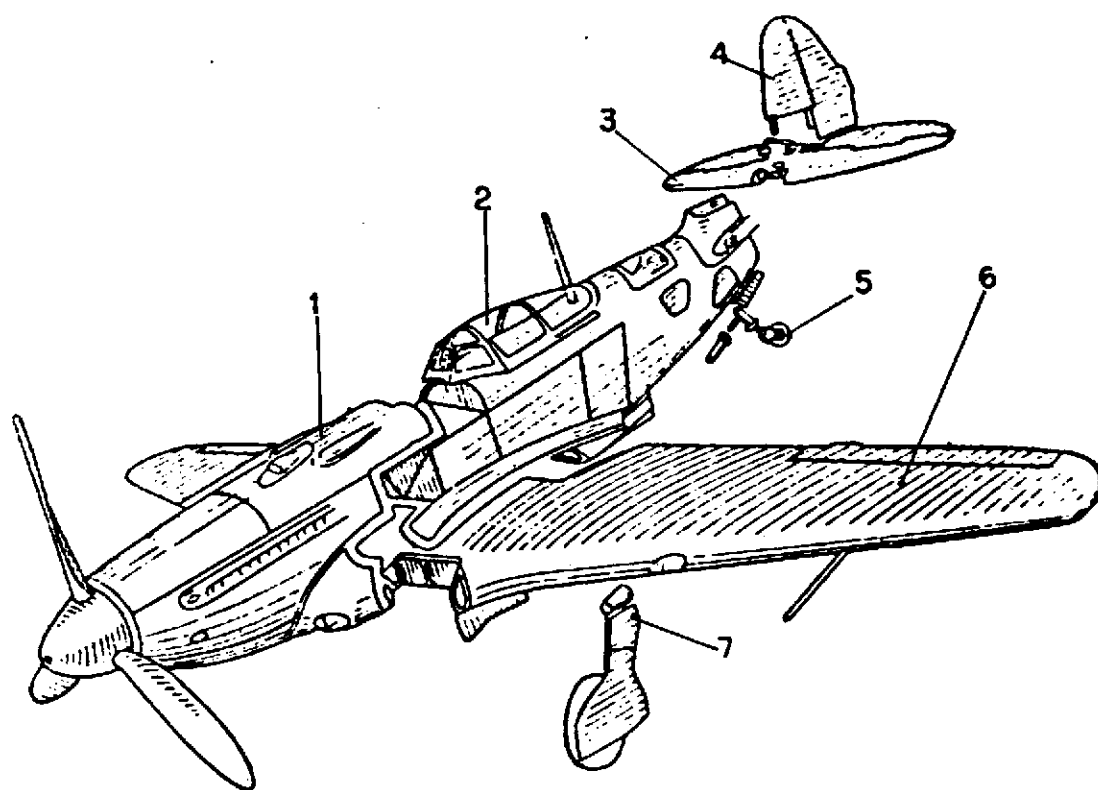


Рис. 2 . ЧЛЕНЕНИЕ САМОЛЕТА

- 1 - двигательная установка;
- 2 - фюзеляж;
- 3 - горизонтальное оперение;
- 4 - вертикальное оперение;
- 5 - хвостовое колесо;
- 6 - крыло;
- 7 - шасси

Ф Ю З Е Л Я Ж

Фюзеляж самолета цельнометаллический (рис. 3). Основным силовым элементом является каркас, сваренный из хромансильевых труб и состоящий из четырех лонжеронов, соединенных между собой набором раскосов и распорок, образующих четыре панели и десять рам.

Отсеки между рамами 3 и 7 верхней панели и рамами 5 и 6 нижней панели каркаса, а также рамы 5 и 6 (рис. 4) расчалены стандартными стальными лентами-расчалками.

Для крепления моторамы спереди к каркасу приварены четыре стыковых узла: два верхних и два нижних. Верхние узлы вварены в трубы верхних лонжеронов каркаса, а нижние - в нижние трубы каркаса. Шесть узлов крепления крыла расположены по три на каждой из боковых панелей каркаса. За рамой 1 в плоскости верхней панели к каркасу приварена пулеметная ферма.

К нижней распорной трубе рамы 7 приварен кронштейн для крепления цилиндра уборки и выпуска хвостового колеса. Ось крепления амортизационной стойки хвостового колеса проходит через трубы, приваренные к нижним узлам на пересечении рам 8 и 9.

К верхним лонжеронам каркаса, у рам 7, 8 и 9 приварены четыре стыковых узла фюзеляжа со стабилизатором. На раме 10 имеются два стыковых узла фюзеляжа с килем и кронштейн для крепления нижнего узла подвески руля направления и ограничителей его отклонений.

Приваренные к передней части верхней панели каркаса гнутые трубки образуют каркас фонаря с узлами подвески средней части доски приборов.

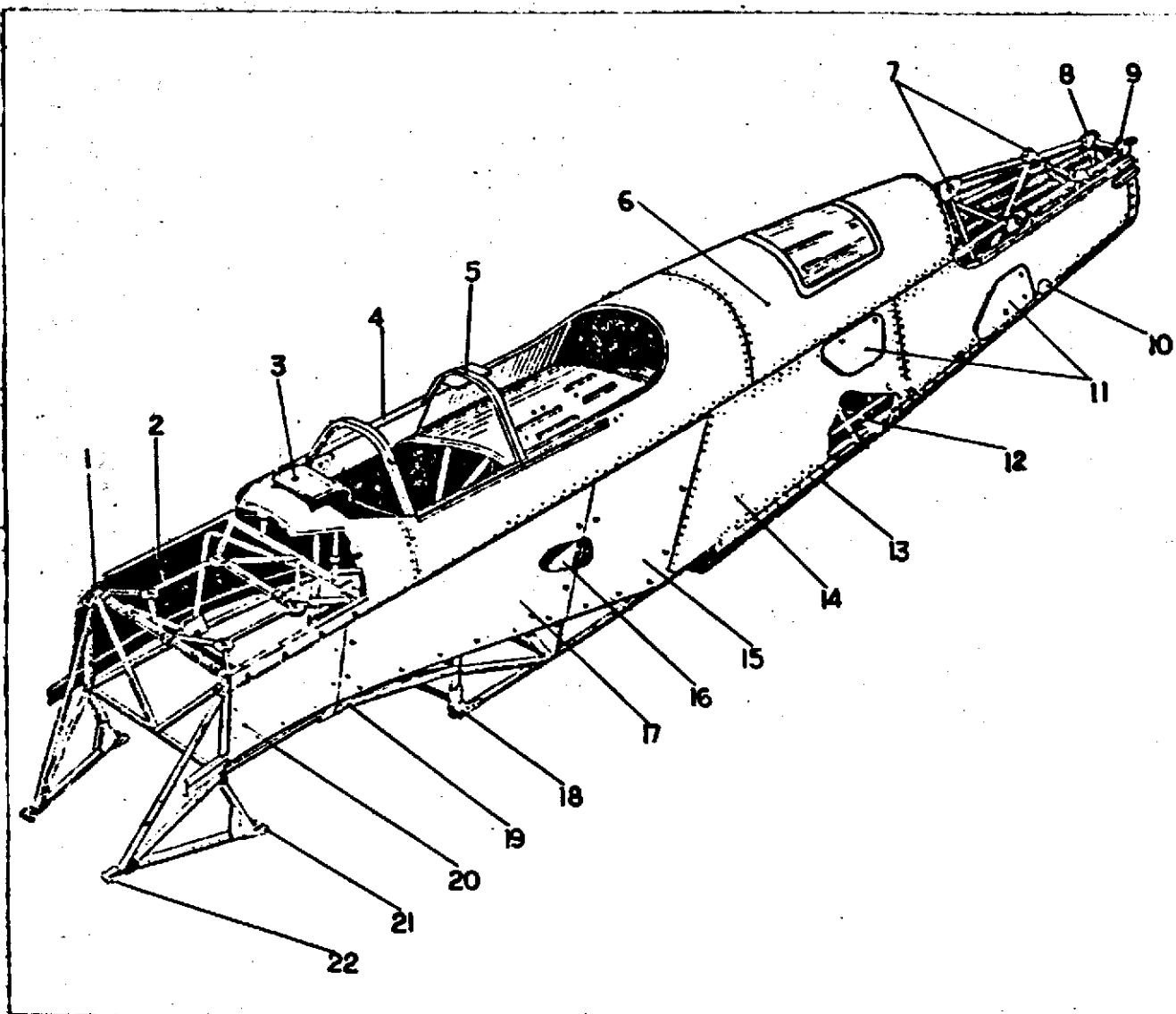


Рис. 3. Ф Ю З Е Л Я Ж

- | | |
|--|--|
| 1 - верхний узел крепления моторамы; | 12 - ложный лонжерон; |
| 2 - ферма крепления пулеметов; | 13 - нижний гаргрот; |
| 3 - патрубок вентиляции; | 14 - боковая обшивка фюзеляжа; |
| 4 - обшивка бортов кабины; | 15 - задняя откидная крышка; |
| 5 - задняя дужка крепления фонаря, бронекозырька и заднего бронестекла; | 16 - передняя перегородка герметизации фюзеляжа; |
| 6 - верхний гаргрот; | 17 - средняя откидная крышка; |
| 7 - узлы крепления стабилизатора; | 18 - задний стыковой узел фюзеляжа с крылом; |
| 8 - узлы заднего крепления киля; | 19 - верхний стыковой узел фюзеляжа с крылом; |
| 9 - узел нижнего крепления РН; | 20 - передняя откидная крышка; |
| 10 - отверстие для демонтажа оси крепления амортизационной стойки хвостового колеса; | 21 - передний стыковой узел фюзеляжа с крылом; |
| 11 - люки; | 22 - нижний узел крепления моторамы |

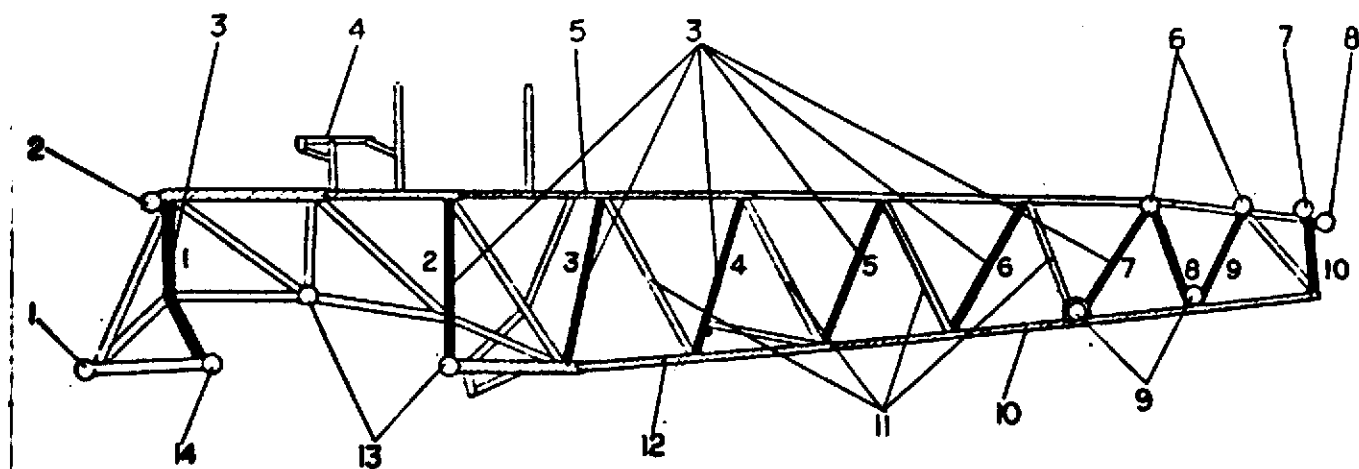


Рис. 4. СХЕМА КАРКАСА ФЮЗЕЛЯЖА

- 1 - нижние узлы крепления моторамы;
- 2 - верхние узлы крепления моторамы;
- 3 - рамы фюзеляжа 1-10;
- 4 - дужки каркаса фонаря;
- 5 - верхняя панель;
- 6 - стыковые узлы со стабилизатором;
- 7 - задний стыковой узел с килем;
- 8 - нижний узел подвески РН;
- 9 - стыковые узлы амортизационной стойки и цилиндра уборки и выпуска хвостового колеса;
- 10 - транспортная труба;
- 11 - боковые панели каркаса;
- 12 - нижняя панель;
- 13 - верхние и задние стыковые узлы с крылом;
- 14 - передние стыковые узлы с крылом.

Для крепления противопожарной перегородки, перегородок герметизации и люков к трубам каркаса фюзеляжа приварены узлы.

На верхней и нижней панелях хвостовой части каркаса для придания фюзеляжу обтекаемой формы установлены гаргроты.

Верхний гаргрот состоит из металлического каркаса, собранного из двух профилей и набора рамок, стрингеров и дуралюминиевой обшивки. Во избежание заэкранирования радио-навигационного оборудования первая рамка гаргрота сделана из текстолита.

Верхний гаргрот крепится на профилях, приклепанных к скобам стальных кронштейнов, установленных на хомутах вдоль верхних лонжеронов каркаса фюзеляжа.

Нижний гаргрот состоит из двух частей: передней, от туннеля радиатора охлаждающей жидкости до рамы 6 фюзеляжа, и задней - между рамами 6 и 9.

Каждая часть гаргрота собрана из металлических профилей и составных рамок и имеет дуралюминиевую обшивку.

Нижний гаргрот при помощи винтов и анкерных гаек крепится к ложным лонжеронам боковых панелей.

Боковые панели (левая и правая) собраны вместе с обшивкой из вертикальных бульбоуголковых профилей и горизонтальных (стрингеров). Верхние края обшивки панелей крепятся при помощи заклепок к профилям верхнего гаргрота, а нижние - к профилям (ложным лонжеронам), приклепанным к скобам стальных кронштейнов, установленных на хомутах вдоль нижних лонжеронов каркаса фюзеляжа.

Для промежуточного крепления стрингеров панелей на трубах некоторых рам установлены дополнительные стальные кронштейны.

Верхняя часть фюзеляжа около фонаря имеет металлический каркас обтекания, собранный из дуралюминиевых профилей и диафрагм, и дуралюминиевую обшивку. Со стороны кабины на подфонарной части, справа и слева, установлены дуралюминиевые панели с люками, на крышках которых монтируются кабинные лампы и электрощиток.

Крепление профилей подфонарной части к каркасу фюзеляжа осуществляется посредством стальных кронштейнов, установленных на хомутах.

Диафрагмы при помощи болтов крепятся к дужкам каркаса фонаря.

На рамах 3 и 4 установлены наклонные перегородки герметизации, а между этими рамами установлена горизонтальная панель задней герметизации. Перегородка на раме 3 служит изоляцией для кабины летчика от высокой температуры радиатора охлаждающей жидкости.

Фонарь кабины летчика состоит из трех частей: козырька, сдвижной средней части и заднего обтекателя - и остеклен плексигласом (рис. 5).

Козырек фонаря имеет четыре стекла и прикреплен болтами к дужке каркаса и профилям подфонарной части фюзеляжа. Передним стеклом служит прозрачная броня.

Сдвижная часть фонаря с направляющими роликами отодвигается назад по бортовому направляющим с помощью тросов и пружины, укрепленной на стабилизаторе (рис. 6), и фиксируется в пяти различных положениях замком, расположенным слева (рис. 7).

Сдвижная часть фонаря приспособлена для аварийного сбрасывания.

Для сбрасывания нужно резко потянуть за красный шарик, подвешенный сверху к передней раме. Тросы, соединяющие шарик с двумя штырями, выдергивают штыри из гнезд нижней части. Освобожденная верхняя часть под действием набегающего потока воздуха выходит из зацепления с нижней частью и сбрасывается.

Сиденье летчика состоит из двух основных частей: бронеспинки, неподвижно укрепленной к фюзеляжу, и металлической чашки сиденья, регулируемой по высоте (на земле) на два положения. На бронеспинке имеется мягкая подушка.

Чашка сиденья монтируется на сварных кронштейнах, укрепленных на каркасе фюзеляжа. Привязные боковые ремни прикреплены к чашке сиденья, а плечевые - к бронеспинке. Плечевые ремни имеют стопор с управлением посредством рычага, закрепленного на чашке сиденья, слева.

За головой летчика, над бронеспинкой, установлены заднее бронестекло и бронещиток, закрепленный под задней дужкой каркаса фонаря.

Кабина имеет вентиляцию. Под передним бронестеклом установлена управляемая из кабины заслонка. При открытии заслонки струя свежего воздуха попадает в кабину через патрубок, расположенный над доской приборов.

Для обзора задней полусферы в кабине, в верхней части козырька фонаря, имеется зеркало на шарнирном кронштейне.

Пол кабины дуралюминиевый, неразъемный, прикрепляется болтами к крылу.

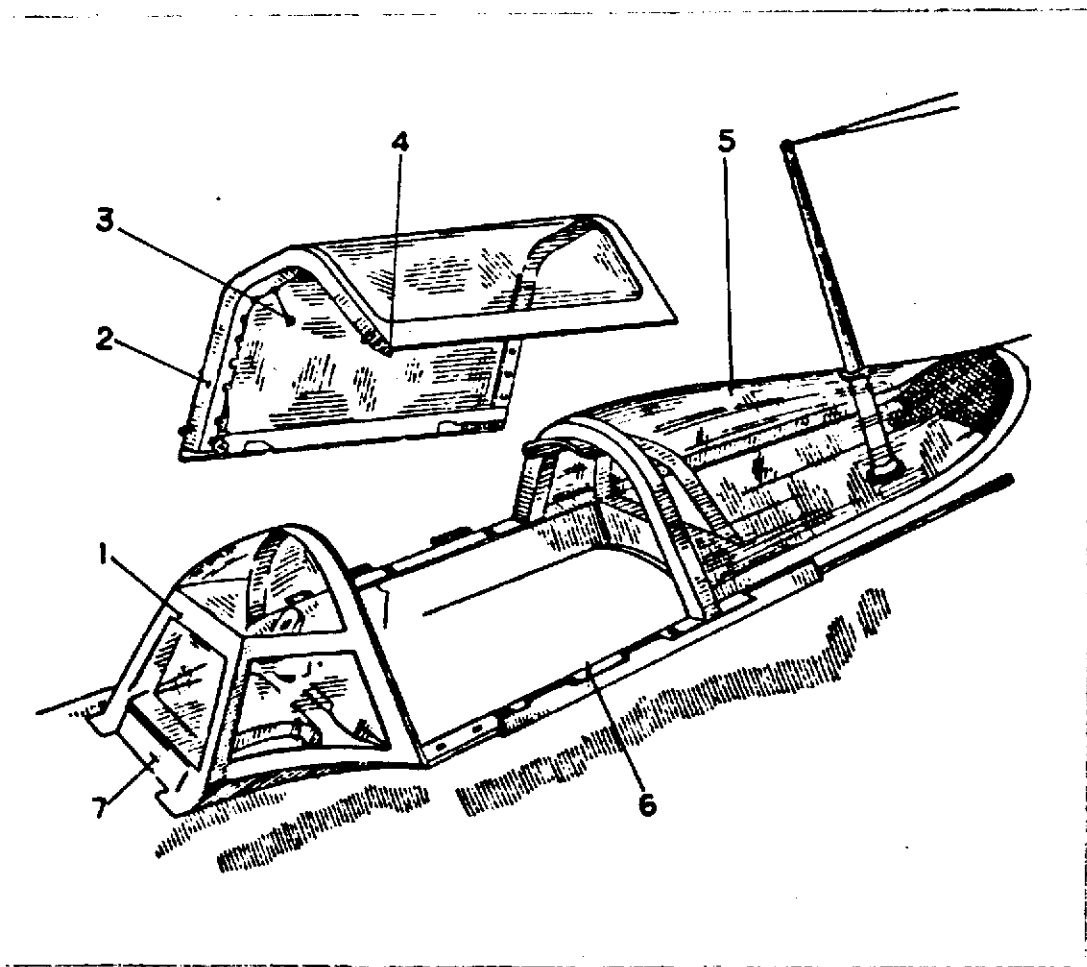


Рис. 5 . ФОНАРЬ КАБИНЫ

- 1 - козырек фонаря;
- 2 - сбрасываемая часть фонаря (сдвижная часть);
- 3 - шарик механизма аварийного сбрасывания;
- 4 - штырь;
- 5 - стекло заднего обтекателя фонаря;
- 6 - ползун;
- 7 - управляемая створка вентиляции
кабины

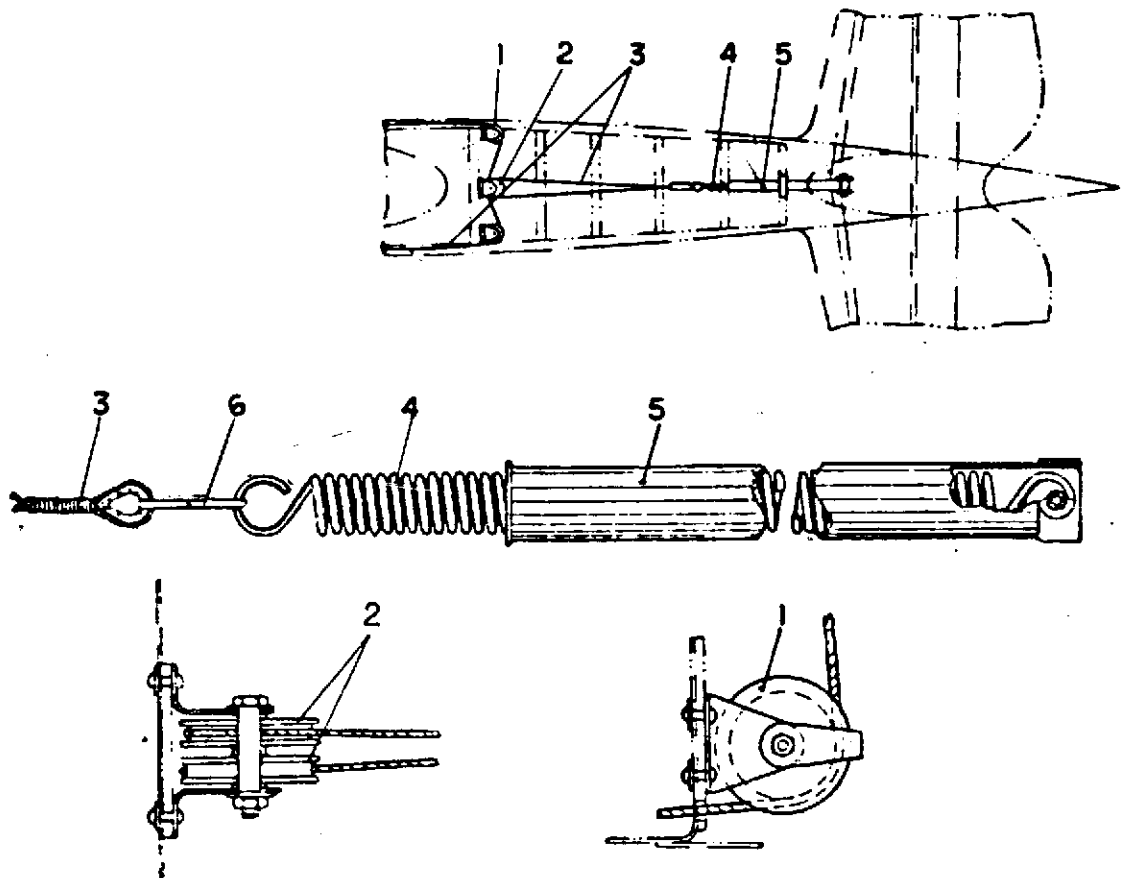


Рис. 6 . МЕХАНИЗМ ОТКРЫТИЯ ФОНАРЯ .

- 1, 2 - направляющие ролики;
- 3 - трос;
- 4 - пружина;
- 5 - направляющая пружина;
- 6 - серьга

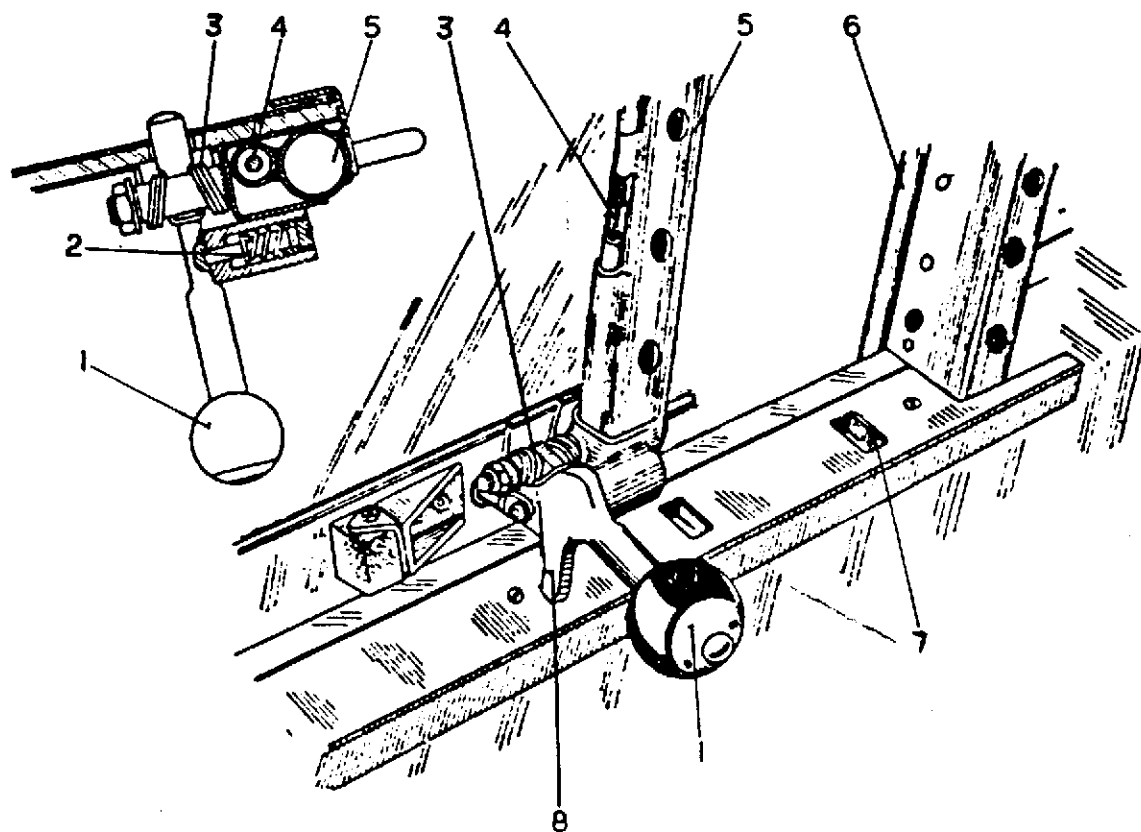


Рис. 7. ЗАМОК ФОНАРЯ

- 1 - рукоятка замка;
- 2 - механизм фиксирования рукоятки в поднятом положении и опущенном положении;
- 3 - пружина;
- 4 - трос механизма аварийного сбрасывания;
- 5 - труба каркаса сдвижной створки;
- 6 - валик герметизации фонаря;
- 7 - отверстия под зуб рукоятки;
- 8 - зуб рукоятки

К Р Ы Л О

Профиль крыла - модифицированный Кларк-УН. Крыло самолета цельно-металлическое, двухлонжеронное, разъемное, с гладкой дуралюминиевой работающей обшивкой.

Каркас крыла состоит из дуралюминиевых клепаных лонжеронов, 38 нервюр и набора стрингеров (рис. 8). Нервюры и стрингеры разрезные. Стрингеры изготовлены из дуралюминиевых коробчатых и бульбоуголковых профилей и крепятся к нервюрам при помощи угольников на заклепках.

Каркас законцовки крыла собран вместе с обшивкой и состоит из лонжеронов, являющихся продолжениями основных лонжеронов крыла, нервюр 21 и 22, продольных уголковых профилей и концевых ободьев (рис. 9).

Законцовки крыла крепятся к лонжеронам стальными заклепками.

Разъем крыла осуществляется по оси самолета в четырех узлах: двух - на переднем и двух - на заднем лонжеронах.

Крыло крепится к фюзеляжу шестью основными узлами на нервюрах 1. Дополнительно имеется два крепления носков крыла к ушковым болтам нижних стыковых узлов моторамы с фюзеляжем. Крепления осуществлены с помощью тяг, присоединенных к стальным кронштейнам, установленным на носках нервюр 0.

На переднем лонжероне установлены точеные хромансильевые шкворни для установки амортизационных стоек шасси (на нервюрах 7) и складывающихся подкосов шасси (близ нервюр 4).

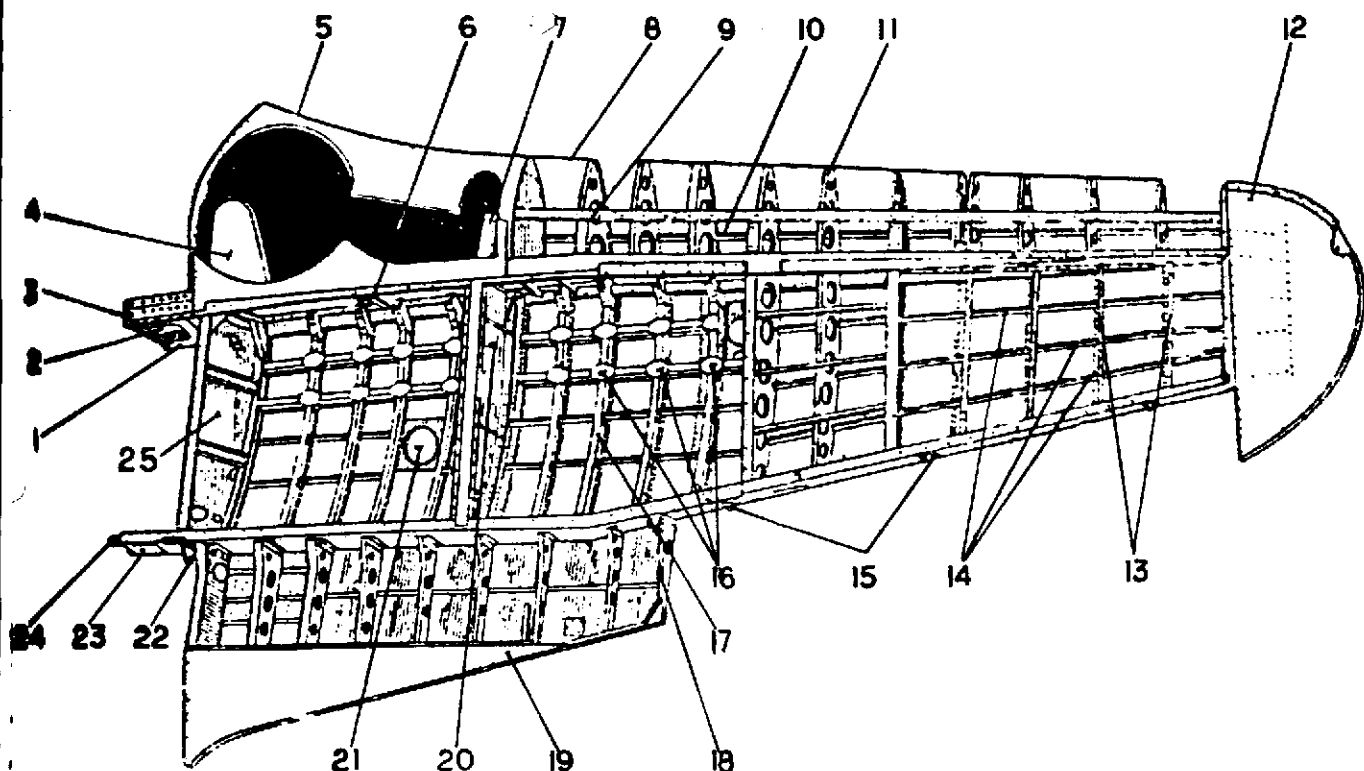


Рис. 8 . КАРКАС КРЫЛА (ВИД СНИЗУ)

- | | |
|--|--|
| 1 - верхний узел разъема переднего лонжерона; | 13 - средние части нервюр 19, 20; |
| 2 - вырез для патрубков обдува маслорадиатора; | 14 - стрингеры; |
| 3 - нижний узел разъема; | 15 - узлы крепления элерона; |
| 4 - люк на носке нулевой нервюры; | 16 - усиленные стрингеры; |
| 5 - лобовой отсек; | 17 - средние части (седла) нервюр 11, 12; |
| 6 - основание шкворня крепления подкоса шасси; | 18 - хвостик нервюры 11; |
| 7 - шкворень крепления амортизационной стойки шасси; | 19 - хвостовой отсек крыла; |
| 8 - лобовой стрингер; | 20 - средняя часть нервюры 7; |
| 9 - нижний стрингер; | 21 - люк под топливомер; |
| 10 - верхний стрингер; | 22 - задний стыковой узел крыла с фюзеляжем; |
| 11 - носок нервюры 13; | 23 - верхний узел разъема заднего лонжерона; |
| 12 - законцовка крыла; | 24 - нижний узел разъема заднего лонжерона; |
| | 25 - средняя часть нервюры 1 |

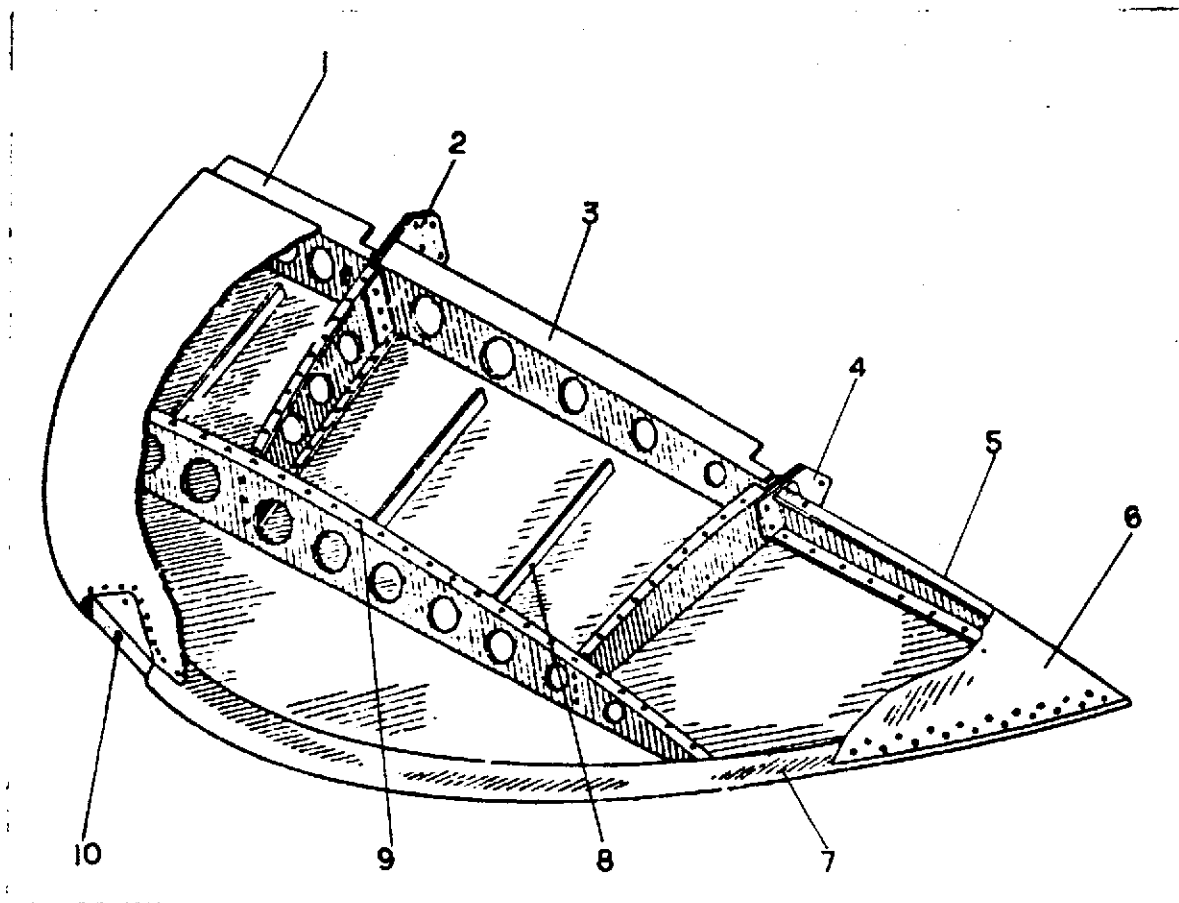


Рис. 9 . ЗАКОНЦОВКА КРЫЛА

- 1 - носок нервюры 21;
- 2 - передний лонжерон;
- 3 - средняя часть нервюры 21;
- 4 - задний лонжерон;
- 5 - хвостик нервюры 21;
- 6 - верхняя обшивка законцовки крыла;
- 7 - концевой обод;
- 8 - уголкового профиля;
- 9 - нервюра 22;
- 10 - клапан крепления патрона АНО.

К заднему лонжерону подвешены элероны на трех дуралюминиевых кронштейнах и посадочные щитки (закрылки) на шомпольных петлях.

Топливные отсеки находятся между передним и задним лонжеронами и нервюрами 1 и 13 и закрыты снизу дуралюминиевыми крышками, являющимися элементами работающей обшивки крыла.

Силовые крышки люков топливных баков крепятся с помощью винтов к анкерным гайкам, приклепанным к полкам лонжеронов и нервюрам 1, 7 и 13.

Центральная часть крыла сверху закрыта дуралюминиевой панелью, служащей полом кабины пилота. Панель крепится к лонжеронам и нервюрам 1 винтами и анкерными гайками. Снизу к панели приклепаны седла для крепления расходного топливного бака и маслорадиатора. Снизу люк в центральной части крыла закрывается легкоъемной крышкой на замках ДЗУС.

Передний лонжерон крыла представляет собой балку переменного сечения и состоит из стенки и двух полок.

Стенка лонжерона дуралюминиевая и по длине склепана из листов разной толщины.

Полки лонжерона от разъема до нервюры 13 состоят из двух прессованных дуралюминиевых профилей и фрезерованных накладок переменной толщины.

Верхняя полка имеет две наружные накладки. Между нервюрами 9 и 15 верхняя полка дополнена фрезерованной накладкой под обшивку.

Нижняя полка лонжерона от разъема до нервюры 3 усилена накладками внутренними - на горизонтальных стенках профилей и наружной. К нижней полке снаружи, между нервюрами 1 и 7, приклепан лист, составляющий часть основания купола шасси.

На участке между нервюрами 14 и 19 полка лонжерона состоит из профилей, приклепанных к стенке только с одной стороны, с другой стороны полка образуется отбортовкой стенки.

От нервюры 19 до законцовки полка лонжерона образована отбортовкой стенки.

Между узлами разъема и нервюрами 1 в стенках лонжерона сделаны отверстия для патрубков подвода воздуха к маслорадиатору.

Задний лонжерон переменного швеллерного сечения и составлен из листового дуралюминия в виде стенки с отбортованными полками. С внутренней стороны швеллера от разъема до нервюры 7 к нижней и до нервюры 9 к верхней полкам приклепаны уголковые профили.

Кроме того, от разъема до нервюры 3 обе полки лонжерона усилены внутренними накладками.

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

Средние части нервюр 1 имеют стенки из листового дуралюминия. По нижнему контуру к стенке приклепаны с одной стороны уголковый профиль, а с другой - накладка; по верхнему - уголковые профили с двух сторон.

Носки, хвостики и средние части нервюр 13, 14, 15, 21 и 22 штампованные из листового дуралюминия и имеют стенки с круглыми отбортованными отверстиями для облегчения и полки, образованные отбортовкой краев стенок.

В отсеках топливных баков средние части нервюр сделаны из дуралюминиевых коробчатых профилей и вместе с кронштейнами крепления к лонжеронам образуют подобие седел. Средние части нервюр 16, 18, 19 и 20 изготовлены из листового дуралюминия и имеют Z-образные сечения.

Нервюры крепятся к лонжеронам на заклепках с помощью дуралюминиевых кронштейнов.

Средние части нервюр 1 и 7 крепятся своими узлами к лонжеронам на болтах и заклепках.

В передней части крыла на носках нервюр укреплены три стрингера, отличающиеся от остальных стрингеров. Первый из них - лобовой, состоит из трех частей и сделан из узкой дуралюминиевой ленты с отбортованными краями; второй - верхний, бульбоуголкового профиля; третий - нижний, таврового профиля.

Все три стрингера идут насквозь от нервюры 7 до законцовки крыла, причем верхний и нижний - неразъемные.

Обшивка крыла дуралюминиевая, состоит из листов различной толщины.

Листы обшивки приклепаны к полкам лонжеронов, нервюр и стрингеров потайными заклепками с углом развала головки 120° . Съемные панели обшивки крепятся на винтах анкерными гайками и расположены между нервюрами 1 и 7, 7 и 13, 15 и 21 (рис. 10, 11).

Элероны типа "фриз" цельнометаллические, клепаной конструкции. Каждый элерон состоит из двух частей, соединенных шарнирно между собой. Дуралюминиевый каркас элерона соединен с помощью заклепок с обшивкой. Каркас состоит из штампованного лонжерона и нервюра.

Элероны имеют аэродинамическую и неполную весовую компенсации. Последняя осуществлена посредством стальных прутков, вклепанных в носки элеронов.

Элероны подвешены на трех шарнирных узлах каждый. Два крайних ориентирующихся узла имеют по одному вертикальному стыковому болту, третий, средний фиксирующий узел, имеет два стыковых болта (рис. 12). На обоих элеронах установлены дуралюминиевые пластинки-компенсаторы, выступающие за габариты элеронов.

Посадочные щитки (закрылки) занимают часть размаха крыла от фюзеляжа до хвостиков нервюр 11 и прикреплены к заднему лонжерону крыла на шомпольных петлях.

Каркас щитка цельноштампованный из листового дуралюминия, имеет снизу гладкую дуралюминиевую обшивку.

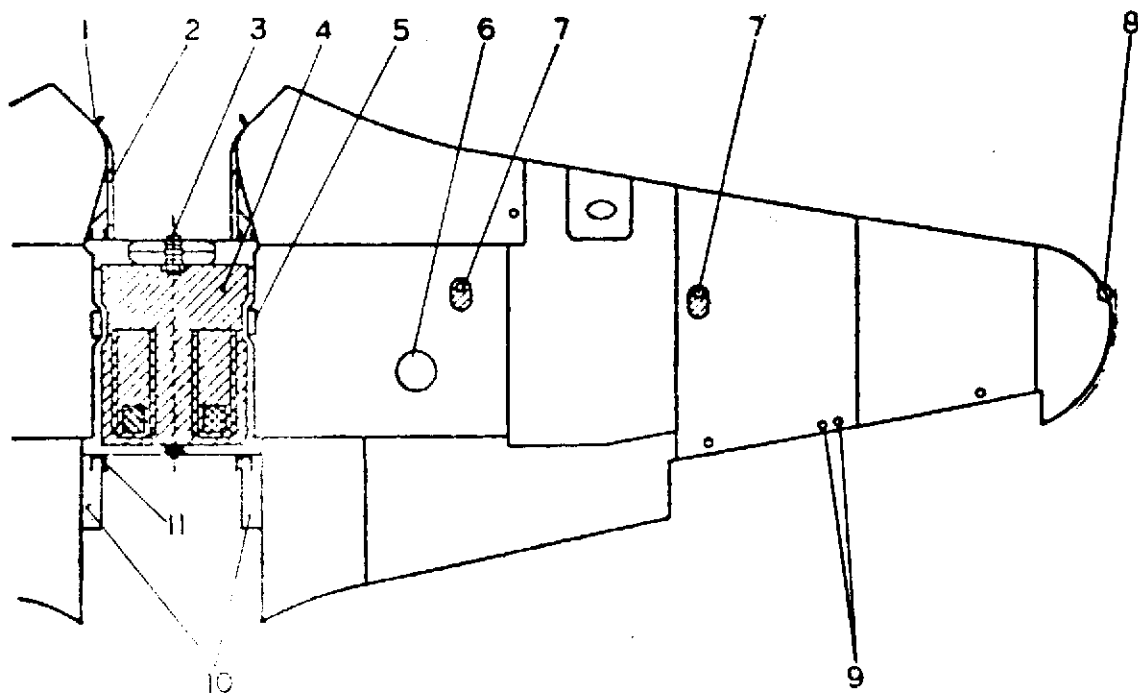


Рис. 10 . СХЕМА КРЫЛА (ВИД СВЕРХУ)

- 1 - левый стыковой узел носка крыла с моторной рамой;
- 2 - передний левый стыковой узел крыла с фюзеляжем;
- 3 - узел разъема переднего лонжерона;
- 4 - съемный пол кабины;
- 5 - правый средний стыковой узел крыла с фюзеляжем;
- 6 - окно над топливомером;
- 7 - заправочные горловины топливных баков;
- 8 - огни АНО;
- 9 - средний узел навески элерона;
- 10 - посадочные щитки (закрылки);
- 11 - задний левый стыковой узел с фюзеляжем.

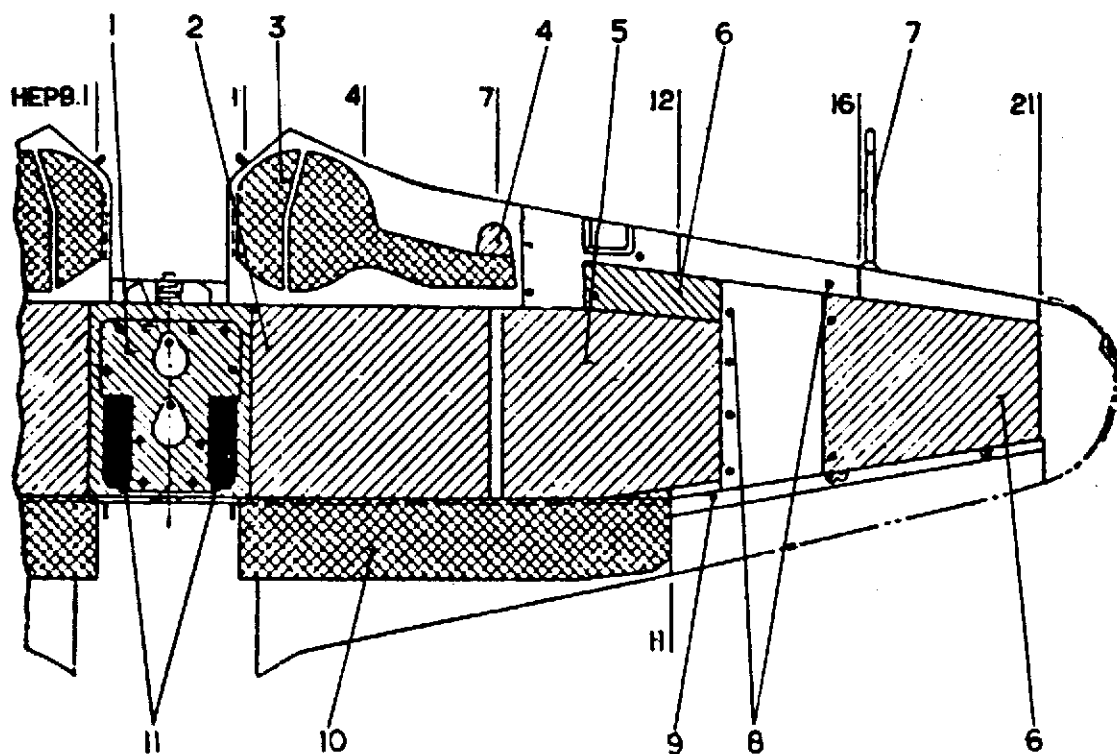


Рис. 11 . СХЕМА КРЫЛА (ВИД СНИЗУ)

- 1 - люк центральной части крыла;
- 2 - центральный (корневой) топливный бак;
- 3 - левый крыльевой щиток шасси;
- 4 - люк;
- 5 - левый консольный топливный бак;
- 6 - съемная панель;
- 7 - трубка Пито;
- 8 - дренажные отверстия;
- 9 - узел подвески элерона;
- 10 - посадочный щиток;
- 11 - отверстия под створки обдува
маслорадиатора.

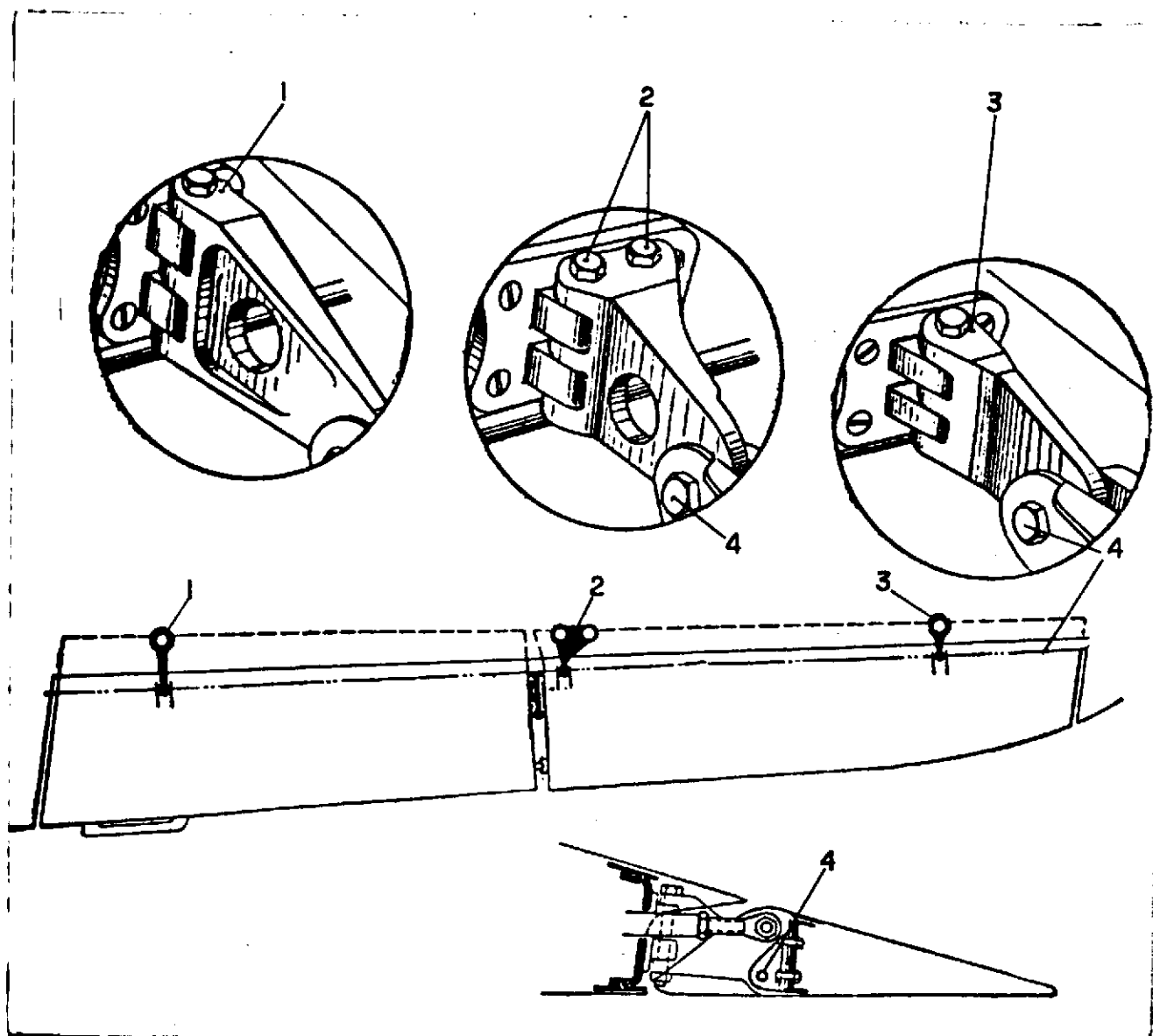


Рис. 12 . ПОДВЕСКА ЭЛЕРОНА

- 1 - первый узел подвески;
- 2 - второй узел подвески с двумя стыковыми болтами;
- 3 - третий узел подвески;
- 4 - ось вращения элерона

О П Е Р Е Н И Е

Оперение (рис. 13) самолета свободнонесущее.

Стабилизатор и киль устанавливаются на фюзеляже с постоянными углами. Стабилизатор крепится к фюзеляжу при помощи четырех узлов, попарно расположенных на переднем и заднем лонжеронах стабилизатора.

Крепление киль осуществляется с помощью четырех узлов: двух на переднем лонжероне и двух - на заднем. Передними узлами киль крепится к стабилизатору, а задними - к фюзеляжу (рис. 14, 15, 16).

Киль и стабилизатор имеют по два дуралюминиевых лонжерона швеллерного сечения. Нервюры, штампованные из листового дуралюминия, состоят из трех частей: носка, средней части и хвостика. Стрингеры представляют собой дуралюминиевые профили уголкового сечения. Обшивка сделана из листового дуралюминия.

Руль высоты имеет аэродинамическую и весовую компенсации. На руле высоты установлены триммеры, управляемые из кабины. Руль высоты состоит из двух частей, соединенных по стальным сварным фланцам лонжерона шестью болтами, и подвешивается к стабилизатору на пяти узлах (рис. 17).

Средняя часть лонжерона руля высоты состоит из дуралюминиевых труб. Дальше лонжеронами служат дуралюминиевые профили, вклепанные в лобовые части, согнутые из листового дуралюминия.

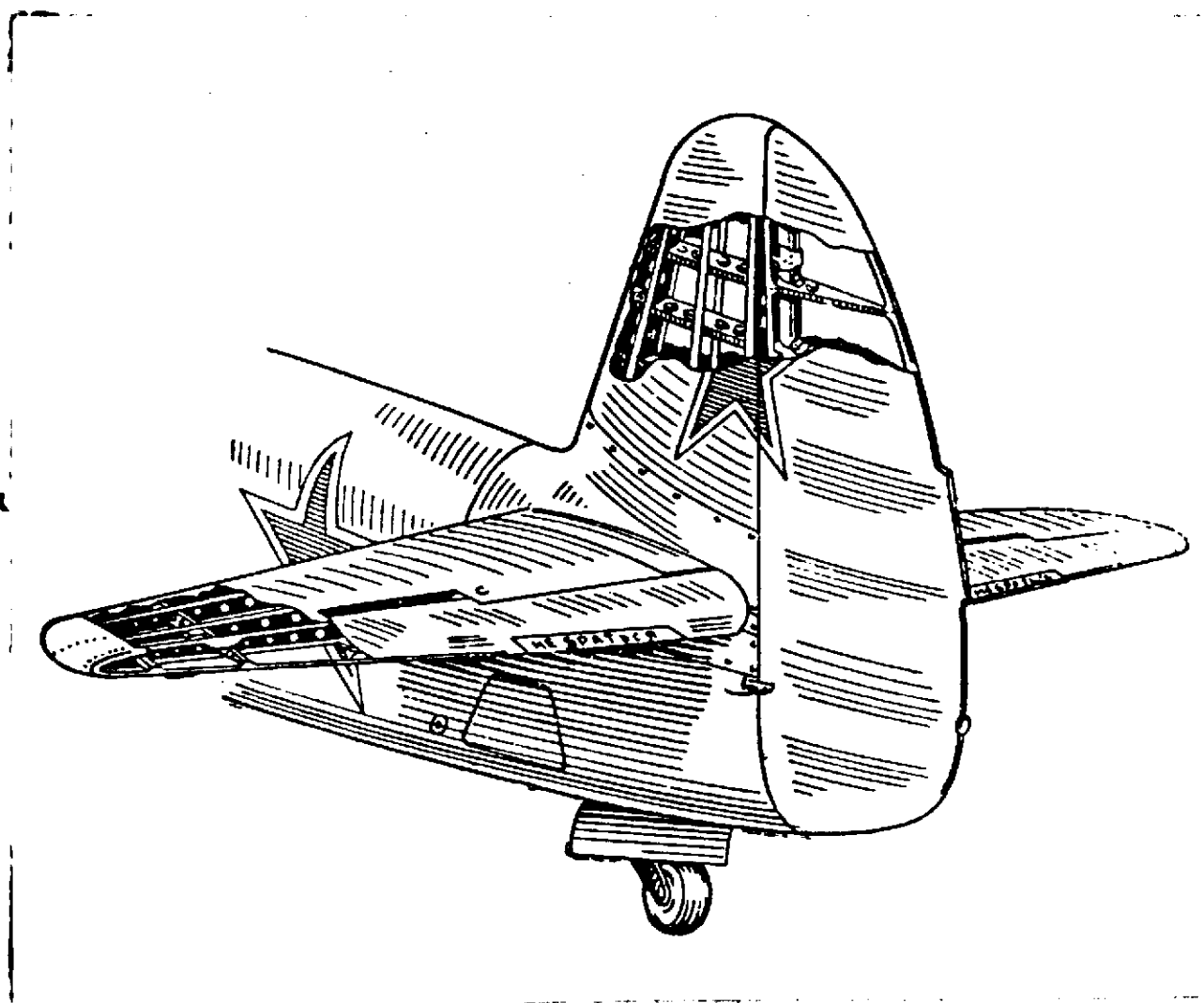


Рис. 13 . ОПЕРЕНИЕ

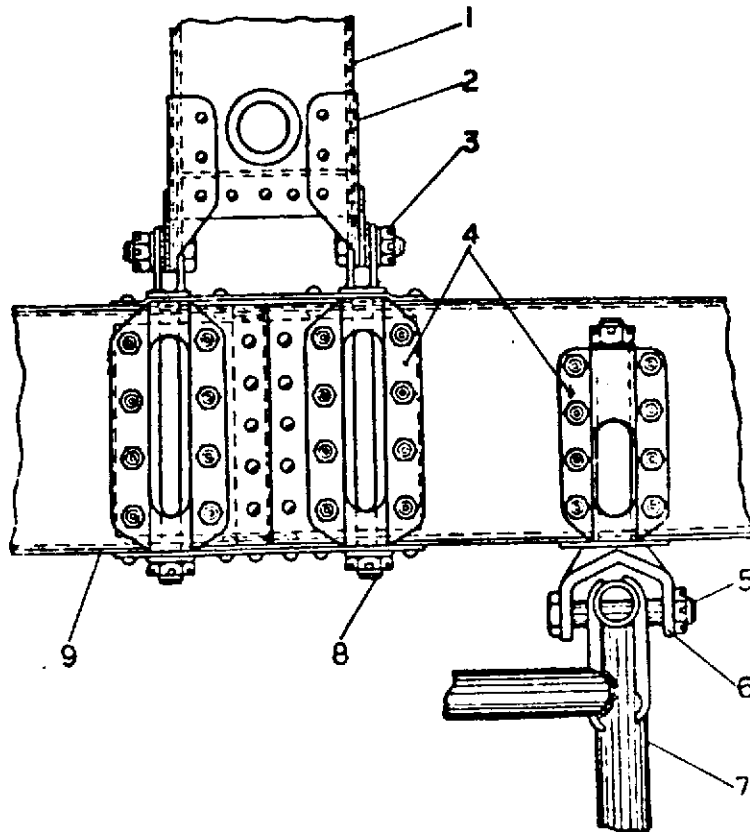


Рис. 14 . ПЕРЕДНИЕ УЗЛЫ КРЕПЛЕНИЯ КИЛЯ
К СТАБИЛИЗАТОРУ И СТАБИЛИЗАТОРА
К ФЮЗЕЛЯЖУ

- 1 - передний лонжерон килья;
- 2 - узел крепления килья к стабилизатору;
- 3 - стыковой болт;
- 4 - гнездо под вильчатый болт;
- 5 - стыковой болт;
- 6 - вильчатый болт крепления стабилизатора;
- 7 - каркас фюзеляжа;
- 8 - вильчатый болт крепления килья;
- 9 - передний лонжерон стабилизатора.

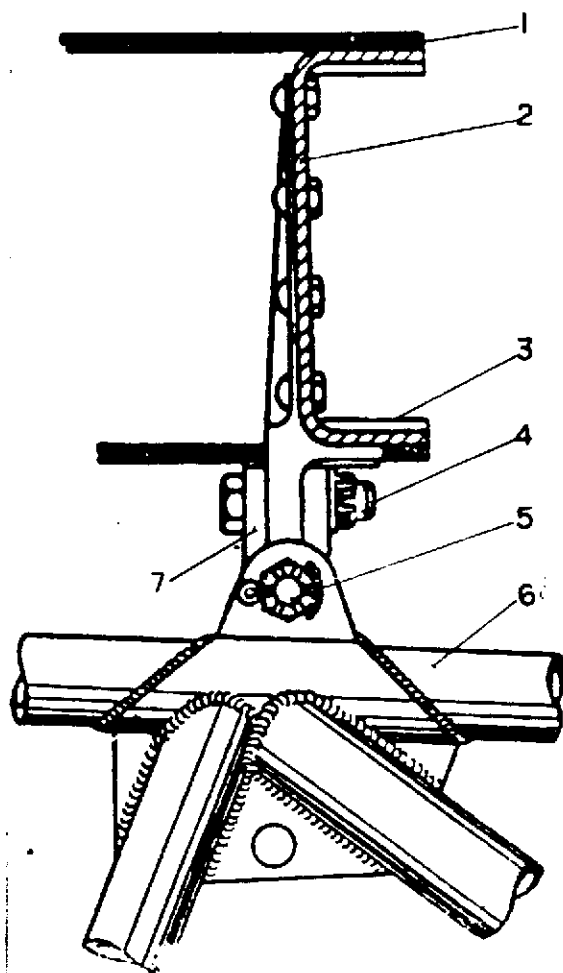


Рис. 15 . ЗАДНИЙ УЗЕЛ КРЕПЛЕНИЯ СТАБИЛИЗАТОРА
К ФЮЗЕЛЯЖУ

- 1 - обшивка стабилизатора;
- 2 - задний лонжерон стабилизатора;
- 3 - накладка;
- 4 - болт кардана;
- 5 - стыковой болт;
- 6 - верхний лонжерон фюзеляжа;
- 7 - СЕРЬГА КАРДАНА

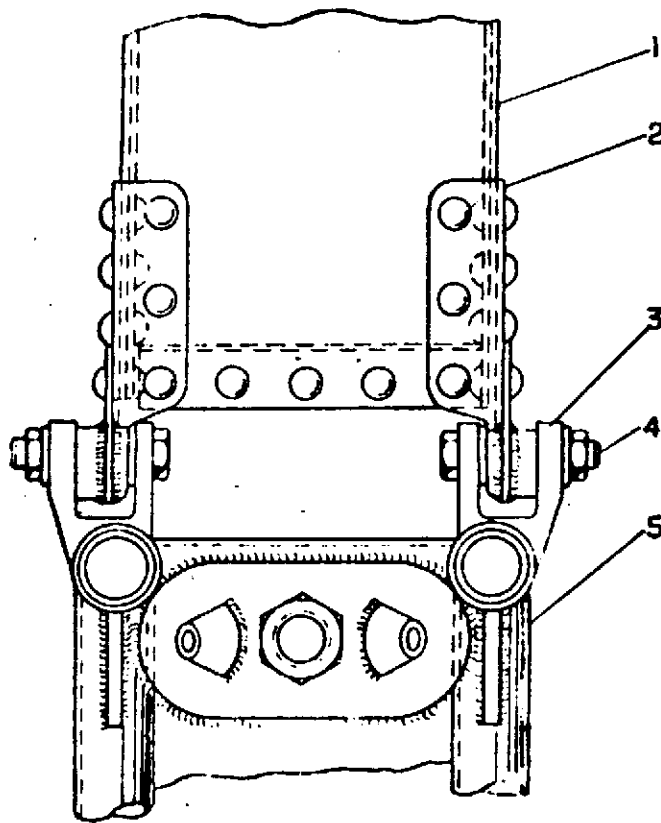


Рис. 16 . ЗАДНИЙ УЗЕЛ КРЕПЛЕНИЯ КИЛЯ
К ФЮЗЕЛЯЖУ

- 1 - задний лонжерон киля;
- 2 - узел крепления киля к фюзеляжу;
- 3 - ухо каркаса фюзеляжа;
- 4 - стыковой болт;
- 5 - труба каркаса фюзеляжа.

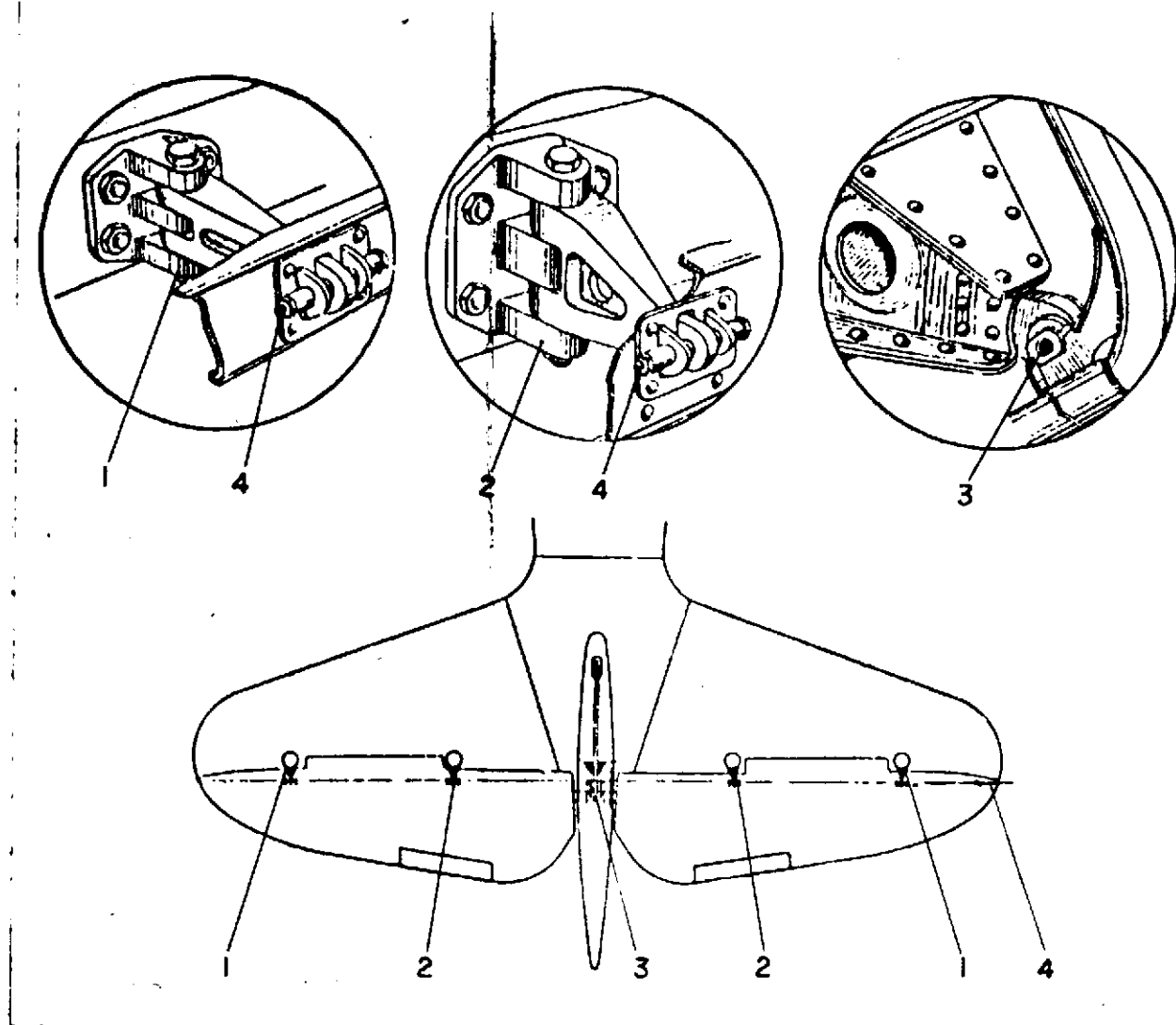


Рис. 17 . ПОДВЕСКА РУЛЯ ВЫСОТЫ

- 1 - крайние узлы подвески РВ;
- 2 - средние узлы подвески РВ;
- 3 - центральный узел подвески РВ с полым болтом для прохода через него тяги управления триммером;
- 4 - ось вращения руля.

Нервюры отштампованы из листового дуралюминия. Весовая компенсация выполнена в виде груза, вынесенного вперед на рычаге из стальной трубы (рис. 18).

Руль направления подвешен двумя узлами к килю, а третьим - к фюзеляжу (рис. 19, 20). Лонжерон руля направления изготовлен из дуралюминиевой трубы. Узлы подвески и крепления руля стальные, сварные, приклепаны к лонжерону. Нервюры неразрезные, штампованные из листового дуралюминия.

На руле направления вместо триммера установлена дуралюминиевая пластинка-компенсатор.

В узлах подвески рулей запрессованы шарикоподшипники. Рули обшиты полотном.

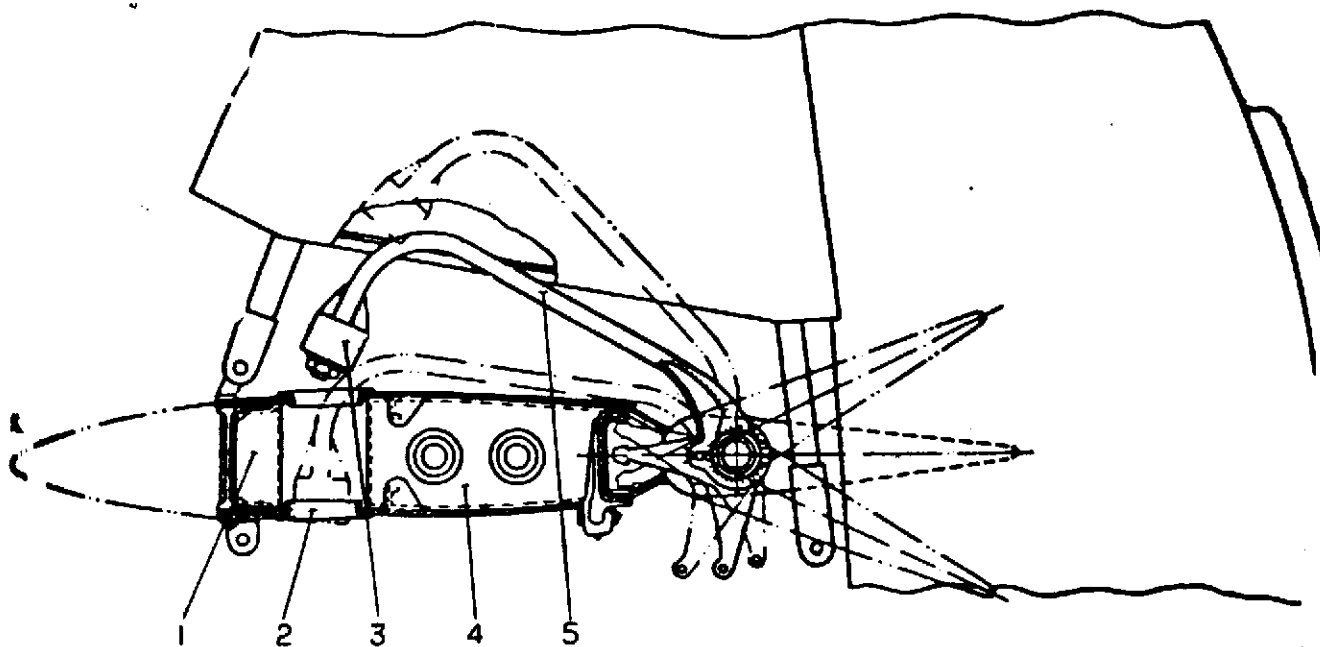


Рис. 18 . СХЕМА РЫЧАЖНОГО ВЕСОВОГО
КОМПЕНСАТОРА РВ

- 1 - диафрагма;
- 2 - окантовка;
- 3 - стальной груз;
- 4 - нервюра;
- 5 - рычаг.

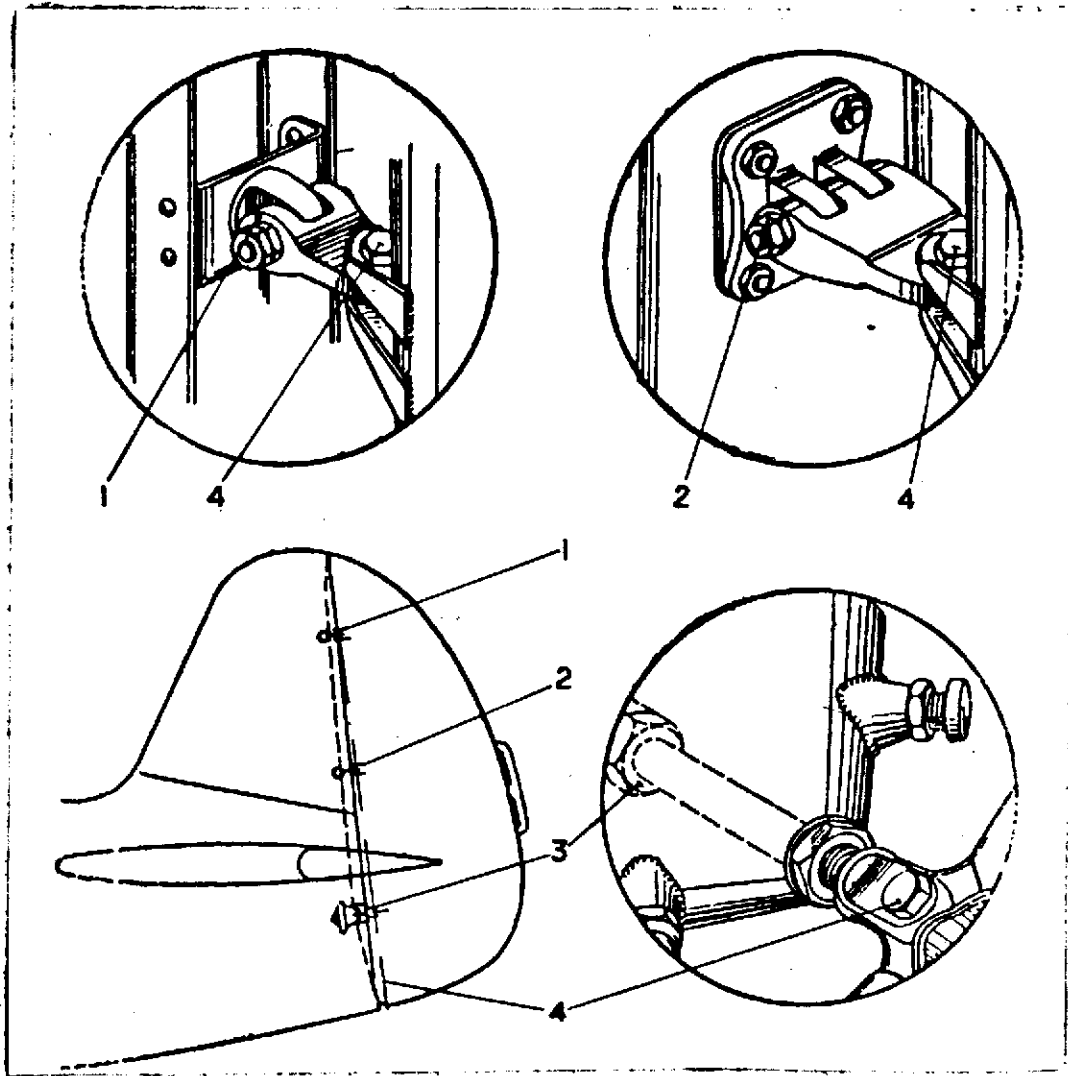
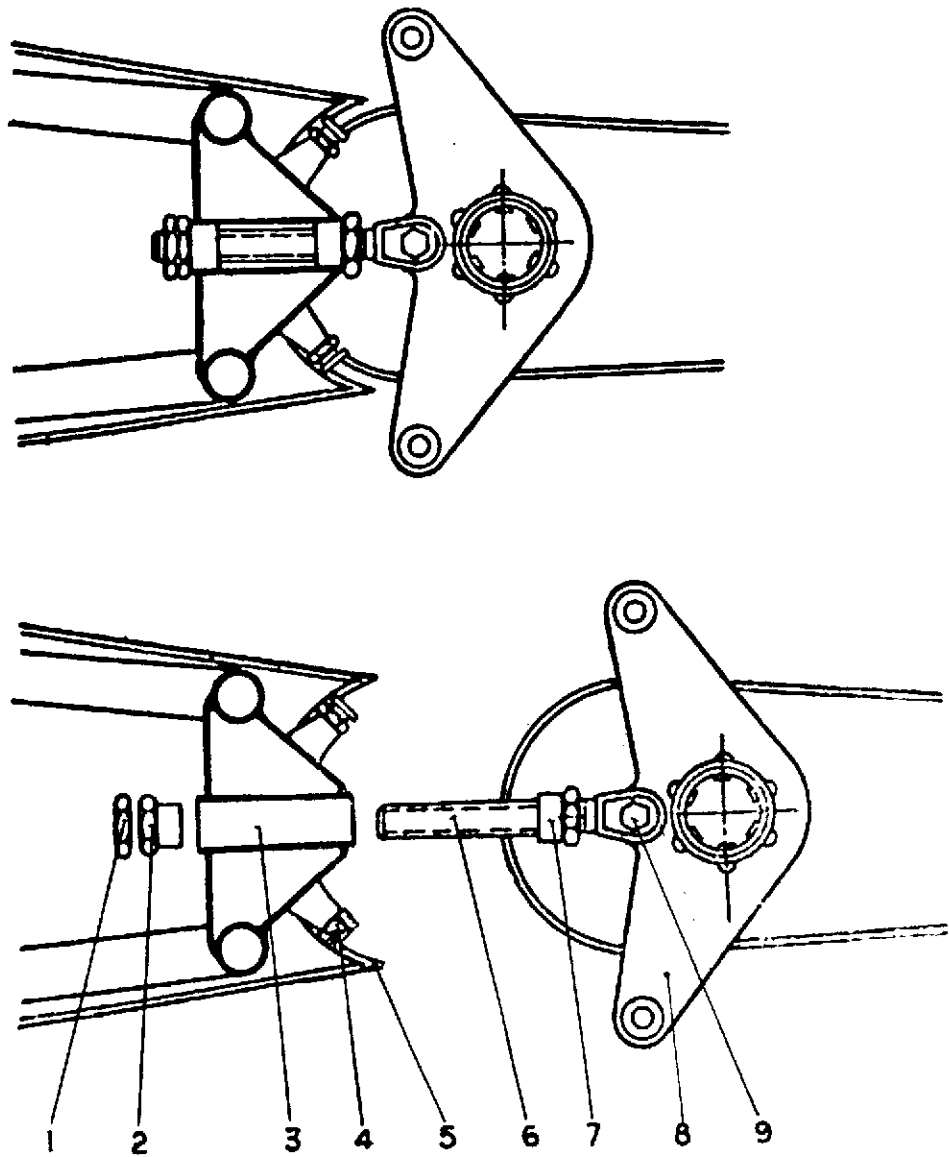


Рис. 19 . ПОДВЕСКА РУЛЯ НАПРАВЛЕНИЯ

- 1 - верхний узел подвески;
- 2 - средний узел подвески;
- 3 - нижний узел крепления к фюзеляжу;
- 4 - ось вращения руля.



УЗЕЛ В РАССТЫКОВАННОМ ПОЛОЖЕНИИ

Рис. 20 . НИЖНИЙ УЗЕЛ ПОДВЕСКИ РН

- 1 - контргайка;
- 2 - гайка крепления стыкового болта;
- 3 - трубка фюзеляжа;
- 4 - ограничитель отклонения РН на фюзеляже;
- 5 - задний кок фюзеляжа;
- 6 - стыковой вильчатый болт;
- 7 - гайка регулирования выноса оси вращения;
- 8 - рычаг управления рулем;
- 9 - стяжной болт

Л Ю К И

По обеим сторонам кабины имеется по две дуралюминиевые откидные крышки, обеспечивающие доступ к бортовой проводке, монтажу пультов и гильзозвеньесборникам. Подход к аккумулятору, радиатору охлаждающей жидкости, тандерам тросов управления рулем направления и т.д. осуществляется через откидную крышку на левом борту между рамами 3 и 4.

Слева, в хвостовой части фюзеляжа, имеются два люка.

Передний люк обеспечивает подход к бортовому зарядному штуцеру воздушной системы. Задний люк предназначен для осмотра установки хвостового колеса, зарядки амортизационной стойки, очистки фильтра-отстойника системы нейтрального газа и подхода к тандерам управления триммерами руля высоты.

Около заднего люка, по обоим бортам фюзеляжа, в обшивке сделаны небольшие отверстия, заклеенные полотняными шайбами. Отверстия служат для демонтажа оси крепления-амортизационной стойки хвостового колеса.

Для подхода к рамке радиополукомпаса-отметчика в верхнем гаргроте сделан люк с крышкой из плексигласа, укрепленной на болтах и анкерных гайках.

Топливные баки устанавливаются в отсеки крыла через люки в нижней обшивке, закрываемые съемными дуралюминиевыми крышками. Подход к масляному радиатору и расходному топливному баку обеспечен через люк центральной части крыла. Крышка люка съемная на замках ДЗУС.

Небольшие легко открываемые люки помещены под сливными пробками радиаторов, под сборником конденсата системы нейтрального газа и над заливными горловинами охлаждающей жидкости и топлива.

Подход к заливной горловине масляного бака обеспечен через переднюю левую, а к масляному фильтру - через переднюю правую откидные крышки люков фюзеляжа.

На передней нижней крышке капота, с левой стороны, сделан люк для подхода к штуцеру зашприцовки горячего масла в коленчатый вал двигателя.

Откидная задняя часть левой боковой крышки капота обеспечивает подход к бортовому зарядному штуцеру системы газового запуска двигателя.

Носки заливов крыла легкоъемные, крепятся на замках ДЗУС и обеспечивают подход к РК-500 и ТФ-1А и трубопроводам в задней нижней части двигателя.

В лобовой обшивке левой половины крыла, между носками нервюр 9 и 10, сделан люк под установку посадочной фары. Люк закрыт съемной крышкой из плексигласа, выдавленного по форме носка крыла, в дуралюминиевой раме, укрепленной болтами и анкерными гайками по окантовке люка.

Сверху выходной части туннеля радиатора охлаждающей жидкости сделан люк для подхода к качалке механизма управления створкой туннеля радиатора.

Для подхода к качалкам управления триммерами на руле высоты снизу имеются два круглых люка, заклеенных полотняными шайбами.

Над болтами узлов подвески элеронов и над дренажными штуцерами топливных баков в верхней обшивке крыла, а также у болтов подвески рулей с обеих сторон стабилизатора и киля имеются круглые монтажные отверстия, заклеенные полотняными зубчатыми шайбами.

ШАССИ

Шасси самолета представляет совокупность всех опор, необходимых для взлета, посадки, передвижения и стоянки на земле.

Шасси, убирающееся в полете, выполнено по трехопорной схеме с хвостовой опорой (рис. 21).

На каждой опоре установлено по одному колесу.

Основные опоры убираются в носовую часть крыла, хвостовая опора - в хвостовую часть фюзеляжа.

Основные опоры убираются полностью и в убранном положении закрываются заподлицо с нижней обшивкой крыла щитками.

При уборке основных опор шасси верхний и средний щитки, двигаясь с амортизационной стойкой, частично закрывают вырез в крыле. Оставшуюся часть выреза прикрывает крыльевой щиток.

Хвостовая опора убирается полностью и вырез для нее закрывается двумя боковыми дуралюминиевыми щитками, подвешенными к обшивке фюзеляжа на петлях с шомполами.

В убранном положении основные опоры фиксируются замками убранного положения, установленными на носках нервюр 4.

В выпущенном положении основные опоры фиксируются шариковыми замками цилиндров уборки и выпуска шасси и упорами складывающихся подкосов.

В убранном и выпущенном положениях хвостовая опора фиксируется замками в цилиндре уборки и выпуска хвостовой опоры.

Сигнализация положения шасси осуществляется механическими указателями, установленными на крыле.

В убранном положении основных опор механические указатели убраны заподлицо с обшивкой крыла.

В выпущенном положении основных опор механические указатели выходят вверх.

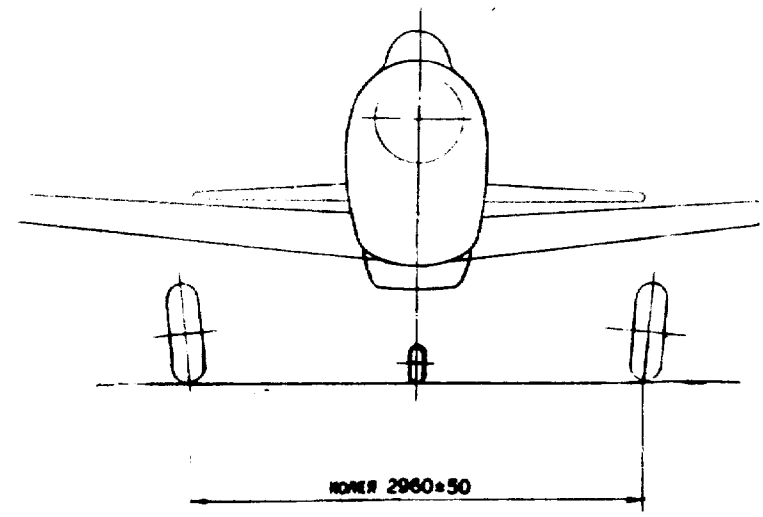
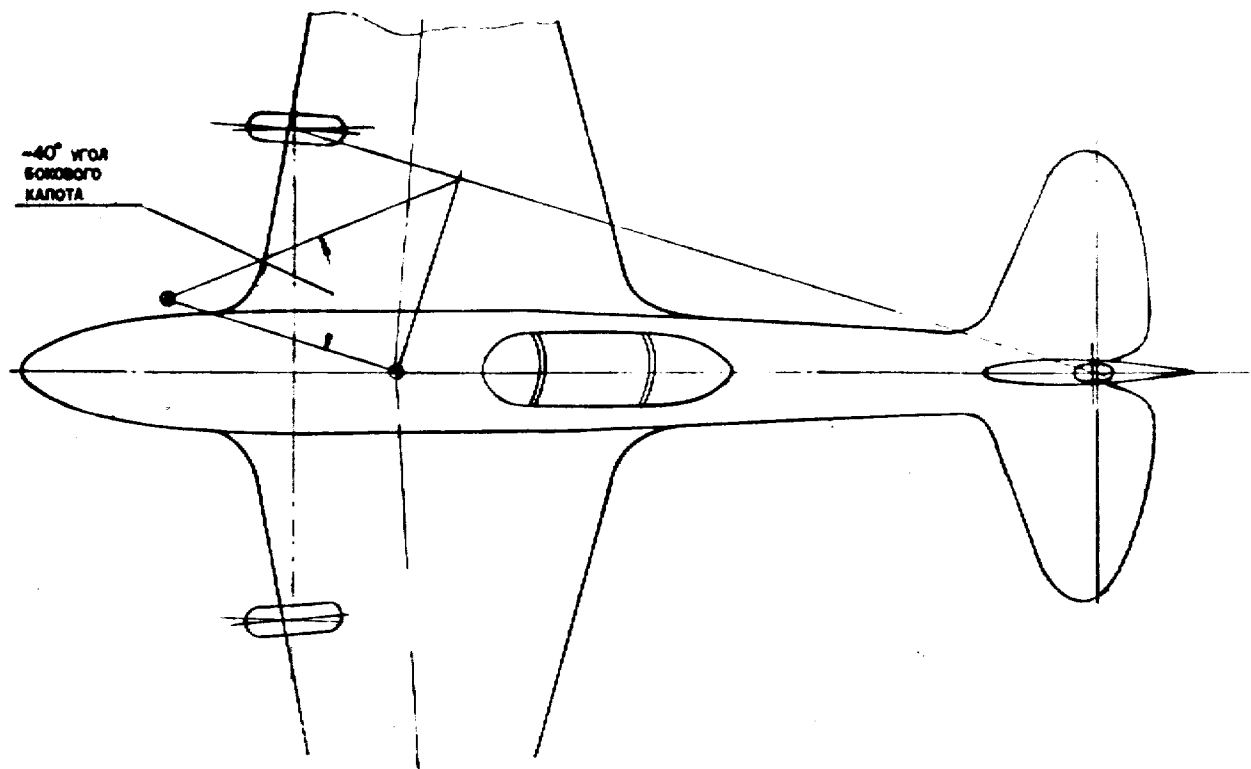
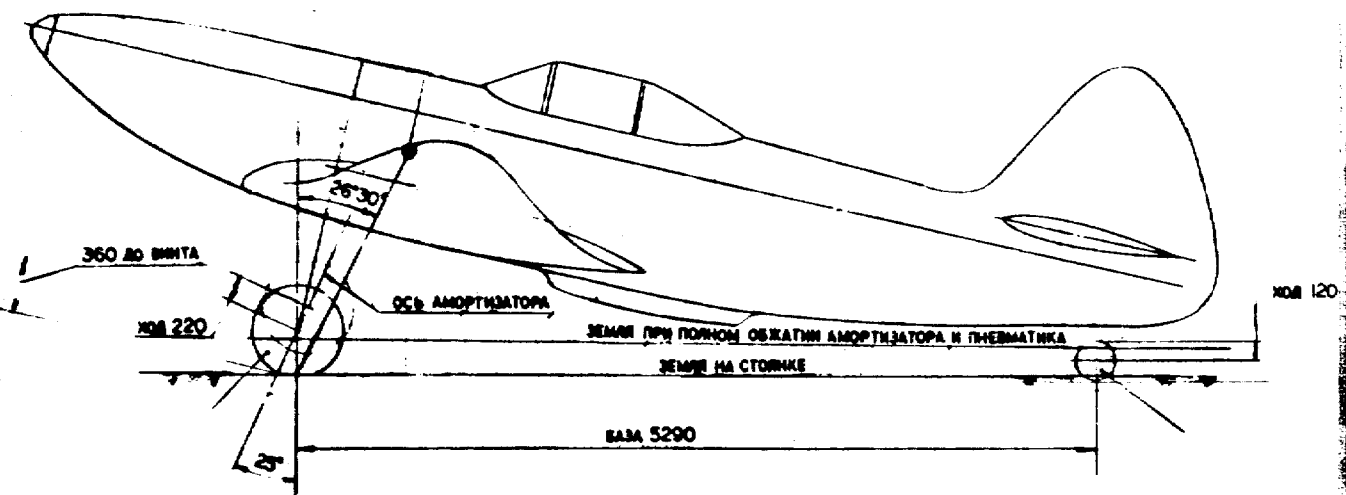
Уборка и выпуск основных и хвостовой опор осуществляется сжатым воздухом.

При отсутствии давления в основной пневмосистеме для аварийного выпуска основных и хвостовой опор имеются отдельный запас воздуха и механическое управление открытием замков убранного положения.

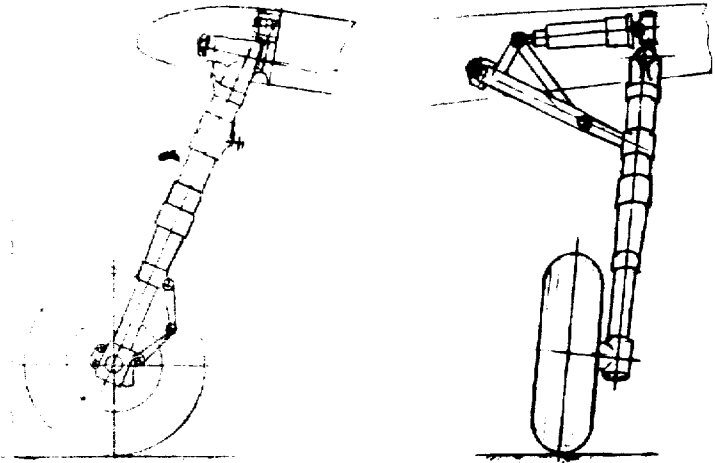
Основные опоры имеют нормальную жидкостно-газовую амортизацию.

На основных опорах шасси устанавливаются тормозные колеса, на хвостовой опоре - нетормозное колесо.

Колеса основных опор - стандартные, размеры шин 650x200 мм. Размеры шин хвостовой опоры - 300x125 мм.



ОСНОВНАЯ ОПРА



ХВОСТОВАЯ ОПРА

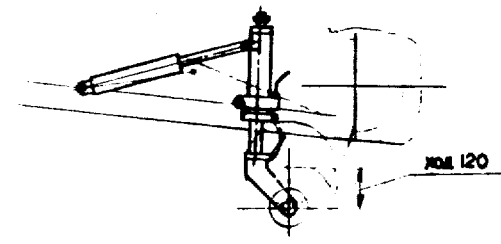


Рис. 21. СХЕМА ШАССИ

**ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ
ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ УСТРОЙСТВ**

Наименование	Основная опора	Хвостовая опора
Тип амортизационной стойки	Жидкостно-газовая	
Смеси в амортизационной стойке:		
- жидкость	Масло АМГ-10 ГОСТ 6794-53	
- газ	Азот технический	
Количество смеси в амортизационной стойке, см ³	765±10	230±5
Ход штока амортизационной стойки, мм	220	110
Рабочее давление, кгс/см ²	40±1	20±1
Допустимое рабочее давление в тормозном цилиндре, кгс/см ²	11	-
Давление в пневматике, кгс/см ²	4,2	3
Угол поворота хвостовой опоры, ...°	-	±(90±5)

ОСНОВНЫЕ ОПОРЫ ШАССИ

Основные опоры шасси телескопического типа, устанавливаются в носовой части крыла.

Основные опоры состоят из амортизационных стоек с тормозными колесами и щитками, складывающихся подкосов, цилиндров уборки и выпуска шасси, замков убранного положения шасси.

Колеса поставлены под углом 8° к вертикали и небольшим разворотом, чтобы обеспечить полную их уборку в крыло.

Амортизационная стойка и шарнирно связанный с ней складывающийся подкос установлены на конусных шкворнях, закрепленных на переднем лонжероне крыла, на которых они вращаются при уборке и выпуске основных опор. С верхней частью складывающегося подкоса соединен шток цилиндра уборки и выпуска. Цилиндр уборки и выпуска шасси шарнирно закреплен к штырю основания шкворня амортизационной стойки. При уборке основных опор шток выходит из цилиндра уборки и выпуска, давит на верхнюю часть складывающегося подкоса, складывает его в шарнире и поворачивает вокруг шкворня, увлекая за собой амортизационную стойку с колесом до зацепления ушка на стойке с замком убранного положения шасси.

При выпуске основных опор все повторяется в обратном порядке.

АМОРТИЗАЦИОННАЯ СТОЙКА

Амортизационная стойка состоит из неподвижно укрепленного цилиндра и подвижного штока, имеющего сверху поршень и соединенного внизу с полуосью колеса. Цилиндр амортизационной стойки соединен со штоком шлиц-шарнира (шарнирным двухзвенником), который допускает перемещение штока только в направлении оси и передает крутящий момент со штока на цилиндр.

Зарядка амортизационной стойки осуществляется через зарядный клапан, штуцер для которого приварен к цилиндру стойки.

52

52

Ниже зарядного клапана приварен штуцер контроля уровня смеси.
Снизу на штоке насажена полуось с фланцем для крепления колеса.
Управление тормозами осуществляется сжатым воздухом.

Щ И Т К И

Щитки основных опор шасси дуралюминиевые, клепаные, имеют цельноштампованные каркасы, кроме верхнего щитка.

Верхний щиток основной опоры прикреплен жестко к амортизационной стойке вверху двумя болтами, внизу крепится хомутом к цилиндру амортизатора.

Средний щиток крепится внизу шарнирно на полуось колеса, вверху - ушком, надетым на неподвижную направляющую в виде штока, так что при сжатии колеса ушко скользит по штоку и одновременно отводится в сторону от стойки.

Нижняя часть колеса в убранном положении закрывается крыльевым щитком.

СКЛАДЫВАЮЩИЙСЯ ПОДКОС

Складывающийся подкос основной опоры шасси состоит из двух частей, связанных между собой шарнирно.

Ось шарнира расположена ниже линии, проходящей через оси узлов крепления подкоса на 4-6 мм. Это создает необходимый угол заклинения, препятствующий случайному складыванию опоры, и разгружает шариковый замок в цилиндре уборки и выпуска.

ХВОСТОВАЯ ОПОРА ШАССИ

Хвостовая опора шасси подкосного типа, телескопическая устанавливается в хвостовой части фюзеляжа.

Хвостовая опора состоит из амортизационной стойки с вилкой и ветормозным колесом, цилиндра уборки и выпуска хвостовой опоры, шток, механизма стопорения колеса.

Амортизационная стойка крепится к узлам фюзеляжа осью, проходящей через нижний узел цилиндра стойки.

Цилиндр уборки и выпуска хвостовой опоры ушками укреплен к узлу на раме 7 фюзеляжа, а штоком - к ушкам цилиндра амортизационной стойки.

В нижнем узле цилиндра амортизационной стойки имеется направляющая со стопором. Выключенный стопор дает возможность штоку с вилкой и колесом вращаться вместе с обоймой верхним креплением шлиц-шарнира в пределах ограничителей. При включении стопора колесо фиксируется в линии полета. В этом случае боковые нагрузки и крутящие моменты передаются шлиц-шарниром от штока амортизационной стойки цилиндру.

Стопор управляется от рычага руля высоты и включается, когда летчик берет ручку управления рулем высоты на себя почти до отказа.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Система управления самолетом представляет собой совокупность входящих в нее элементов, выполняющих работу по перемещению и фиксации в заданном положении рулевых поверхностей, обеспечивающих поперечное (крен), путевое (курс) и продольное (тангаж) управление самолетом.

Система управления самолетом включает управление (рис. 22):

- рулем высоты;
- рулем направления;
- элеронами;
- триммерами РВ;
- посадочными щитками.

Управление самолетом смешанное.

УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ ВЫСОТЫ И ЭЛЕРОНАМИ

Управление рулем высоты и элеронами осуществляется при помощи ручки, жестких трубчатых тяг и качалок.

Управление рулем высоты производится отклонением ручки управления от себя (пикирование) и на себя (кабрирование) посредством цепи тяг и качалок.

Ручка управления стандартная, установлена на кронштейне вала.

К валу снизу приварен рычаг управления элеронами. Плечи рычага соединены короткими тягами с качалками, от которых идут цепи тяг к элеронам.

Кинематика рычага и качалок обеспечивает дифференциальность отклонения элеронов вверх на больший угол, чем вниз.

Управление элеронами производится отклонением ручки управления вправо и влево.

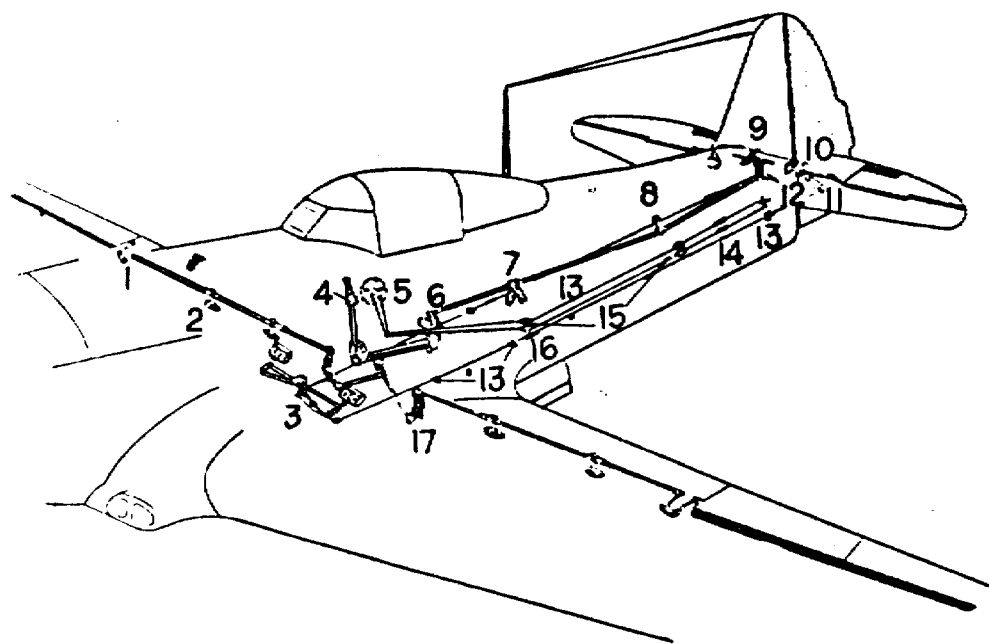


Рис. 22. СХЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

- 1 - регулируемая тяга и качалка на заднем лонжероне крыла;
- 2 - качалка управления элеронами;
- 3 - педали управления рулем направления;
- 4 - ручка управления самолетом;
- 5 - штурвал управления триммерами руля высоты (левый борт);
- 6 - передаточная качалка на опоре вала ручного управления;
- 7, 8, - поддерживающая качалка;
- 9 - рычаг управления с упором ограничителем на руле высоты;
- 10 - передаточная качалка от механизма управления триммерами на руле высоты;
- 11 - рычаг управления на руле направления;
- 12 - механизм управления триммерами на руле высоты;
- 13 - направляющие ролики тросов ногого управления;
- 14 - тандеры тросов управления триммерами;
- 15 - направляющие тросов управления триммерами на левой панели фюзеляжа;
- 16 - тандеры тросов ногого управления;
- 17 - ограничители отклонения элеронов

УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ

Управление рулем направления осуществляется с помощью педалей (рис. 23).

Педали связаны стальными тросами с рычагом на руле направления. Тросы от педалей до рычага руля направления проведены на роликах. Педали имеют параллельное движение и действуют при помощи тяг и рычага на клапаны дифференциала управления тормозами колес шасси. Подшипниками педалей служат бронзовые втулки, запрессованные в кронштейн, приваренный к поперечной трубе каркаса фюзеляжа. К кронштейну приварен штуцер, в который ввернута масленка.

Конструкция педалей допускает их регулирование по высоте в двух положениях.

УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРАМИ РУЛЯ ВЫСОТЫ

Управление триммерами руля высоты осуществляется с помощью штурвала, расположенного на левом борту фюзеляжа (рис. 24).

Проводка от штурвала до механизма управления триммерами - тросовая, а далее до триммеров с помощью тяг и качалок.

Тросом управления служит одна прядь троса. Тандеры тросов находятся у заднего люка фюзеляжа.

Тросовая проводка соединяет барабан штурвала с барабаном механизма управления триммерами, установленного на лонжероне руля высоты. Внутри барабана находится винтовая передача.

При вращении штурвала вперед триммеры отклоняются вверх, при вращении штурвала назад - вниз.

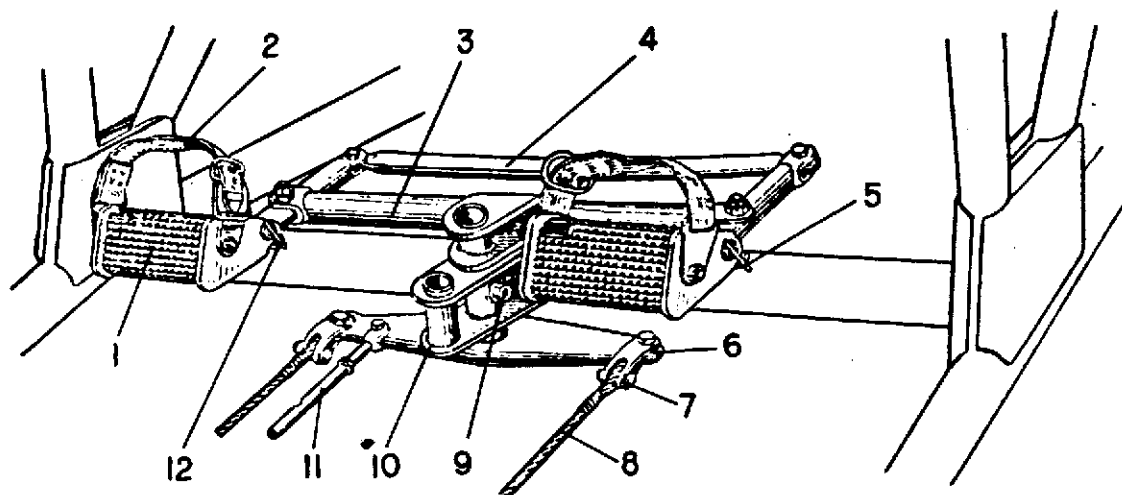


Рис. 23 . ПЕДАЛИ

- 1 - педаль с рифленкой;
- 2 - ремень с пряжкой;
- 3 - коромысло;
- 4 - тяга;
- 5 - конtringящая булавка;
- 6 - рычаг;
- 7 - серьга;
- 8 - трос;
- 9 - масленка;
- 10 - кронштейн подшипника педалей,
приваренный к каркасу фюзеляжа;
- 11 - тяга к рычагу дифференциала
управления тормозами колес;
- 12 - фиксатор одного из двух
положений педали

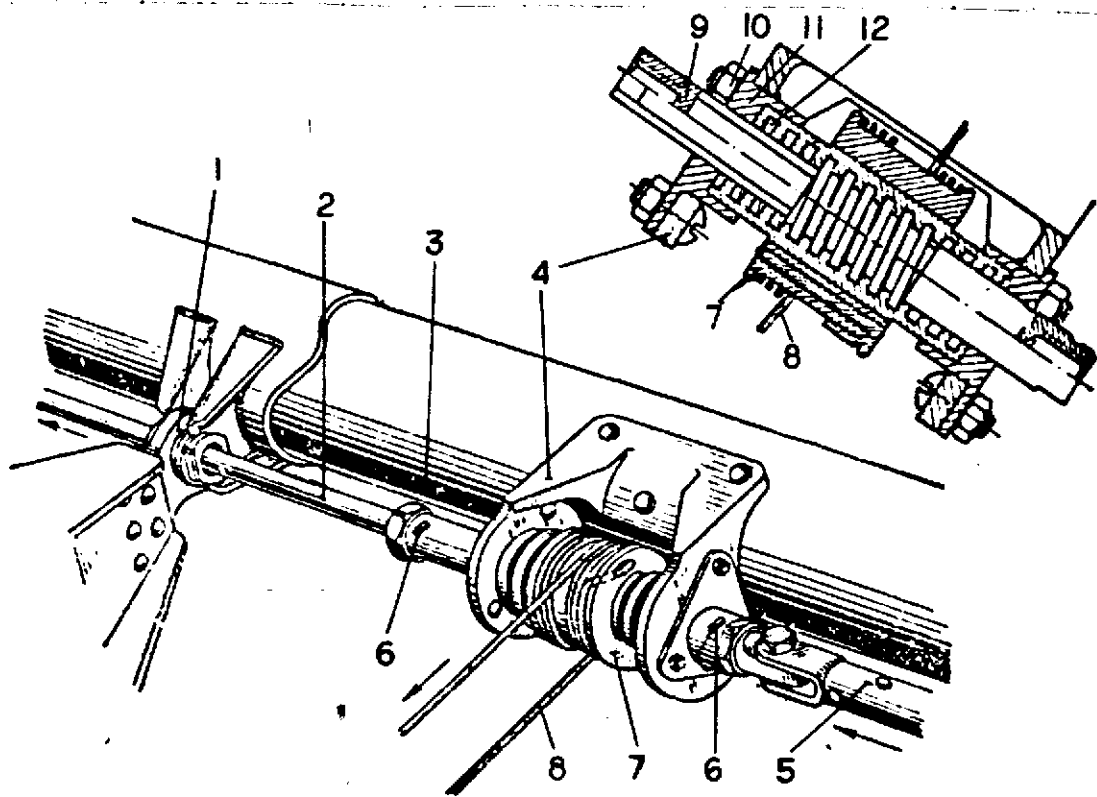


Рис. 24. МЕХАНИЗМ УПРАВЛЕНИЯ ТРИММЕРАМИ

- 1 - узел подвески руля высоты;
- 2 - тяга к правому триммеру;
- 3 - лонжерон средней части руля высоты;
- 4 - кронштейн механизма;
- 5 - тяга к левому триммеру;
- 6 - ограничитель хода винта;
- 7 - барабан с винтовой передачей;
- 8 - трос управления, закрепленный на барабане;
- 9 - одноходовой винт с квадратной резьбой;
- 10 - болт с гайкой;
- 11 - направляющая с четырехгранным (с круглым) отверстием;
- 12 - бронзовая втулка-гайка, запрессованная в барабан

УПРАВЛЕНИЕ ПОСАДОЧНЫМИ ЩИТКАМИ (ЗАКРЫЛКАМИ)

Управление посадочными щитками - пневматическое, дистанционное (рис. 25).

Выпуск и уборка щитков осуществляется с помощью крана управления щитками, установленного на левом пульте кабины. От крана управления подведены две трубки к цилиндру уборки и выпуска щитков с шариковым замком. Шариковый замок препятствует отсосу щитков в полете. Для этой же цели на задней кромке щитков установлено по три замка на каждом щитке. Цилиндр уборки и выпуска при помощи качалки и штанг с тандерами связан с щитками.

В выпущенном положении щитки удерживаются пневматическими замками.

Информация о выпущенном положении посадочных щитков выдается стержнем-указателем, который высовывается слева из крыла.

При уборке щитков указатель прячется в крыло. Указатель окрашен в белый цвет с красными полосками.

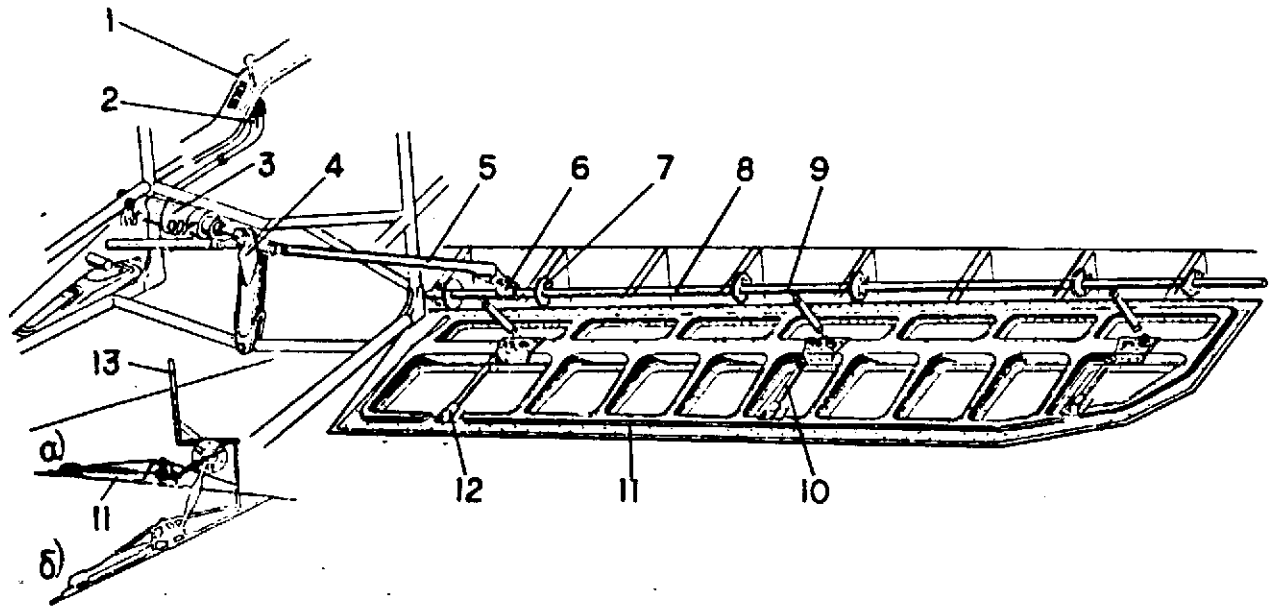


Рис. 25. СХЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПОСАДОЧНЫМИ
ЩИТКАМИ (ЗАКРЫЛКАМИ)

- 1 - кран управления щитками на левом пульте;
- 2 - подвод сжатого воздуха из воздушной системы самолета;
- 3 - цилиндр уборки и выпуска посадочных щитков с шариковым замком;
- 4 - качалка;
- 5 - тяга;
- 6 - муфта крепления тяги;
- 7 - направляющая обойма с тремя шарикоподшипниками;
- 8 - штанга;
- 9 - тандер;
- 10 - тяга замка;
- 11 - щиток: а) поднят, б) выпущен;
- 12 - направляющая;
- 13 - указатель на левом щитке

ПНЕВМАТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Пневматическая система самолета (рис. 26) состоит из основной и аварийной пневмосистем. Основная пневмосистема предназначена для воздушного запуска двигателя, уборки-выпуска опор шасси, уборки-выпуска посадочных щитков (закрылков), торможения колес основных опор шасси. Аварийная пневматическая система предназначена для аварийного выпуска опор шасси и аварийного торможения колес основных опор шасси.

Рабочее тело в обеих системах - сжатый воздух. Питание основной пневмосистемы производится от баллона емкостью 8 л с давлением зарядки 14-17 МПа (140-170 кгс/см²). Дополнительно к баллону устанавливается компрессор АК-50Т, подзаряжающий основную пневмосистему в полете. Питание аварийной пневмосистемы производится от баллона емкостью 2 л с давлением зарядки 14-17 МПа (140-170 кгс/см²). Зарядка баллонов производится через бортовой зарядный штуцер от аэродромного источника сухим сжатым воздухом с точкой росы не выше -45 °С. Рабочее давление в основной и аварийной пневмосистемах ($3 \pm 0,5$) МПа (30 ± 5 кгс/см²) обеспечивается редукторами ИЛ611-15-30.

В обеих системах между баллоном и редуктором установлен запирающий вентиль, предупреждающий утечку воздуха из баллона при негерметичности системы. При открытии запирающего вентиля основной пневмосистемы происходит подача давления к манометру основной пневмосистемы, на вход управляющего крана шасси, на вход управляющего крана посадочных щитков и на вход редукционного клапана тормозной системы. Запирающий вентиль аварийной системы одновременно является краном выпуска шасси от аварийной пневмосистемы и подачи давления к редукционному клапану тормозной системы.

За широким штуцером пневмосистем установлены обратный клапан, предупреждающий утечку воздуха из баллонов при негерметичности обратного клапана основной пневмосистемы или заправочного вентиля аварийной системы; фильтр, дополнительно фильтрующий воздух при зарядке; предохранительный клапан, стравливающий давление при зарядке, если величина давления превысит 17,05 МПа (170 кгс/см²).

При установке компрессора дополнительно устанавливаются:

- фильтр-отстойник ФТ-9900, очищающий поступающий от компрессора воздух от масла, воды и механических примесей;
- автомат давления АД-50, переводящий компрессор на холостой ход при давлении за автоматом (5^{+0,4}) МПа (50⁺⁴ кгс/см²);
- обратный клапан 998А4, сохраняющий давление в баллоне при нарушении герметичности линий от компрессора или отказе компрессора.

ВЫПУСК И ПОДЪЕМ (УБОРКА) ШАССИ

Для уборки шасси необходимо установить рукоятку крана шасси в положение ВЫПУЩЕНО, а затем перевести ее в положение ПОДНЯТО без задержки в нейтральном положении. Аналогично для выпуска шасси рукоятку крана шасси первоначально устанавливают в положение ПОДНЯТО, затем - в положение ВЫПУЩЕНО.

ВЫПУСК И УБОРКА ПОСАДОЧНЫХ ЩИТКОВ (ЗАКРЫЛКОВ)

Для выпуска щитков необходимо установить рукоятку крана щитков в положение УБОРКА (0°), а затем перевести ее в положение ВЫПУСК (50°) без задержки в нейтральном положении. Аналогично для уборки щитков рукоятку крана щитков первоначально устанавливают в положение ВЫПУСК (50°), а затем - в положение УБОРКА (0°).

ЗАТОРМАЖИВАНИЕ КОЛЕС ОСНОВНЫХ ОПОР ШАССИ

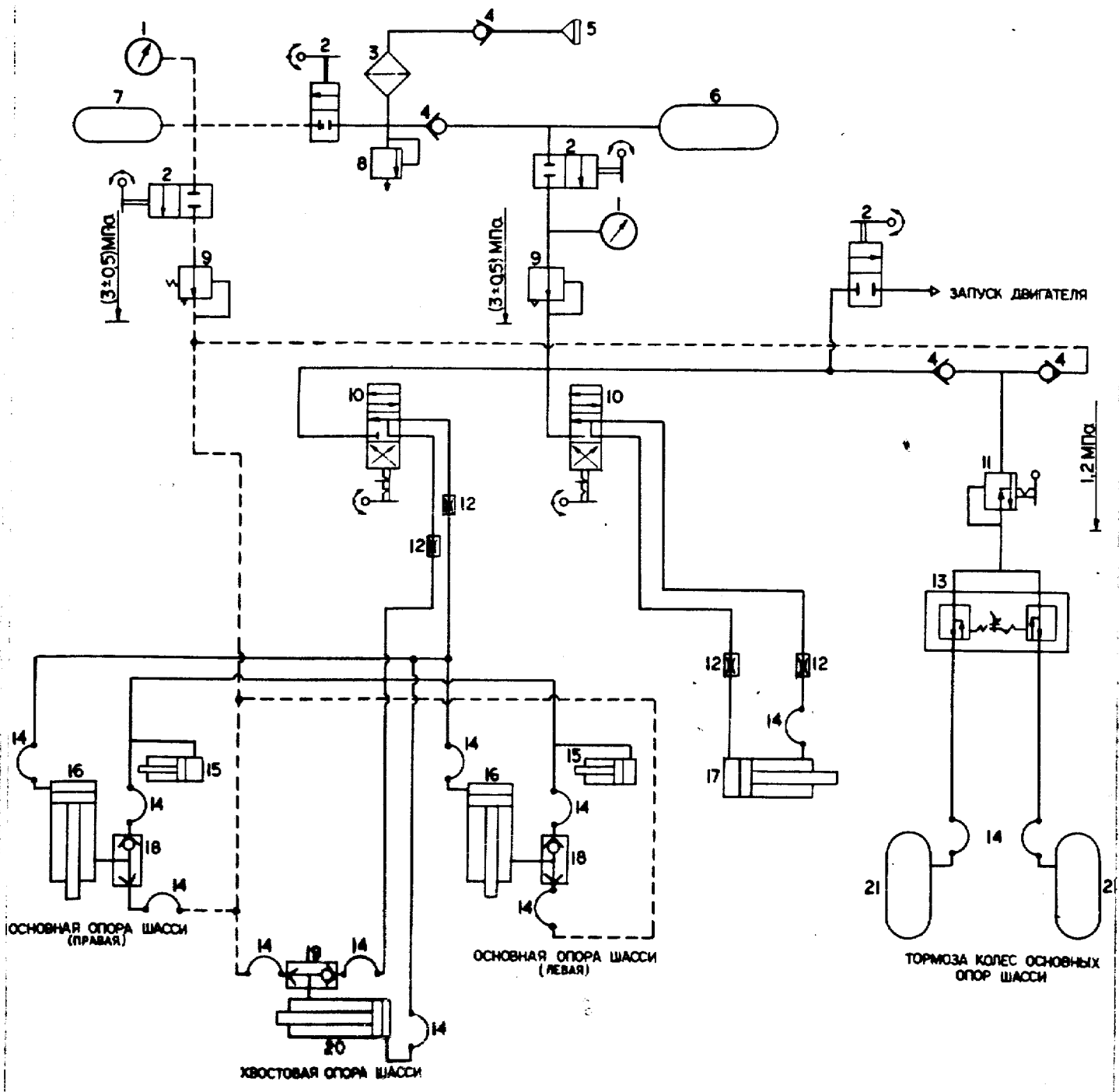
Для затормаживания колес необходимо нажать рычаг тормозов на ручке управления самолетом. При переводе вперед левой педали колесо правой опоры растормаживается, левое остается заторможенным; при переводе вперед правой педали растормаживается колесо левой опоры и затормаживается правой.

ВЫПУСК ШАССИ ОТ АВАРИЙНОЙ ПНЕВМОСИСТЕМЫ

Для выпуска шасси необходимо закрыть вентиль основной пневмосистемы, перевести рукоятку крана шасси в нейтральное положение и потянуть на себя рычаг аварийного открытия замков, после чего открыть вентиль аварийной пневмосистемы.

АВАРИЙНОЕ ТОРМОЖЕНИЕ

Для выполнения торможения необходимо закрыть запирающий вентиль основной системы, открыть вентиль аварийной пневмосистемы и нажать рычаг тормозов на ручке управления самолетом. При нейтральном положении педалей оба колеса основных опор заторможены; при переводе вперед левой педали правое колесо растормаживается; при переводе вперед правой педали правое колесо затормаживается, левое - растормаживается.



- 1 - манометры МА-250-1;
- 2 - вентили 992АТ-2;
- 3 - воздушный фильтр 31ВФ3А;
- 4 - обратные клапаны 998А4;
- 5 - зарядный штуцер 3509С50;
- 6 - баллон 2-2-8-210 ВОЗДУХ;
- 7 - баллон БЦ-2-210 ВОЗДУХ;
- 8 - предохранительный клапан 861900;
- 9 - редукторы ИЛ611-150-30;
- 10 - краны 625300М (шасси и щитков);
- 11 - редукционный клапан У139А;
- 12 - дроссели;
- 13 - дифференциал У135;
- 14 - гибкие рукава;
- 15 - цилиндры замков шасси;
- 16 - цилиндры подъема основных опор шасси;
- 17 - цилиндр щитков;
- 18 - аварийные клапаны Як9У5302-90;
- 19 - аварийный переключатель 676500М;
- 20 - цилиндр подъема хвостовой опоры;
- 21 - тормозные колеса КТ96А

Рис. 26. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА ПНЕВМОСИСТЕМЫ

ВИНТОМОТОРНАЯ ГРУППА

ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА

На самолете установлен двигатель ВК-107А (рис. 27) жидкостного охлаждения с трехлопастным тянущим металлическим винтом ВИШ-107ЛО с регулятором постоянных оборотов Р-7А.

Двигатель крепится восемнадцатью стальными болтами к двум горизонтальным балкам моторной рамы. Между полкой картера и балками моторамы у болтов крепления поставлены фибровые прямоугольные прокладки, а на них - прокладки из резины.

Моторама (рис. 28) ферменного типа сварена из стальных труб и крепится к фюзеляжу в четырех узлах.

Двигатель закрыт капотом (рис. 29) каркасного типа со съемными дуралюминиевыми крышками, которые крепятся к каркасу замками ДЗУС.

Каркас капота собран из дуралюминиевых профилей на болтах, гайках и частично анкерных гайках. Передней частью каркаса капота является диск, служащий для герметизации двигательной установки. Одновременно он используется для крепления расширительного бачка системы охлаждения. Диск крепится к двигателю стальными кронштейнами.

Профили каркаса капота прикреплены к мотораме и двигателю также стальными кронштейнами. Внешние поверхности диска и профилей между замками прошиты узким ремнем для предохранения крышек капота. Таким же ремнем прошиты передние профили подфонарной части фюзеляжа.

В передней верхней крышке капота вклепаны два желоба, в которые передними концами входят пламегасительные трубы пулеметов.

На передней крышке сделан лючок над заливной и контрольной горловинами системы охлаждения с отверстием над клапаном двойного действия на расширительном бачке, а также расположено входное окно системы обдува выхлопных коллекторов, генератора и свечей.

На задней верхней крышке расположены два обтекателя над задними частями пулеметов.

На боковых крышках капота приклепаны стальные обтекатели выхлопных патрубков. В передней части крышек ниже этих обтекателей сделаны небольшие заборные окна для охлаждения внешних свечей. В задней части крышек расположены жабры. Задняя часть левой крышки сделана откидной на петле с шомполом и служит лючком для подхода к бортовому штуцеру системы газового запуска двигателя.

На правой крышке расположено профилированное окно вывода патрубка продувки картера и дренажной трубки от маслосборного бачка системы смазки.

На передней нижней крышке капота спереди расположено приемное окно системы охлаждения коренных подшипников двигателя и обдува компрессора АК-50.

Левее него сделан лючок для подхода к штуцеру зашприцовки горячего масла в коленчатый вал двигателя. Этот лючок одновременно служит для подвода горячего воздуха при подогреве двигательной установки от лампы.

Для подхода к агрегатам задней нижней части двигателя лобовые части заливов с входными окнами всасывающего патрубка и патрубков обдува масло-радиатора сделаны легкоъемными на замках ДЗУС.

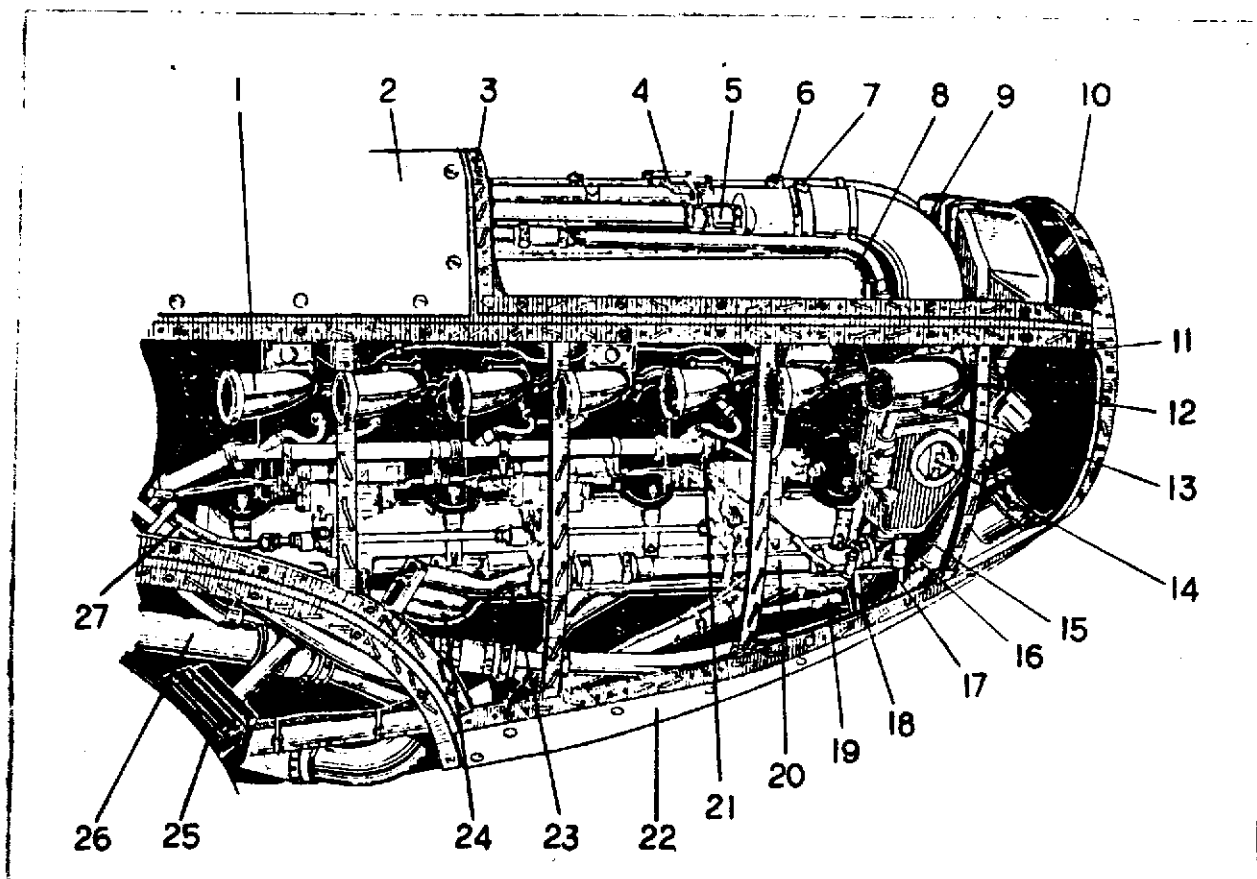


Рис. 27 . ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА

- | | |
|--|--|
| 1 - наружный выхлопной патрубок; | 16 - коллектор слива конденсата; |
| 2 - задняя верхняя крышка капота; | 17 - сливная трубка из масло- |
| 3 - каркас капота с гнездами замков ДЗУС; | сборного бачка; |
| 4 - верхние узлы крепления пламегасительных труб пулеметов; | 18 - кронштейн моторамы для крепления каркаса капота; |
| 5 - пламегасительная труба правого пулемета; | 19 - направляющие тросов управления винтом; |
| 6 - кожух обдува правого выхлопного коллектора; | 20 - труба, соединяющая масло- |
| 7 - стяжной хомут частей кожуха обдува; | сборный бачок с выводным патрубком; |
| 8 - дренажная труба маслобака; | 21 - крючки-зажимы подвески капиллярных трубок приборов; |
| 9 - расширительный бачок системы охлаждения; | 22 - передняя нижняя крышка капота; |
| 10 - диск каркаса капота с кронштейнами крепления расширительного бачка; | 23 - выводной патрубок вентиляции маслобачка; |
| 11 - компенсационная труба системы охлаждения; | 24 - выходной патрубок обдува коренных подшипников; |
| 12 - выходное окно кожуха обдува; | 25 - носок крыла с укрепленной регуляторной коробкой; |
| 13 - внутренний выхлопной коллектор; | 26 - трубопровод системы охлаждения; |
| 14 - маслобачочный бачок; | 27 - петрофлекс, подводящий топливо к карбюраторам. |
| 15 - компенсационная труба системы охлаждения; | |

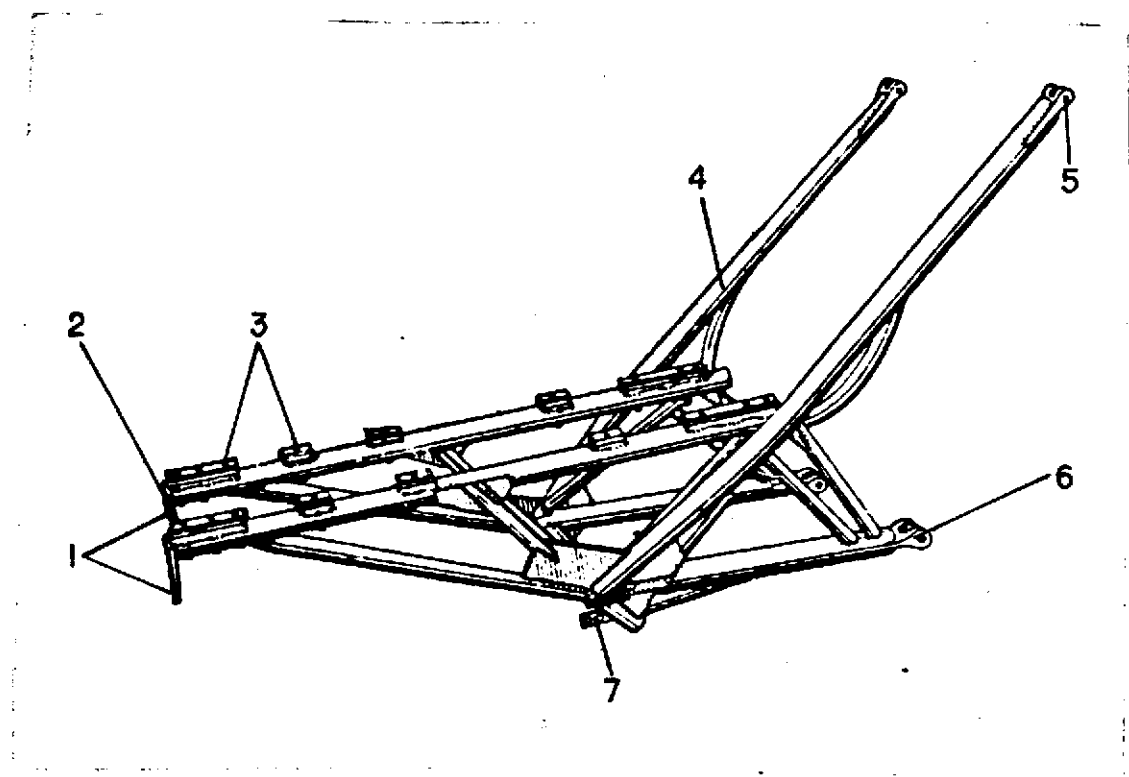


Рис. 28 . МОТОРАМА

- 1 - кронштейны крепления каркаса капота;
- 2 - брус;
- 3 - прокладки;
- 4 - подкос;
- 5 - верхний узел крепления к фюзеляжу;
- 6 - нижний узел крепления к фюзеляжу;
- 7 - кронштейн крепления каркаса капота.

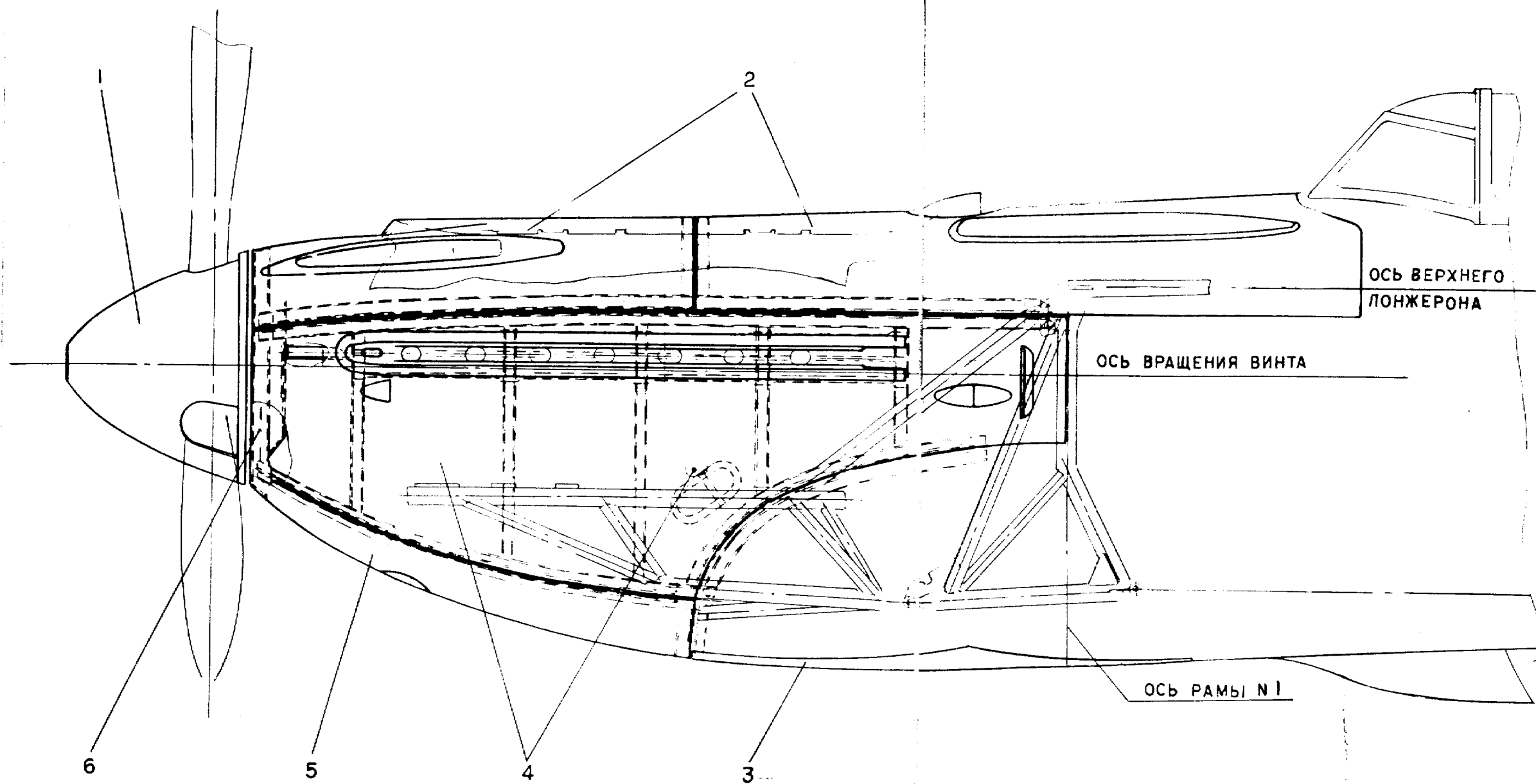


Рис. 29. КАПОТ ДВИГАТЕЛЯ

- 1 - кок винта;
- 2 - верхние крышки капота;
- 3 - нижний задний лист;
- 4 - боковые крышки;
- 5 - нижняя передняя крышка;
- 6 - каркас капота.

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Масляная система самолета предназначена для размещения запаса масла и подачи его к трущимся поверхностям деталей двигателя.

В состав масляной системы входят маслобак с заливной горловиной, масло-радиатор и трубопроводы (рис. 30).

Маслобак, расположенный за двигателем, крепится дуралюминиевыми лентами с тандерами к седлам двух ложементов, установленных на трубах каркаса фюзеляжа.

Маслобак сварен из алюминиевого сплава и имеет внутри две вертикальные и две горизонтальные перегородки. Бак узкий и высокий, имеет в своей верхней части выемку для прохода пушки при ее монтаже и демонтаже.

Суммарное количество масла, заливаемого в систему, составляет 72 л, в том числе в маслобак - 30 л.

Заливная горловина приварена к баку слева и выведена ближе к борту для удобства заправки.

Рядом с горловиной расположен штуцер масломера, от которого внутрь бака отходит направляющая стальная трубка с отверстиями в стенках. В трубку вставляется дуралюминиевая лента масломера с выбитыми на ней цифрами 5, 10, 15, 20, 25 и 30, соответствующими уровню масла в баке.

От штуцера подвода масла, расположенного в нижней части передней стенки бака, внутри бака (по касательной к стенке верхней части цилиндрического кольца) отведена трубка.

В нижней части бака имеются отстойник, в котором установлен сетчатый фильтр, и сливная пробка.

Для сообщения верхних частей бака с атмосферой они соединены между собой трубками. Фланец под дренажный штуцер приварен на передней стенке бака, в правой верхней части.

Из бака масло подается в двигатель основным подкачивающим насосом, из двигателя в масло-радиатор - основным и дополнительным откачивающими насосами.

Маслорадиатор установлен в средней части крыла за передним лонжероном и закреплен тандерами на профилях в верхней части крыла. Воздух к сотам радиатора подводится по двум патрубкам от окон в лобовых частях заливов крыла с фюзеляжем. Регулирование охлаждения осуществляется задними створками в выходных каналах, выведенных под фюзеляж перед задним лонжероном крыла. Штурвал управления створками установлен на правом борту кабины.

Трубопроводы масляной системы выполнены из алюминиевых труб, окрашенных в коричневый цвет и собранных частично на дюритовых, частично на ниппельных соединениях.

В системе имеются три сливные точки: основная сливная пробка на маслобаке, сливные пробки на маслорадиаторе и маслосборном корыте картера двигателя.

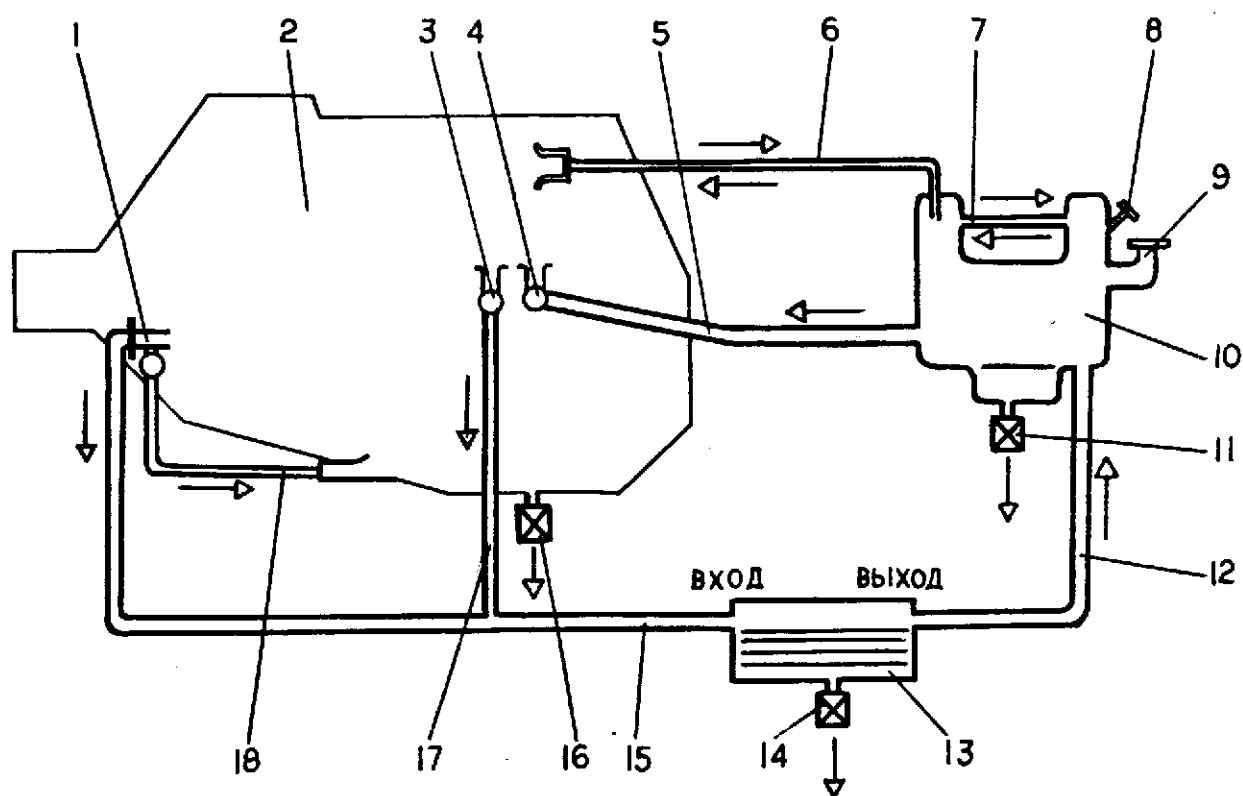


Рис. 30. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ

- 1 - основной откачивающий насос двигателя;
- 2 - двигатель самолета;
- 3 - дополнительный откачивающий насос двигателя;
- 4 - основной подкачивающий насос двигателя;
- 5 - трубопровод подачи масла к двигателю;
- 6 - трубопровод дренажа маслобака;
- 7 - трубопровод дренажа маслобака;
- 8 - масломерная линейка;
- 9 - заливная горловина маслобака;
- 10 - маслобак;
- 11 - сливная пробка маслобака;
- 12 - трубопровод подачи масла от маслорадиатора к маслобаку;
- 13 - маслорадиатор;
- 14 - сливная пробка маслорадиатора;
- 15 - трубопровод подачи масла к маслорадиатору;
- 16 - сливная пробка картера двигателя;
- 17 - трубопровод подачи масла к маслорадиатору;
- 18 - трубопровод подачи масла к маслорадиатору

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливо для питания двигателя размещается на самолете в четырех крыльевых баках: двух центральных (корневых) и двух консольных, а также в расходном бачке, установленном под полом кабины.

Каждый крылевой бак оборудован заправочной горловиной, штуцером дренажа и сливной пробкой.

Для определения количества (запаса) топлива на центральных крылевых баках установлены механические топливомеры.

Дренаж баков соединен с системой нейтрального газа.

Крыльевые топливные баки соединены с расходным бачком, на входных штуцерах которого установлены обратные клапаны, предотвращающие перетекание топлива из бака в бак.

Внизу на расходном бачке установлен магистральный сливной кран, подход к которому осуществляется через люк центральной части крыла под фюзеляжем.

Основные агрегаты топливной системы оборудованы кранами слива отстоя.

Расходный бачок оборудован собственным дренажным трубопроводом, на котором установлен дренажный кран, соединенный с перекрывным (пожарным) краном таким образом, что когда пожарный кран открыт, дренажный кран закрыт (и наоборот).

Топливо из крылевых баков поступает самотеком в расходный бачок, а из него через пожарный кран и фильтр к подкачивающему насосу, который нагнетает топливо в левые и правые карбюраторы двигателя.

Давление топлива контролируется трехстрелочным указателем.

На самолете смонтирована система, предназначенная для заливки топлива в цилиндры двигателя и подкачивающий насос, а также для подвода топлива в маслосистему двигателя для разжижения масла.

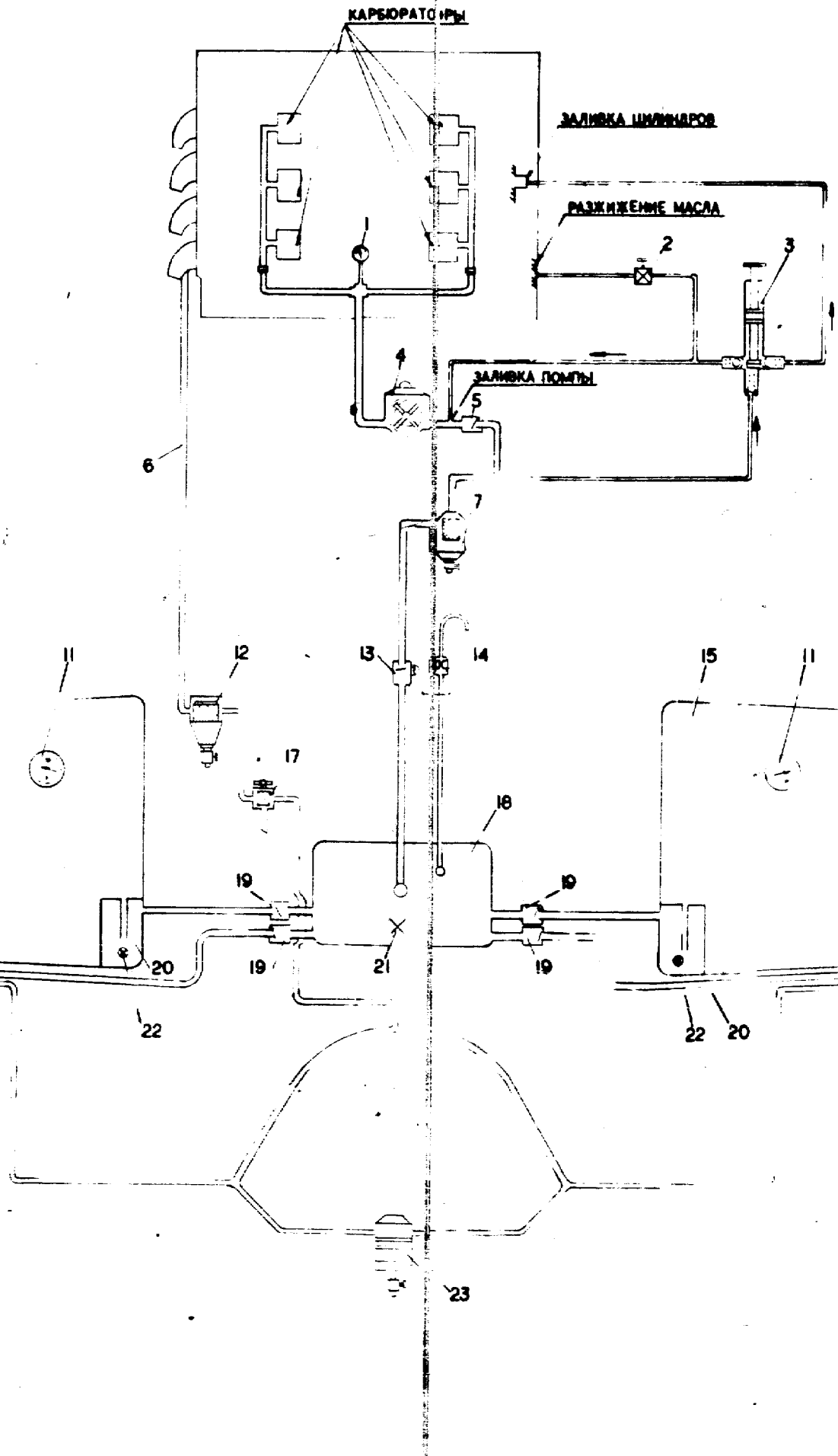
В состав системы входят: ручной насос (шприц) и трубопроводы.

В трубопроводе, подводящем топливо в маслосистему двигателя, установлен кран разжижения масла.

На самолете установлена система нейтрального газа, отбираемого из выхлопного патрубка двигателя и подаваемого после очистки в фильтре нейтрального газа и сборнике конденсата в топливные баки для защиты их от взрыва.

В магистрали нейтрального газа установлен кран, позволяющий соединить объем топливных баков либо с магистралью нейтрального газа, либо непосредственно с атмосферой.

Принципиальная схема топливной системы представлена на рисунке 31.



- 7 - топливный фильтр;
- 8 - заправочные горловины;
- 9 - левый консольный бак;
- 10 - левый центральный бак;
- 11 - топливомеры;
- 12 - фильтр нейтрального газа;
- 13 - перекрывной (пожарный) кран;
- 14 - дренажный кран;
- 15 - правый центральный бак;
- 16 - правый консольный бак;

Рис. 31. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА
ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

- 1 - указатель давления топлива;
- 2 - кран разжижения масла;
- 3 - ручной насос (шприц);
- 4 - подкачивающий насос;
- 5 - обратный клапан;
- 6 - трубопровод нейтрального газа;

- 17 - кран нейтрального газа;
- 18 - расходный бачок;
- 19 - обратные клапаны;
- 20 - расходные отсеки;
- 21 - сливной кран расходного бачка;
- 22 - сливные пробки топливных баков;
- 23 - сборник конденсата

СИСТЕМА НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА И ДРЕНАЖ БЕНЗОБАКОВ

Система нейтрального газа (рис. 32) предназначена для предупреждения возможности воспламенения и взрыва бензобаков при их простреле.

В качестве нейтрального газа используется отработанный газ, поступающий в бензобаки из выхлопного патрубка двигателя.

Система состоит из следующих агрегатов: заборного штуцера на левом заднем выхлопном патрубке; фильтра-отстойника; крана нейтрального газа (дренажного крана) и сборника конденсата (отстойника), соединенных между собой трубопроводами.

Из заборного штуцера выхлопные газы поступают в фильтр-отстойник, где очищаются от механических примесей и конденсата.

Фильтр-отстойник состоит из цилиндрического корпуса с фильтрующей коробкой, воронки и сборника.

Газ, проходя через фильтрующую коробку, очищается от пыли, нагара и водяных паров, которые конденсируются и через воронку стекают в сборник.

В трубопровод за фильтром-отстойником включен кран нейтрального газа, установленный в задней части правого пульта. При положении ручки крана ГАЗ по трубопроводу происходит подача нейтрального газа в бензобаки; при положении ручки АТМ. подача газа прекращается и бензобаки сообщаются с атмосферой.

Для слива конденсирующей влаги в нижней точке дренажных трубок установлен сборник конденсата (отстойник). Подход к сливной пробке отстойника предусмотрен через небольшой лючок в крышке люка центральной части крыла снизу.

Трубопроводы системы нейтрального газа окрашены в красный цвет.

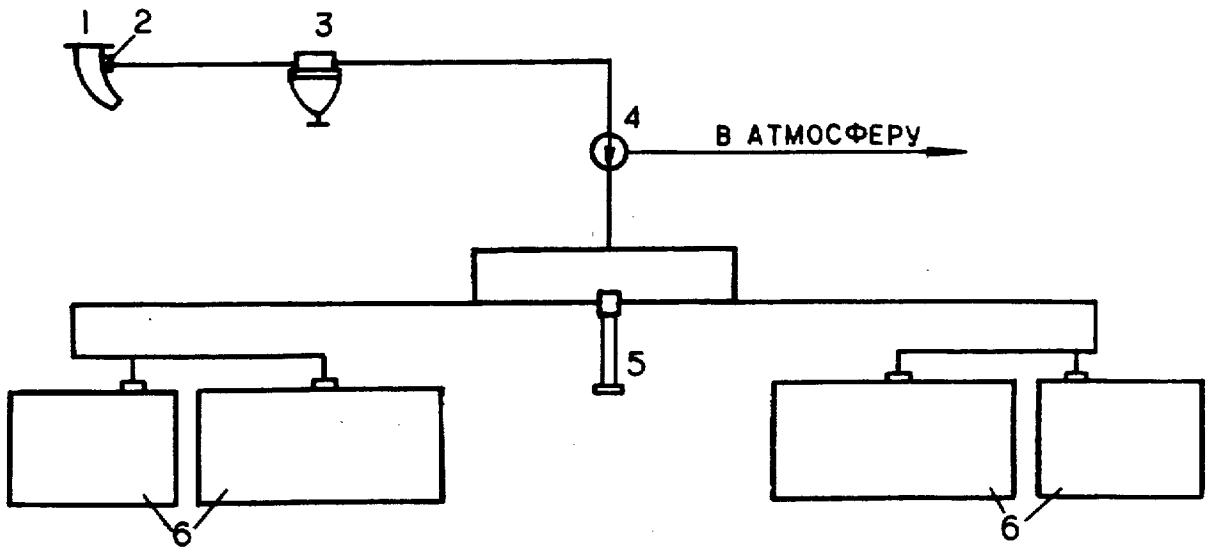


Рис. 32 . ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ
НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА

- 1 - выхлопной патрубок двигателя;
- 2 - заборный штуцер;
- 3 - фильтр-отстойник;
- 4 - кран нейтрального газа;
- 5 - отстойник;
- 6 - крыльевые топливные баки

СИСТЕМА ЖИДКОСТНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ

Охлаждение двигателя осуществляется водой или антифризом под давлением.

Система охлаждения может сообщаться с атмосферой через редукционный клапан только при повышении давления сверх допустимого или при резком понижении давления, когда открывается обратный клапан, смонтированный внутри редукционного клапана.

Редукционный клапан двойного действия установлен на расширительном бачке.

Расширительный бачок (рис. 33), сваренный из листов алюминиевого сплава, помещен над редуктором двигателя и прикреплен лентами к четырем кронштейнам, приклепанным к диску каркаса капота. На бачке имеется смотровая горловина, расположенная рядом с редукционным клапаном, через которую проверяется уровень жидкости в бачке и осуществляется доливка жидкости при значительном понижении ее уровня.

Нормальный уровень жидкости в бачке должен быть ниже верхней кромки горловины на 100-110 мм.

Позади смотровой горловины расположена заливная горловина, в корпус которой вварены патрубки подвода охлаждающей жидкости из блоков и патрубков отвода жидкости в сепаратор, приваренный с левой стороны бачка.

Снизу сепаратора приварен патрубок отвода охлаждающей жидкости в радиатор.

Верхняя полость заливной горловины сообщается с внутренней полостью расширительного бачка через два пароотводных отверстия в стенке заливной горловины, расположенных над отражателем.

Для пополнения испарившейся охлаждающей жидкости, уменьшения разрежения на входе в насос и поглощения гидравлических ударов при резких переменах режимов работы двигателя от расширительного бачка к диффузору подведена компенсационная труба.

На расширительном бачке патрубок для присоединения этой трубы приварен снизу в правом углу.

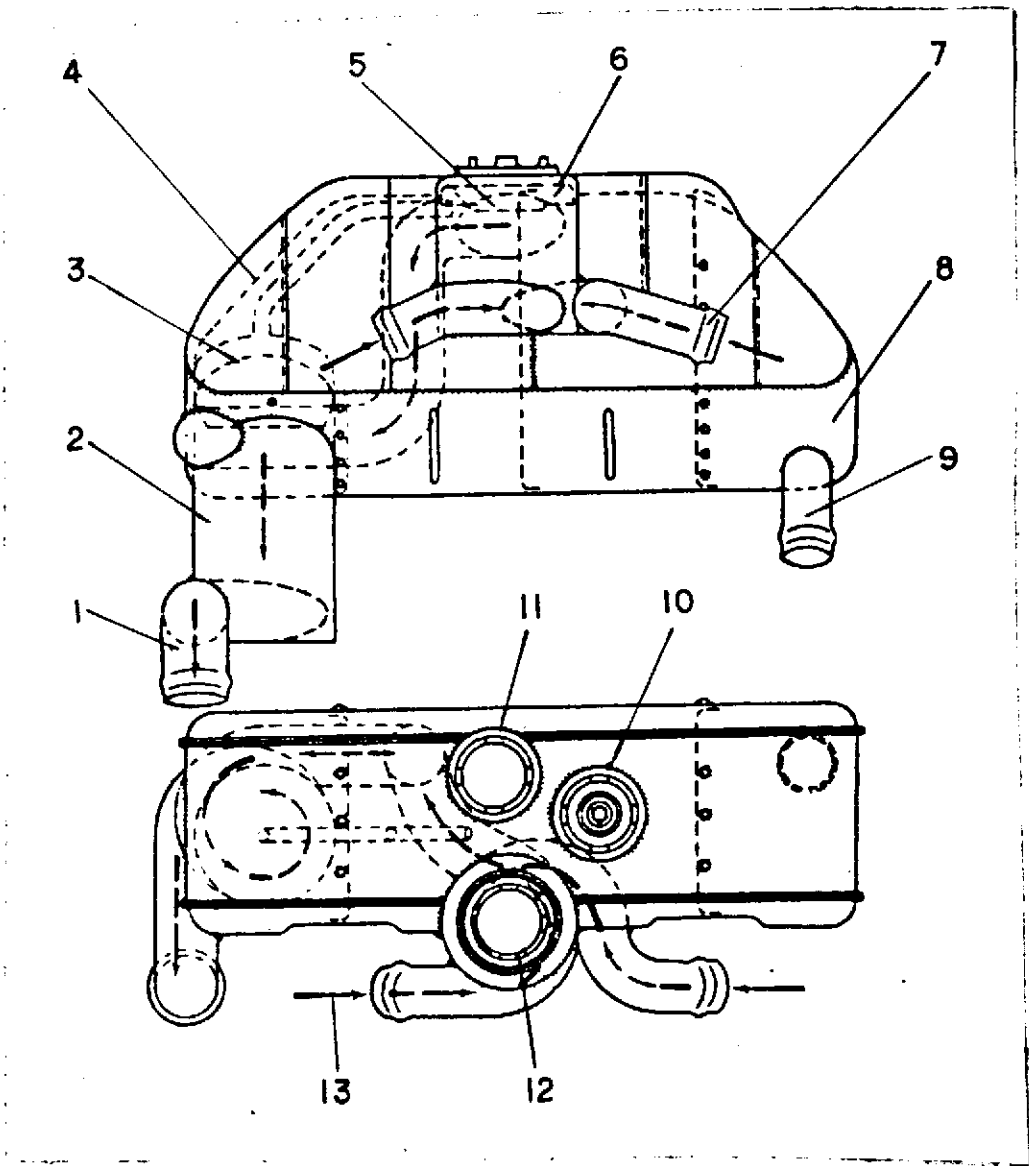


Рис. 33 . РАСШИРИТЕЛЬНЫЙ БАЧОК

- 1 - патрубок отвода охлаждающей жидкости в радиатор;
- 2 - сепаратор;
- 3 - отражатель с пароотводными отверстиями в сепараторе;
- 4 - паропроводная труба;
- 5 - труба подвода охлаждающей жидкости в сепаратор;
- 6 - отражатель в заливной горловине;
- 7 - подвод охлаждающей жидкости из правого блока;
- 8 - обечайка;
- 9 - патрубок соединения компенсационной трубы;
- 10 - клапан двойного действия;
- 11 - горловина контроля уровня;
- 12 - пробка заливной горловины;
- 13 - подвод охлаждающей жидкости из левого блока.

Диффузор и сепаратор повышают давление перед насосом, устраняют кавитационные явления и повышают эффективность работы радиатора охлаждающей жидкости, снижая температуру в системе.

Из блоков двигателя нагретая охлаждающая жидкость поступает по двум патрубкам в полость заливной горловины расширительного бачка, оттуда в сепаратор, в котором резко отделяется пар, и дальше по трубке, расположенной на левом борту, в радиатор для охлаждения.

Из радиатора по правой трубке охлажденная жидкость засасывается насосом.

Насос по двум трубкам подает охлаждающую жидкость в блоки двигателя. Эти трубки в верхней части имеют трубки подачи жидкости для охлаждения головок цилиндров. Из нижних точек блоков к насосу охлаждающей жидкости подведены две сливные трубки с постоянным обогревом.

Радиатор подвешен к седлам на лентах и находится в туннеле, расположенном под фюзеляжем.

ДАННЫЕ РАДИАТОРА ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ЖИДКОСТИ

Тип	N 6303
Фронтальная площадь, дм^2	31
Поверхность охлаждения, м^2	51
Тип трубок	Ш4 x 250
Емкость радиатора, л	25,8
Сухая масса, кг	75
Рабочее давление, кгс/см^2	1,5
Разрушающее давление, кгс/см^2	6
Гидравлическое сопротивление, м вод.ст.	1,35; 2,0; 2,75
При прокачке, л/мин	200; 250; 300

ДАННЫЕ КЛАПАНА ДВОЙНОГО ДЕЙСТВИЯ НА РАСШИРИТЕЛЬНОМ БАЧКЕ

Тип	N 86
Срок службы, л.ч	300 - 350
Давление начала открытия клапана прямого действия, кгс/см ²	1,5 - 2,0
Давление начала открытия вакуумного клапана, кгс/см ²	0,04 - 0,12

Количество охлаждающего воздуха, проходящего через радиатор, регулируется задней створкой, управляемой без участия летчика блоком управления автоматического регулятора температуры 2814В.

Блок управления 2814В может быть отключен при одновременном включении ручного электродистанционного управления створкой.

В состав автоматического регулятора температуры входят:

Датчик температуры	ИС-164Б-2
Блок управления автоматического регулятора температуры	2814В
Задатчик температуры	2706В
Электромеханизм (реверсивный двигатель с редуктором)	УР-10-2С
Перекидной переключатель	ПП-1М
Нажимной переключатель	НП-1М

Датчик установлен в карман, приваренный к патрубку, отводящему охлаждающую жидкость из блоков двигателя в радиатор.

Датчик рассчитан на изменение температуры охлаждающей жидкости в пределах 75 °С (от 25 до 100 °С) при отклонении створки туннеля радиатора охлаждающей жидкости от полного закрытия до полного открытия.

Электромеханизм установлен на литом дуралюминиевом кронштейне, прикрепленном тремя болтами к приварным ушкам рамы каркаса фюзеляжа.

Кронштейн служит также для подвески качалки управления створкой.

Температура охлаждающей жидкости контролируется термометром, установленным на правой панели доски приборов в кабине. Карман для приемника термометра приварен к левой трубе около расширительного бачка.

Слив охлаждающей жидкости осуществляется из радиатора, в нижней точке которого имеется стандартная сливная пробка, и из патрубка на насосе охлаждающей жидкости.

Трубопроводы системы охлаждения в основном выполнены из алюминиевого сплава.

ВСАСЫВАЮЩАЯ И ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМЫ. ОБДУВ СВЕЧЕЙ И ГЕНЕРАТОРА

Воздух поступает к нагнетателю двигателя через всасывающий патрубок с двумя входами в лобовых частях зализа крыла справа и слева от двигательной установки.

Патрубок сделан из четырех основных частей: двух входных, сделанных вместе с лобовыми частями зализов крыла, средней части (раструба) и верхней, соединенной со средней частью петлями с шомполами.

Из выхлопных окон, расположенных с внешней стороны двигателя, газ отводится отдельными выхлопными патрубками, которые для использования реакции выхлопных газов направлены назад. Из окон, расположенных в развале блоков, выхлопные газы отводятся по коллекторам вперед. Концы коллекторов выведены из капота впереди первых выхлопных патрубков.

Выхлопные коллекторы для охлаждения заключены в стальные кожухи обдува. Забор воздуха для обдува сделан в задней верхней крышке капота через два окна, а выход выведен вокруг выходных концов выхлопных коллекторов.

Кожухи выполнены легкоъемными из жароупорной нержавеющей стали. Выхлопные коллекторы и выхлопные патрубки сделаны также из жароупорной нержавеющей стали.

Охлаждение внешних свечей осуществляется посредством специальных алюминиевых коллекторов, установленных на двигателе с боковых сторон (рис. 34). Воздух поступает через небольшие окна, сделанные в передней части боковых крышек капота, куда подведены передние концы коллекторов.

У выхлопных патрубков на боковых крышках капота приклепаны обтекатели.

Слева на картере двигателя укреплен заборный патрубок подвода наружного воздуха для охлаждения коренных подшипников. Входная часть патрубка прикреплена снизу диска каркаса капота; в ней сделан отвод для обдува компрессора.

Отводной патрубок укреплен на двигателе справа и выведен за капот вместе с дренажной трубкой маслосборного бачка.

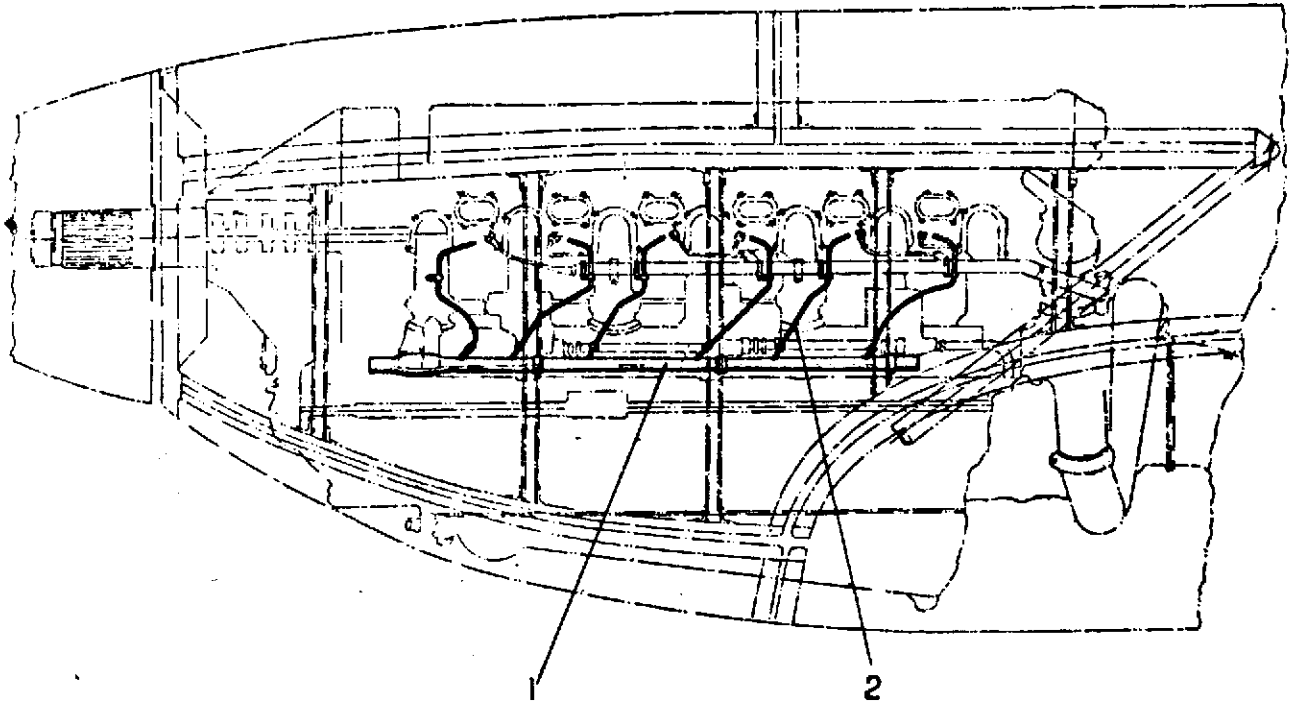


Рис. 34 . СХЕМА КОЛЛЕКТОРА ОБДУВА
ВНЕШНИХ СВЕЧЕЙ

1 - коллектор;

2 - трубка.

СИСТЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

Двигатель может запускаться (рис. 35):

- сжатым воздухом из бортового баллона пневматической системы самолета при открытии вентиля запуска на правом пульте;
- сжатым воздухом от аэродромного баллона.

Для заливки двигателя перед запуском используется бензин из общей топливной системы от штуцера на входе в расходный бачок.

На правом пульте установлен заливной шприц с переключателем на заливку цилиндров или бензонасоса.

Шприцем подается бензин по двум трубкам: по одной - для заливки цилиндров двигателя, по другой - для заливки бензонасоса.

Для облегчения запуска двигателя в зимнее время на самолете имеется установка разжижения масла бензином.

Для запуска холодного двигателя в зимнее время самолет оборудован бортовым зарядным штуцером и газопроводом. Зарядный штуцер укреплен на левом подкосе моторной рамы.

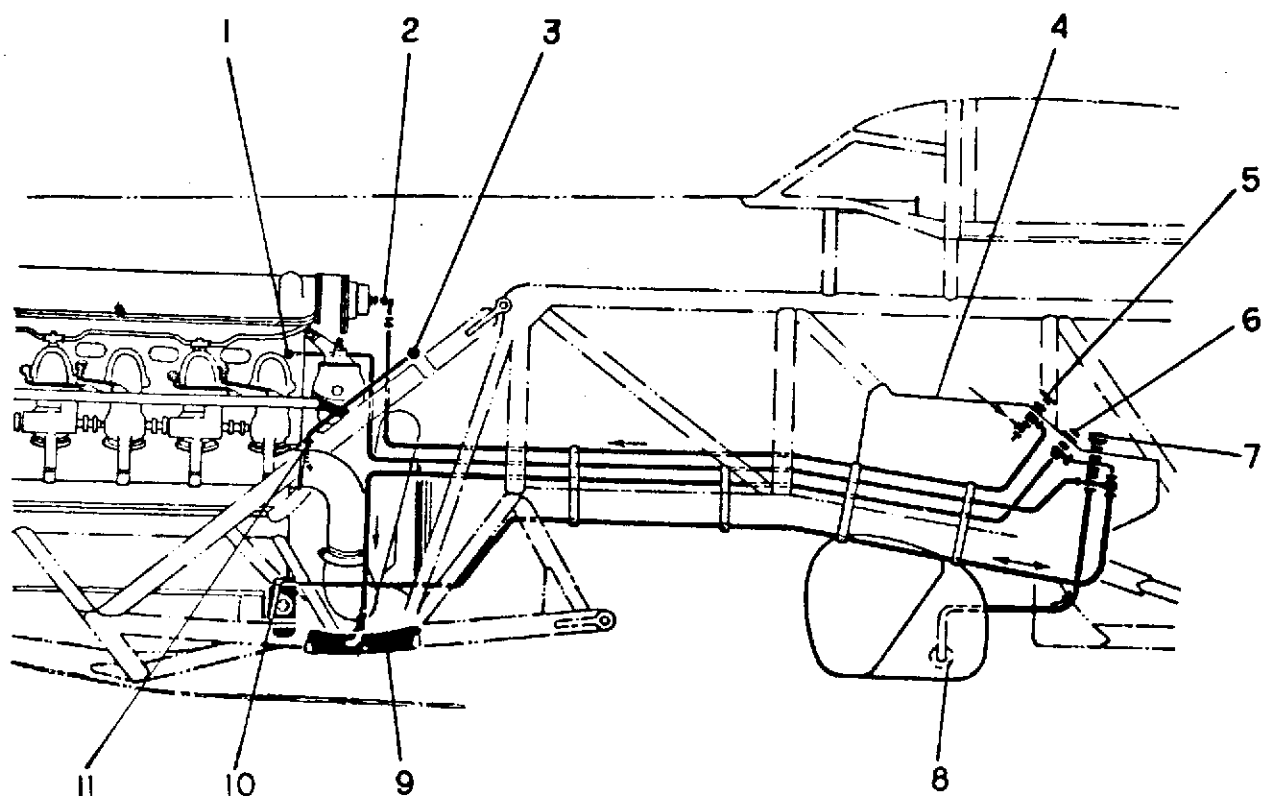


Рис. 35. СХЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ, ЗАЛИВКИ И РАЗЖИЖЕНИЯ МАСЛА ТОПЛИВОМ

- 1 - тройник заливки на двигателе;
- 2 - штуцер распределителя сжатого воздуха;
- 3 - бортовой штуцер системы газового запуска;
- 4 - правый пульт;
- 5 - вентиль запуска двигателя;
- 6 - кран разжижения масла;
- 7 - заливной шприц;
- 8 - штуцер на расходном бачке;
- 9 - труба маслопровода;
- 10 - штуцер трубопровода подвода топлива из насоса к карбюраторам;
- 11 - штуцер левого газопровода на левом воздухопроводе двигателя.

В И Н Т

На самолете установлен винт ВИШ-107ЛО металлический, трехлопастный, тянущий.

Изменение шага винта ВИШ-107ЛО осуществляется гидроцентробежной системой по прямой схеме.

При уменьшении шага поворот каждой лопасти происходит под действием силы давления масла на поршень цилиндра винта.

Поворот лопастей на большой шаг осуществляется под действием центробежных сил противовесов.

Постоянные обороты двигателя автоматически поддерживаются центробежным регулятором Р-7А, установленным в передней части двигателя и связанным с винтом ВИШ-107ЛО только маслопроводом.

Втулка винта закрыта легкоъемным дуралюминиевым коком.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ВИНТА ВИШ-107ЛО

Схема винта	прямая, гидроцентробежная
Управление винтом	автоматическое при помощи регулятора Р-7А
Диаметр винта, м	3,1
Число лопастей	3
Направление вращения	левое
Максимальная ширина лопасти, мм	278
Профиль лопасти	концевой ВС-4
Угол установки лопастей на R=1000 мм:	
- минимальный, ...°	26
- максимальный	56°30'
Диапазон поворота лопастей	30°30'±2°30'
Масса винта, кг	135+2%
Давление масла в магистрали винта, кгс/см ²	23+1

УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ И ВИНТОМ

Рычаги управления газом, винтом и высотным корректором (рис. 36) установлены в кабине на левом пульте.

На рычаге газа сделан кронштейн, упирающийся в рычаг высотного корректора при уборке газа и тем автоматически выключающий высотный корректор.

Ограничители малого и большого газа установлены на диске у регулятора Р-7А. Второй ограничитель большого шага ставится на пульте у рычага управления.

Рычаги управления переключением скоростей нагнетателя и пожарным краном установлены также на левом пульте.

Проводка управления переключением скоростей нагнетателя аналогична управлению газом. Рукоятки рычагов окрашены в условные стандартные цвета.

Управление створками туннелей радиаторов показано на рисунке 37.

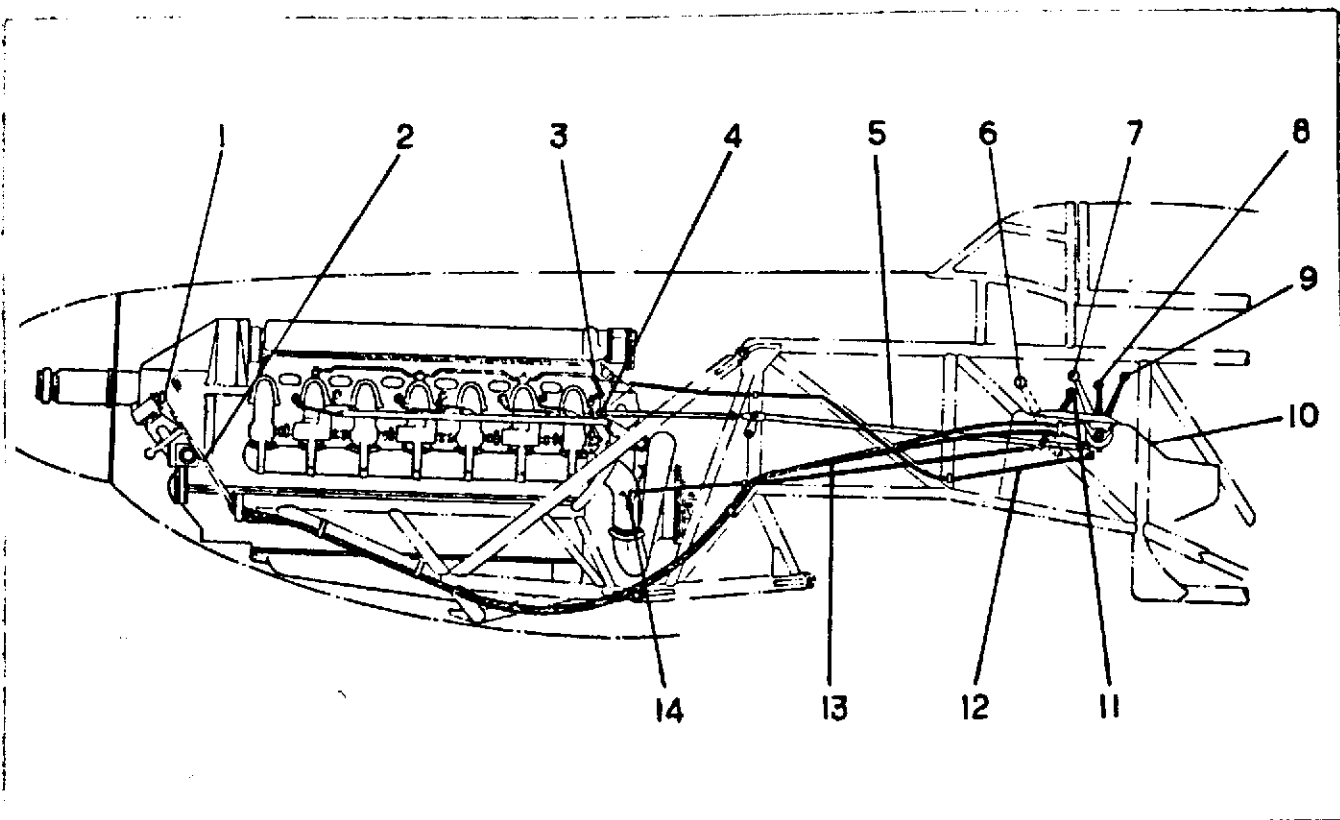


Рис. 36 . СХЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ
И ВИНТОМ

- 1 - ролик на регуляторе Р-7А;
- 2 - тандеры тросов управления винтом;
- 3 - рычаг управления газом;
- 4 - рычаг высотного корректора;
- 5 - жесткая тяга управления высотным корректором;
- 6 - место рычага пожарного крана;
- 7 - рычаг управления винтом;
- 8 - рычаг высотного корректора;
- 9 - рычаг газа;
- 10 - левый пульт;
- 11 - рычаг переключения скоростей нагнетателя;
- 12 - тяга управления газом;
- 13 - трос управления винтом;
- 14 - рычаг переключения скоростей нагнетателя.

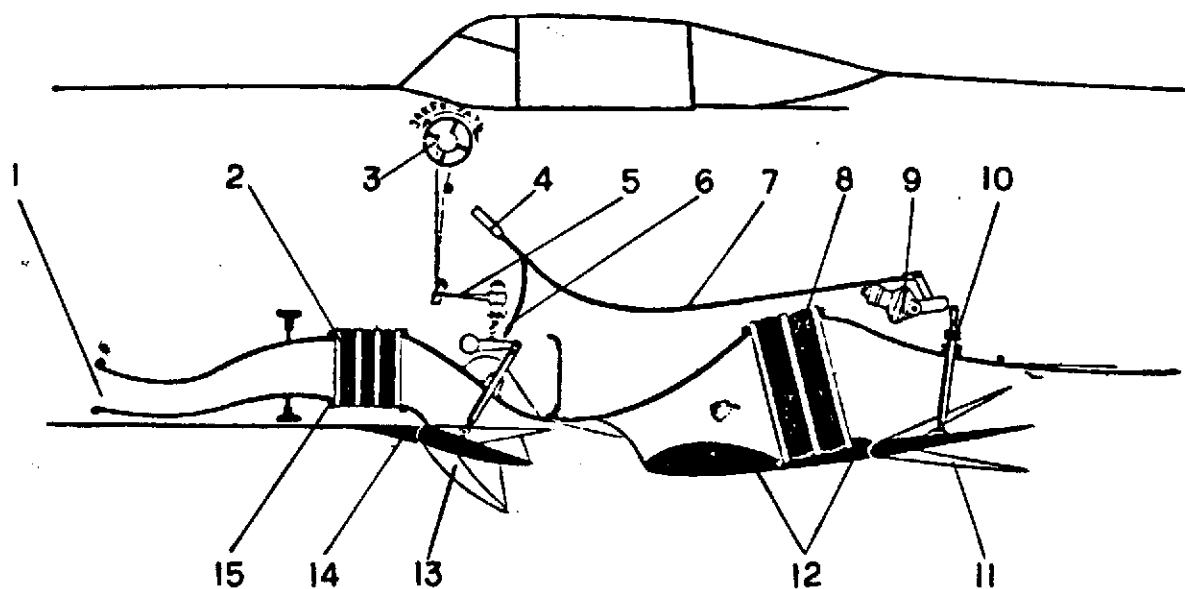


Рис. 37. СХЕМА УПРАВЛЕНИЯ СТОРКАМИ РАДИАТОРОВ

- 1 - входное отверстие обдува маслорадиатора;
- 2 - маслорадиатор;
- 3 - штурвал управления створками обдува маслорадиатора на правом борту кабины;
- 4 - механические указатели положения створок;
- 5 - механизм управления створками обдува маслорадиатора;
- 6 - тандер соединения троса указателя с качалкой управления створками;
- 7 - трос в трубке механического указателя положения створки туннеля радиатора охлаждающей жидкости;
- 8 - радиатор охлаждающей жидкости;
- 9 - электромотор управления створкой туннеля радиатора охлаждающей жидкости;
- 10 - чулок герметизации отверстия прохода тяги;
- 11 - створка обдува радиатора охлаждающей жидкости;
- 12 - валики герметизации туннеля;
- 13 - створка обдува маслорадиатора;
- 14 - обтекатель;
- 15 - прокладки герметизации каналов обдува маслорадиатора.

СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

Самолет Як-9У оборудован системой электроснабжения постоянным током напряжением 27 В.

Основным источником постоянного тока номинальным напряжением 27 В является генератор ГС10-350, установленный на двигателе.

Напряжение генератора регулируется автоматически с помощью угольного регулятора Р-27 и стабилизирующего трансформатора ТС-9М2. Защита бортсети от перенапряжения осуществляется автоматом АЗП-А2.

Включение и отключение генератора от сети производится комплексным аппаратом ДМР-200Д.

Аппаратура Р-27 и АЗП-А2 установлена в фюзеляже, в техническом отсеке, ТС-9М2 и ДМР-200Д - в распределительном устройстве РУ27В, расположенном там же.

Резервным источником постоянного тока является аккумуляторная батарея 20НКБН-25-У3, установленная в техническом отсеке по левому борту.

Электрическая сеть на самолете выполнена по однопроводной системе проводами марки БПО.

- "Минус" источников и потребителей соединен с массой самолета.

Для питания потребителей во время их проверки и отладки на земле в аэродромных условиях на левом борту фюзеляжа установлен разъем аэродромного питания ШРАП-500К. Рядом с разъемом установлен светосигнализатор МС2-4 с зеленым светофильтром, который загорается при включении наземного источника питания. Чтобы исключить возможность подключения к бортсети генератора или аккумуляторной батареи при подсоединенном разъеме аэродромного питания, а также при подсоединении ШРАП-500К с неправильной полярностью, предусмотрена электрическая блокировка, выполненная с помощью реле Э25.

Включение аккумуляторной батареи и генератора в бортсеть производится выключателями АККУМ. и ГЕНЕР., расположенными на электрощитке на левом борту в кабине.

Для улучшения качества электроэнергии в бортсети, а также для подзаряда в полете аккумуляторной батареи предусмотрена параллельная работа генератора и батареи. Контроль напряжения в бортсети, а также контроль тока нагрузки генератора или тока разряда батареи (при отключенном генераторе) осуществляется вольтамперметром ВА-1, установленным на приборной доске.

Коммутационная и часть защитной аппаратуры размещены в РУ27В.

По силовому фидеру от генератора, через первичную обмотку стабилизирующего трансформатора ТС-9М2, через аппарат ДМР-200Д и шунт ША-140 напряжение +27 В поступает на распределительную шину электрощитка. К этой же шине через контактор Э27 подключена аккумуляторная батарея 20НКБН-25-У3. С шины электрощитка через плавкие предохранители типа ПМ, расположенные на внутренней стороне откидной панели электрощитка, электроэнергия по системе распределения поступает к потребителям.

Принципиальная схема системы электроснабжения и запуска двигателя показана на рисунке 38.

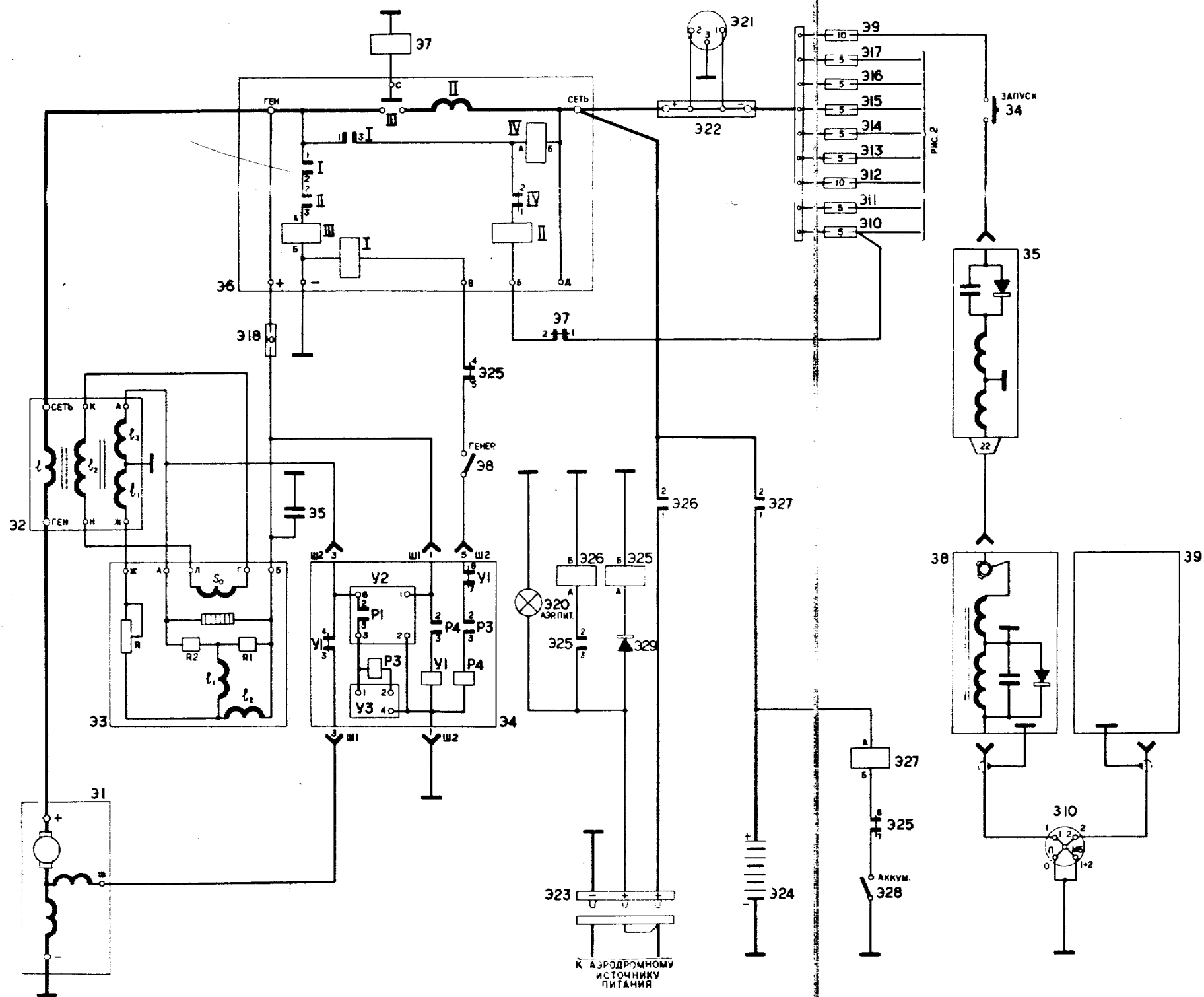


Рис. 38. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА
ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ И ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

Рис. 38. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ СХЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ
И ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

Э1	Генератор	ГС10-350
Э2	Трансформатор стабилизирующий	ТС-9М2
Э3	Угольный регулятор	Р-27
Э4	Автомат защиты от перенапряжения	АЗП-2А
Э5	Конденсатор	МБГ02-160В-4мкФ ⁺ 10%
Э6	Комплексный аппарат	ДМР-200Д
Э7	Реле	ТКЕ22П1ГБ
Э8	Выключатель ГЕНЕР.	ВГ-15к-2с
Э9, Э12, Э18	Предохранители	ПМ-10/ДП-50-1
Э10, Э11, Э13-Э17	Предохранители	ПМ-5/ДП-50-1
Э20	Сигнальная лампа	СМ28-2/МС2-4зел.
Э21	Вольтамперметр	ВА-1
Э22	Шунт	ША-140
Э23	Штепсельный разъем аэродромного питания	ШРАП-500К
Э24	Аккумуляторная батарея	20НКВН-25-У3
Э25	Реле	ТКЕ24П1ГБ
Э26, Э27	Контакты	ТКД2010ДГ
Э28	Выключатель АККУМ.	ВГ-15К-2с
Э29	Диод	Д231Б
Э34	Кнопка ЗАПУСК	204К
Э35	Катушки зажигания	КП-4716
Э38, Э39	Магнето	
Э310	Переключатель МАГНЕТО	ПМ-1

ГЕНЕРАТОР ГС10-350

Генератор ГС10-350 предназначен для питания бортовой сети самолета постоянным током.

Генератор представляет собой машину постоянного тока с шунтовым возбуждением, которая приводится во вращение от самолетного двигателя.

Технические характеристики

Мощность, Вт	350
Напряжение, В	28,5
Сила тока, А	12,5
Рабочий диапазон частоты вращения, об/мин	900 - 4300
Режим работы	длительный
Охлаждение генератора	продув наружным воздухом

УГОЛЬНЫЙ РЕГУЛЯТОР Р-27

Назначение

Угольный регулятор Р-27 предназначен для автоматического поддержания напряжения генератора постоянного тока в заданных пределах.

Принцип действия

Угольный регулятор напряжения состоит из двух основных элементов: электромагнита с якорем, воспринимающего изменение регулируемого напряжения, и угольного столба, являющегося в регуляторе переменным сопротивлением.

Угольный столб испытывает давление, развиваемое пружинами якоря электромагнита. В зависимости от величины давления изменяется величина электрического сопротивления угольного столба: чем больше давление на столб, тем меньше его электрическое сопротивление.

Силе пружин якоря противодействует сила притяжения электромагнита.

При изменении режима работы генератора (изменение скорости вращения или нагрузки) происходит изменение его напряжения, что вызывает изменение силы растягивающего действия электромагнита. Это приводит к изменению результирующей силы давления на угольный столб, включенный последовательно в цепь шунтовой обмотки возбуждения генератора. Величина тока в шунтовой обмотке изменяется таким образом, что напряжение генератора стремится вернуться к прежнему уровню.

Технические характеристики

Диапазон скорости вращения генератора, об/мин	900 - 4300
Изменение нагрузки, %	0 - 40
Температура окружающей среды, °С	от -60 до +50
Номинальное напряжение, поддерживаемое регулятором при совместной работе с генератором, В	28,5
Изменение напряжения, поддерживаемого регулятором, В, не более	3,5
Предел регулирования напряжения, обеспечиваемый выносным сопротивлением ВС-25Б, В	+2,0 -2,5

ТРАНСФОРМАТОР СТАБИЛИЗИРУЮЩИЙ ТС-9М-2

Назначение

Трансформатор ТС-9М-2 предназначен для обеспечения устойчивости параллельной работы генератора с аккумуляторной батареей.

Трансформатор ТС-9М-2 служит для гашения автоматических колебаний напряжения в бортсети, вызываемых колебаниями напряжения и тока нагрузки генератора в переходных режимах работы генератора.

Принцип действия

Первичная последовательная обмотка трансформатора включается в фидер генератора и обтекается током нагрузки генератора.

Первичная параллельная обмотка I_3 включена параллельно обмотке возбуждения генератора.

Вторичная обмотка I_1 включена последовательно с рабочей обмоткой I_2 электромагнита регулятора напряжения Р-27.

Наводимая во вторичной обмотке ЭДС при изменениях тока в каждой из первичных обмоток препятствует изменениям тока в рабочей обмотке электромагнита регулятора.

Резкое изменение числа оборотов генератора вызывает соответствующее изменение силы тока в обмотке возбуждения генератора и, следовательно, разности потенциалов на ней и на концах обмотки I_3 , что приводит к появлению ЭДС в обмотке I_1 . При этом происходит изменение тока в рабочей обмотке регулятора напряжения, направленного в сторону мгновенного изменения числа ампер-витков электромагнита с последующим затуханием якоря регулятора.

Резкое изменение нагрузки генератора вызывает появление ЭДС в обмотке I_1 , что приводит к аналогичному воздействию на рабочую обмотку регулятора.

Технические характеристики

Режим работы	продолжительный
Срок службы, ч	500
Масса, кг	1,0
Высотность, м	20000
Температура окружающей среды, °С	от -60 до +50

АВТОМАТ ЗАЩИТЫ ОТ ПЕРЕНАПРЯЖЕНИЯ АЗП-А2

Назначение

Автомат защиты АЗП-А2 предназначен для защиты сети постоянного тока от аварийного повышения напряжения генератора.

Принцип действия

Автомат защиты состоит из органа измерения напряжения У2, органа выдержки времени У3 и исполнительного У1 и вспомогательного реле Р4.

При нормальном напряжении генератора реле Р1 в блоке У2 обесточено.

В случае перенапряжения реле Р1 срабатывает и подает питание в блок У3, который выдает сигнал на реле Р3 с выдержкой времени, зависящей от величины перенапряжения.

Реле Р3 включает вспомогательное реле Р4, которое контактами "2-3" включает исполнительное реле У1. Реле У1, размыкая контакты "4-3", разрывает цепь шунтовой обмотки генератора и развозбуждает его, размыкая контакты "8-7" и разрывая цепь выключателя генератора. В результате генератор отключается от бортсети.

Технические характеристики

Напряжение срабатывания автомата, В	31,5±0,3
Время срабатывания при внезапном повышении напряжения, с:	
- до 37 В	0,22-0,45
- до 60 В	0,08-0,1
Режим работы	продолжительный
Масса, кг	1,3

КОМПЛЕКСНЫЙ АППАРАТ ДМР-200Д

Назначение

Комплексный аппарат ДМР-200Д предназначен для автоматического включения генератора в бортовую сеть самолета и отключения его от сети.

Принцип действия

Комплексный аппарат ДМР-200Д выполняет следующие функции:

- подключение генератора к сети при превышении его напряжения над напряжением бортсети на 0,3 - 0,7 В;
- отключение генератора от сети обратным током величиной 15 - 35 А при напряжении генератора ниже напряжения бортсети (аккумулятора), что исключает возможность разряда аккумуляторной батареи на генератор;
- предотвращение включения генератора с неправильной полярностью в сеть;
- сигнализация отключения генератора, в том числе и при обрыве фидера на участке от генератора до ДМР-200Д;
- осуществление ручного дистанционного отключения генератора.

При запуске двигателя по мере увеличения его оборотов напряжение генератора растет. Когда оно достигает 12 - 14 В, срабатывает (при включенном положении выключателя генератора) включающее реле 1, контакты которого "1-2" подготавливают цепь обмотки силового контактора Ш. С увеличением напряжения генератора разность напряжения генератора и бортсети уменьшается и, перейдя через значение, равное нулю, изменяет свою полярность на обратную и продолжает возрастать.

Когда напряжение генератора превысит напряжение бортсети на 0,3-0,7 В, управляющее поляризованное реле П, контролирующее величину и полярность разности напряжений, сработает на включение, и его контакты замкнут цепь обмотки силового контактора Ш, который сработает и включит генератор в сеть. С сигнальной клеммы "С" напряжение подается на обмотку реле Э7, которое размыкает контакты "1-2".

Ток нагрузки генератора, проходя через сериесную обмотку поляризованного реле П, образует магнитное поле, складывающееся с полем постоянных магнитов этого реле и способствующее намагничиванию якоря и удерживанию контактов реле П в замкнутом положении.

Если напряжение генератора по какой-либо причине уменьшится и станет ниже напряжения бортсети, через генератор из сети пойдет обратный ток, который, проходя через сериесную обмотку реле, перемагничивает его якорь.

При обратном токе, равном 15-35 А, величина магнитного поля сериесной обмотки будет достаточной, чтобы якорь разомкнул контакты управляющего реле. При этом цепь обмотки контактора Ш обесточится и контактор отключит генератор от сети.

Для защиты от включения генератора, имеющего неправильную полярность, в сеть служит вспомогательное реле IV. Когда напряжение генератора достигнет 12-14 В, реле I сработает и контактами "1-3" замкнет цепь обмотки реле IV. Обмотка его окажется под напряжением, равным сумме напряжений генератора (в момент срабатывания реле I) и бортсети. Реле IV сработает и разомкнет своими контактами цепь обмотки реле II, исключив возможность включения контактора Ш.

В случае обрыва фидера генератора (что аналогично сбросу нагрузки) произойдет повышение его напряжения. При этом обмотка реле П оказывается включенной (на размыкание контактов) между клеммой "В" генератора и бортсетью через контакты "1-2" реле IV, контакты "3-1" реле I, замкнутые контакты контактора Ш и клемму СЕТЬ ДМР-200Д.

Размыкая свои контакты, реле П обесточивает обмотку контактора Ш, который отключает генератор с неисправным фидером.

Технические характеристики

Напряжение, В	28,5
Ток в цепи контактов контактора, А	200
Ток в цепи клеммы "С", А	5
Режим работы	продолжительный
Масса, кг	1,5

АККУМУЛЯТОРНАЯ БАТАРЕЯ 20НКБН-25-У3

Щелочная никель-кадмиевая аккумуляторная батарея 20НКБН-25-У3 служит для стартерного запуска двигателя, а также в качестве бортового резервного источника питания постоянным током, работающего в буферном режиме. Батарея состоит из 20 последовательно соединенных аккумуляторов.

Технические характеристики

Номинальная емкость при 2,5-часовом режиме разряда, А·ч	25
Оптимальное напряжение заряда батареи, В	28,5 - 30,0
Напряжение разомкнутой цепи (ЭДС) заряженной батареи, В, не менее	25,5
Напряжение разомкнутой цепи отдельных аккумуляторов, В, не менее	1,27
Температура окружающего воздуха, °С	от -5 до +50
Масса батареи, кг	24

В течение первого года после выпуска предприятием-изготовителем батарея должна обеспечивать емкость, А·ч, не менее:

- при разряде током 10 А	25
- при разряде током 25 А	23,75
- при разряде током 50 или 100 А	18,75

В течение последующего времени эксплуатации батарея должна обеспечивать емкость, А·ч, не менее:

- при разряде током 10 А	21,25
- при разряде током 25 А	20,2
- при разряде током 50 или 100 А	15,9

Гарантийный срок службы батареи - 250 циклов (заряд-разряд) в течение 3 лет, в число которых входит эксплуатация, хранение и транспортирование с момента приемки представителем заказчика.

ЭЛЕКТРОСХЕМА ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

Система зажигания двигателя состоит из предохранителя ПМ-10 (Э9), кнопки типа 204К ЗАПУСК (34), пусковой катушки зажигания КП-4716 (35), левого и правого магнето (38 и 39), переключателя магнето ПМ-1 (310).

Предохранитель (Э9) установлен на электрощитке на левом борту кабины, кнопка (34) и переключатель (310) - на левой панели приборной доски, катушка зажигания - на левом борту фюзеляжа, в районе рамы 1, магнето - на двигателе.

При запуске двигателя зажигание топливной смеси обеспечивается высоковольтной пусковой катушкой зажигания КП-4716.

При нажатии кнопки (34) ЗАПУСК подключается пусковая катушка зажигания, по первичной обмотке которой начинает протекать ток, нарастающий по величине и создающий вокруг первичной обмотки магнитное поле. Сердечник катушки намагничивается, и при достижении определенной напряженности магнитного поля якорь вибратора притягивается к сердечнику. В результате этого контакты вибратора разомкнутся, обмотка обесточится, магнитный поток исчезнет, сердечник размагнитится и пружина вибратора возвратит якорь в первоначальное положение. Контакты вибратора при этом замкнутся, цепь первичной обмотки вновь окажется замкнутой и процесс повторится.

В момент размыкания контактов магнитное поле первичной обмотки исчезнет практически мгновенно.

Вследствие быстрого изменения магнитного потока во вторичной обмотке индуцируется большая электродвижущая сила, благодаря чему на электродах свечи создается высокое напряжение, необходимое для образования искры.

Контакты вибратора размыкаются с частотой 800 раз в секунду. Включенный параллельно контактам вибратора конденсатор устраняет образование дуги, увеличивает срок службы контактов, ускоряет исчезновение первичного тока и изменение магнитного потока, что, в свою очередь, увеличивает индуцированную во вторичной обмотке электродвижущую силу.

Высокое напряжение подается на центральный электрод левого магнето, и через его выходные электроды - на свечи цилиндров.

После окончания цикла запуска двигателя и отпускания кнопки (34) катушка зажигания отключается и дальнейшая работа системы зажигания обеспечивается от двух магнето, установленных в задней части развала двигателя.

Управление системой зажигания производится с помощью переключателя магнето М-1 (310), который может быть установлен в одно из четырех положений:

- "0" - оба магнето выключены, т.к. первичные обмотки трансформаторов обоих магнето с двух концов подсоединены к массе;
- "1" - работает левое магнето. Правое магнето при этом выключено.
- "2" - работает правое магнето. Левое магнето при этом выключено;
- "1+2" - работают оба магнето.

ПОТРЕБИТЕЛИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

Распределение потребителей электроэнергии показано на рисунке 39.

РАДИОСТАНЦИЯ "БРИЗ"

Приемопередатчик ультракоротковолновой радиостанции подключается к электросети 27 В через свой штепсельный разъем ЗШ1 на блоке БРС1.

Мощность, потребляемая радиостанцией, Вт:

- | | |
|---------------------|----|
| - в режиме приема | 12 |
| - в режиме передачи | 70 |

СИСТЕМА СВЕТОВОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ ВЫПУЩЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ ШАССИ

Система состоит:

- из двух сигнальных ламп СМ28-2 в арматуре МС2-4 с зелеными светофильтрами, загорающихся при выпущенном положении шасси;
- двух концевых выключателей АМ-800К, установленных на подъемниках шасси и сигнализирующих крайнее выпущенное положение шасси;
- кнопки 204К контроля исправности ламп сигнализации.

ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

При включении выключателя ПРИБ. ДВИГ. получают питание напряжением 27 В измеритель температуры воды в системе охлаждения ТУЭ-8А и трехстрелочный указатель УКЗ-2, дающий информацию о температуре масла, давлении масла и топлива.

АЭРОНАВИГАЦИОННЫЕ ОГНИ

Комплект аэронавигационных огней (АНО) состоит из двух бортовых и одного хвостового огня.

Бортовые огни типа БС-39 с лампами СМ28-10 мощностью 10 Вт установлены на концевой части левой и правой консолей крыла. Хвостовой огонь ХС-39 с лампой мощностью 5 Вт представляет собой патрон, встроенный в заднюю кромку руля направления. Включение АНО производится выключателем АНО.

УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ЭУП-53

Указатель ЭУП-53 получает питание при включении выключателя ЭУП. Одновременно подается питание на лампу встроенного освещения компаса КИ-12.

ОБОГРЕВАТЕЛЬНЫЙ ЭЛЕМЕНТ ПРИЕМНИКА ВОЗДУШНОГО ДАВЛЕНИЯ ПВД-6М

Обогревательный элемент включается выключателем ПВД, ЧАСЫ непосредственно перед взлетом. Одновременно получает питание элемент обогрева часов - изделие 756.

РЕГУЛЯТОР ТЕМПЕРАТУРЫ ВОДЫ В СИСТЕМЕ ОХЛАЖДЕНИЯ ДВИГАТЕЛЯ

Система охлаждения двигателя питается постоянным током напряжением 27 В от предохранителя Э15.

В состав системы входят:

- терморезисторный датчик температуры ИС-164Б;
- блок управления 2814А-2С;
- электромеханизм управления заслонкой водорадиатора УР-10-2С;
- датчик температуры 2706А.

В ручном режиме управление положением заслонки отбора воздуха на охлаждение осуществляется с помощью переключателя ПНГ-15К СТВОРКА ВОДОРАДИАТОРА (М4) на правом пульте.

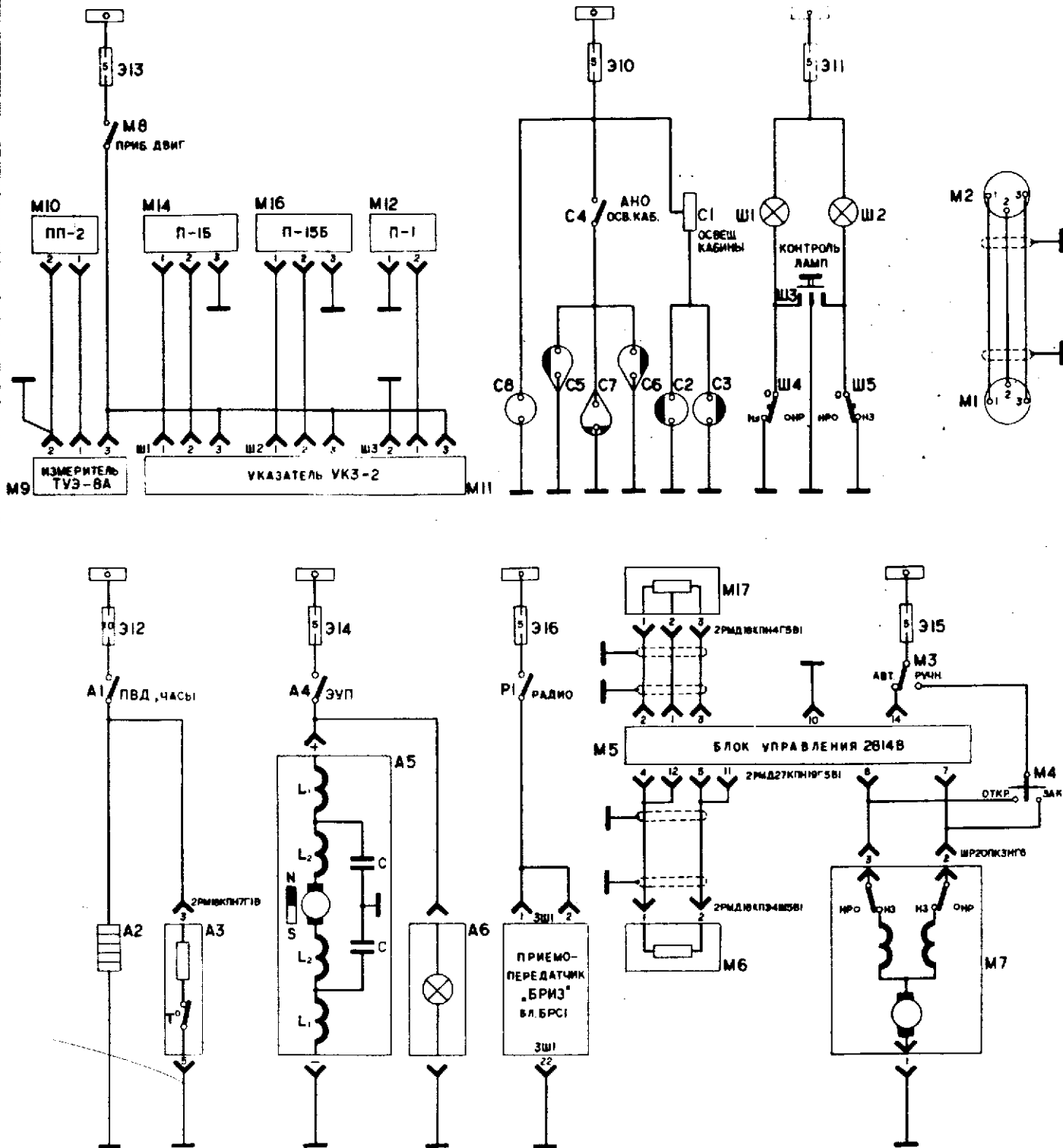


Рис. 39. ПРИНЦИПАЛЬНАЯ ЭЛЕКТРОСХЕМА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ НАГРУЗОК

Рис. 39. ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ ЭЛЕКТРОСХЕМА
РАСПРЕДЕЛЕНИЯ НАГРУЗОК

C1	Резистор ОСВЕЩ. КАБ.	ППД-25-100±5%
C2, C3	Лампы	КЛС-39
C4	Выключатель АНО	ВГ-15К
C5, C6	Бортовые огни	БС-39
C7	Хвостовой огонь	ХС-39
C8	Розетка ПЕРЕНОСН. ЛАМПА	47К
Ш1	Сигнальная лампа ШАССИ ВЫПУЩЕНО левая	МС2-4зел.
Ш2	Сигнальная лампа ШАССИ ВЫПУЩЕНО правая	МС2-4зел.
Ш3	Кнопка КОНТРОЛЬ ЛАМП	204К
Ш4, Ш5	Концевые выключатели выпущенного положения шасси	АМ-800К
A1	Выключатель ПВД-ЧАСЫ	ВГ-15К
A2	Элемент обогрева ПВД-6М	
A3	Часы	изделие 756
A4	Выключатель ЭУП	ВГ-15К
A5	Электрический указатель поворота	ЭУП-53
A6	Лампа встроенного освещения компаса КИ-12	СМ28-0,05
P1	Выключатель РАДИО	ВГ-15К
M1	Датчик тахометра	} из комплекта
M2	Указатель тахометра	
M3	Переключатель СТВОРКА ВОДОРАДИАТОРА РУЧН.-АВТОМ.	ППГ-15К

M4	Переключатель СТОРКА ВОДОРАДИАТОРА ОТКР.-ЗАКР.	ППГ-15К
M5	Блок управления 2814-2с	} из комплекта АРТ
M6	Датчик температуры ИС-164Б2	
M7	Электромеханизм УР-10-2с	
M8	Выключатель ПРИБ. ДВИГ.	ВГ-15К
M9	Измеритель температуры воды	ТУЭ-8А
M10	Приемник температуры воды	ПП-2
M11	Указатель УКЗ-2	из комплекта ЭМИ-К
M12	Приемник температуры масла	П1
M14	Приемник давления топлива	П-1Б
M16	Приемник давления масла	П-15Б
M17	Задатчик температуры изделие 2706В	из комплекта АРТ

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

К пилотажно-навигационному оборудованию относятся: указатель скорости УС-80К, высотомер ВД-10К, вариометр ВАР-30МК, указатель поворота ЭУП-53, компас КИ-12, часы (изделие 756), система ПВД.

УКАЗАТЕЛЬ СКОРОСТИ УС-80К

Указатель скорости служит для указания приборной скорости полета самолета. Принцип действия прибора основан на измерении разности давлений скоростного напора воздуха, создающегося при движении самолета и передающегося в мембранную коробку указателя, и статического давления атмосферного воздуха, поступающего в корпус прибора. Давление скоростного напора воздуха и статическое давление от атмосферы передаются в прибор по трубопроводам от приемника воздушных давлений ПВД-6М.

Технические данные

Диапазон измерения, м	0 - 800
Погрешность измерения, м	от ± 10 до ± 15
Смещение стрелки с начальной отметки по дуге шкалы при нормальной температуре, мм, не более	± 2

ВЫСОТОМЕР ВД-10К

Двухстрелочный высотомер ВД-10К предназначен для определения относительной высоты полета самолета, т.е. относительно места взлета, посадки или любого другого пункта с известным барометрическим давлением.

Принцип действия высотомера основан на использовании зависимости прогиба анероидной коробки прибора от изменения барометрического давления с изменением высоты полета.

Статическое (барометрическое) давление атмосферного воздуха поступает в прибор по трубопроводу от приемника воздушных давлений ПВД-6М. Отсчет высоты производится по двум стрелкам: малая стрелка показывает тысячи метров, большая - десятки и сотни метров.

Технические данные

Диапазон измерений, м		0-10000
Допустимые погрешности, м,		
на высоте:	500 м	±25
	1800 м	±35
	4000 м	±45
	6000 м	±60
	10000 м	±90

ВАРИОМЕТР ВАР-30МК

Вариометр предназначен для измерения вертикальной скорости подъема и спуска самолета при изменении высоты полета, а также для обеспечения горизонтального полета.

Принцип действия вариометра основан на измерении разности между атмосферным давлением внутри манометрической мембранной коробки прибора и давлением внутри корпуса прибора, сообщающегося с атмосферой через капиллярную трубку. Статическое давление атмосферного воздуха поступает в прибор по трубопроводу от приемника воздушных давлений ПВД-6М.

Технические данные

Диапазон измерения вертикальной скорости, м/с	0-30
Допустимые погрешности при нормальной температуре, м/с:	
на отметке шкалы "4"	± 2
на отметке шкалы "15"	$\pm 2,5$
на отметке шкалы "30"	± 3
Смещение стрелки с нулевой отметки шкалы при $t = +20$ °С, м/с, не более	$\pm 0,3$

УКАЗАТЕЛЬ ПОВОРОТА ЭУП-53

Указатель поворота и совмещенный с ним указатель скольжения (креноскоп) предназначены для указания правильного выполнения разворота самолета вокруг вертикальной оси с поперечным креном до 45° при скорости полета 500 км/ч.

Отклонение стрелки вправо указывает на правый разворот, влево - на левый разворот. Если разворот выполняется правильно, без скольжения, то шарик креноскопа располагается в центре дуги между двумя визирными линиями.

Принцип действия указателя поворота основан на использовании свойства гироскопа с двумя степенями свободы совмещать ось собственного вращения с осью вынужденного вращения.

Включение прибора производится выключателем ЭУП на электрошитке в кабине летчика.

Технические данные

Погрешность при нормальных условиях полета с углами крена 15, 30, 45° и угловыми скоростями соответственно 1,1; 2,3; 6 °/с, ...°, не более	$\pm 1,5$
Несовпадение стрелки с нулевой отметкой шкалы, ...°	± 1
Напряжение питания постоянного тока, В	$27 \pm 10\%$
Потребляемый ток, А, не более	0,13

ЧАСЫ, ИЗДЕЛИЕ 756

Авиационные часы, изделие 756, предназначены для показания текущего времени в часах, минутах и секундах, измерения времени полета в часах и минутах и измерения коротких промежутков времени до 60 минут в минутах и секундах.

Часы состоят из трех механизмов:

- отсчета текущего времени,
- времени полета для показания времени нахождения самолета в пути;
- секундомера для отсчета коротких промежутков времени.

Управление часами осуществляется тремя ручками:

- ручка ВРЕМЯ предназначена для завода часов и перевода стрелок текущего времени;
- ручка СЕКУНДОМЕР-ПУСК предназначена для пуска и останова часов; для пуска, останова и возврата на нуль стрелок секундомера;
- ручка (кнопка) ВРЕМЯ ПОЛЕТА служит для пуска, останова и возврата на нуль стрелок времени полета.

Перед переводом стрелок текущего времени стрелки времени полета необходимо поставить на нуль.

Часы имеют электрообогрев, который включается выключателем ПВД-ЧАСЫ на электрощитке в кабине летчика.

Технические данные

Продолжительность непрерывной работы при полном заводе пружины, ч	48
Суточный ход при температуре (20±5)°С, при полном заводе пружины в течение первых суток, с	±20
Напряжение питания электрообогрева постоянным током, В	27±6

КОМПАС КИ-12

Магнитный компас КИ-12 служит для указания магнитного курса самолета.

Принцип действия компаса основан на взаимодействии магнитного поля постоянных магнитов прибора с магнитным полем Земли.

Компас имеет индивидуальный встроенный подсвет, который включается выключателем ЭУП на электрощитке в кабине летчика.

Технические данные

Инструментальная погрешность (без девиационного прибора), ...°, не более	±1
Нормальная работа	при кренах до 17°
Угол застоя картушки без постукивания, ...°, не более	1

СИСТЕМА ПВД

Система ПВД служит для обеспечения мембранно-анероидных приборов информацией о полном и статическом давлении воздуха в полете.

Система ПВД состоит из приемника воздушных давлений ПВД-6М, трубопроводов статического и полного давления и двух влаго-отстойников. Приемник ПВД-6М установлен на левой консоли крыла, на носке нервюры 16, на выносной штанге. Приемник имеет электрообогрев, включаемый выключателем ПВД-ЧАСЫ на электрощитке в кабине летчика.

Проводка системы ПВД выполнена трубопроводом с внутренним диаметром 6 мм из материала АМГм. Подсоединение к приборам осуществляется дюритовыми шлангами. Трубопроводы и дюриты статического давления окрашены в белый цвет, трубопроводы полного давления - в черный.

В системе трубопроводов ПВД установлены два отстойника для слива конденсата. Подход к отстойникам - через боковой люк в левом куполе шасси.

К статической камере приемника ПВД-6М подсоединены указатель скорости УС-80К, высотомер ВД-10К и вариометр ВАР-30МК. К камере полного давления приемника подсоединен указатель скорости УС-80К.

ОБОРУДОВАНИЕ КАБИНЫ

Для размещения оборудования в кабине установлены приборная доска, два боковых пульта - левый и правый и электрощиток.

Приборная доска состоит из трех панелей - левой, средней и правой. Левая и правая панели жестко прикреплены к каркасу фюзеляжа винтами с анкерными гайками. Средняя панель амортизирована при помощи четырех резиновых амортизаторов. Панель крепится к амортизаторам четырьмя винтами через переходные кронштейны.

Левая и правая панели изготовлены из дурала толщиной 1,5 мм, средняя - из дурала толщиной 2 мм.

Левый и правый пульты установлены по бортам кабины и крепятся к каркасу фюзеляжа трубчатыми кронштейнами с хомутами. Панели пультов скреплены винтами с боковыми панелями приборной доски. Со стороны кабины пульты защиты съемными вертикальными панелями. Панели пультов изготовлены из дурала толщиной 1,5 мм.

ПРИБОРНАЯ ДОСКА (рис. 40)

НА ЛЕВОЙ ПАНЕЛИ УСТАНОВЛЕННЫ:

- 1. Кислородный прибор (макет) КПУ-3бис
- 2. Кнопка запуска двигателя 204К
- 3-5. Кнопки перезарядки оружия 204К
- 6. Воздушный кран подъема и выпуска шасси 625300М
- 7. Переключатель магнето ПМ-1
- 8, 9. Сигнальные лампы выпущенного положения шасси МС2-4 зел.
- 10. Кнопка контроля сигнальных ламп шасси 204К

НА СРЕДНЕЙ ПАНЕЛИ УСТАНОВЛЕННЫ:

- 11. Высотомер ВД-10К
- 12. Компас КИ-12
- 13. Часы изделие 756
- 14. Указатель скорости УС-80К
- 15. Указатель поворота ЭУП-53
- 16. Вариометр ВАР-30МК
- 17. Мановакуумметр МВ-16К
- 18. Тахометр ТЭ-45Т
- 19. Трехстрелочный индикатор УКЗ-1

НА ПРАВОЙ ПАНЕЛИ УСТАНОВЛЕННЫ:

- 20. Манометр воздуха ДАВЛЕНИЕ В СЕТИ МА-250-1
- 21. Термометр ТЕМПЕР. ВОДЫ ТУЭ-8А
- 22. Вольтамперметр ВА-1
- 23. Манометр воздуха АВАРИЙНЫЙ БАЛЛОН МА-250-1

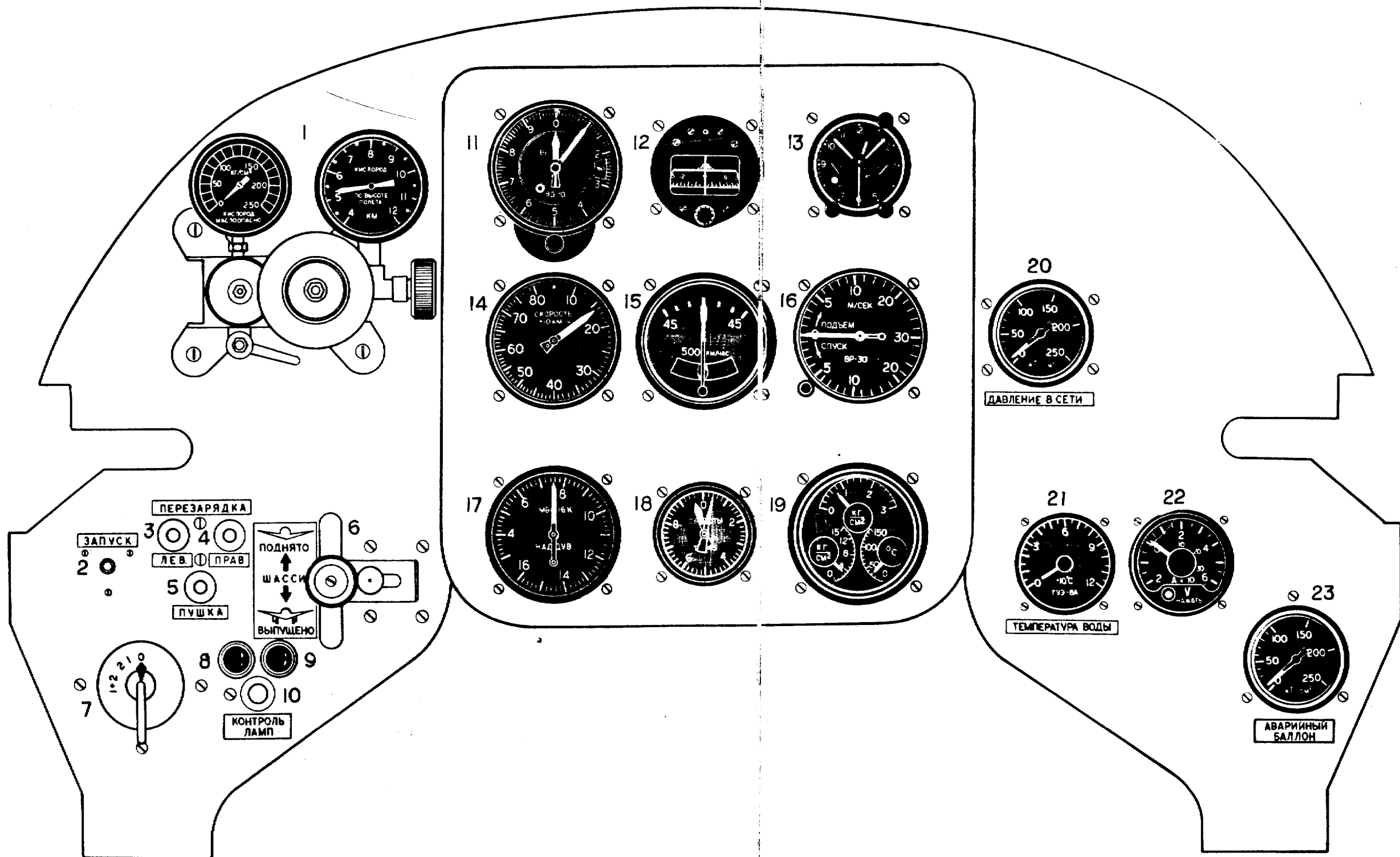
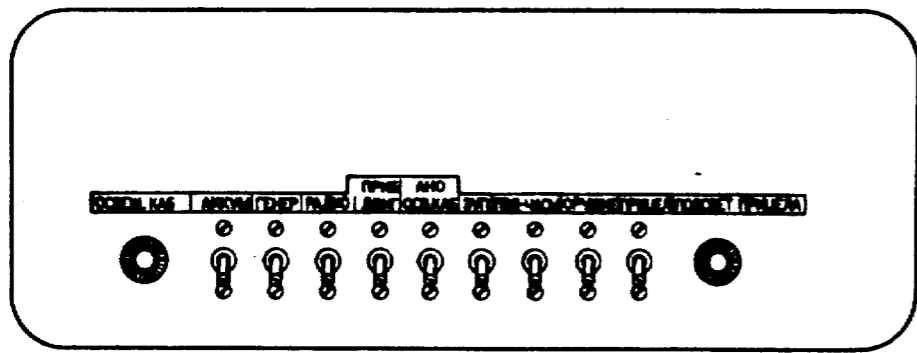


Рис. 40. ПРИБОРНАЯ ДОСКА

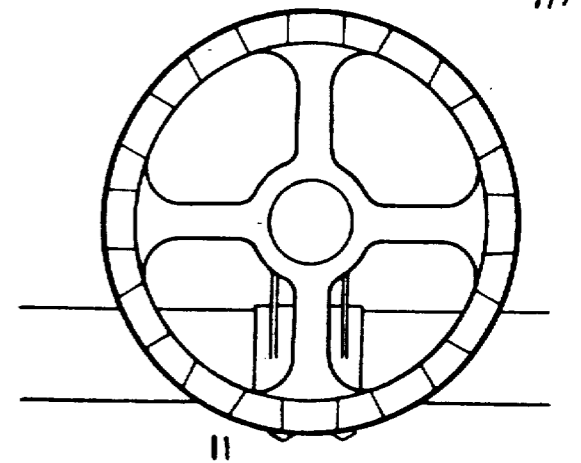
ЛЕВЫЙ БОРТ КАБИНЫ (рис. 41)

НА ЛЕВОМ ПУЛЬТЕ УСТАНОВЛЕНЫ:

- | | |
|--|-----------|
| 1. Воздушный вентиль ЗАРЯДКА СЕТИ | 992АТ-2 |
| 2. Воздушный вентиль ЗАРЯДКА АВАР. БАЛЛОНА | 992АТ-2 |
| 3. Кран управления выпуском посадочных щитков | 625300М |
| 4. Регулятор затяжки рычагов управления двигателем | |
| 5. Рычаг высотного корректора | |
| 6. Рычаг управления шагом винта | |
| 7. Рычаг управления двигателем (сектор нормального газа) | |
| 8. Рычаг пожарного крана | |
| 9. Рычаг наддува | |
| 10. Электрощиток: | |
| - резистор ОСВЕЩ. КАБ. | ППБ-25Г |
| - выключатель АККУМ. | ВГ-15К-2с |
| - выключатель ГЕНЕР. | ВГ-15К-2с |
| - выключатель РАДИО | ВГ-15К-2с |
| - выключатель ПРИБ. ДВИГ. | ВГ-15К-2с |
| - выключатель АНО, ОСВ. КАБ. | ВГ-15К-2с |
| - выключатель ЭУП | ВГ-15К-2с |
| - выключатель ПВД-ЧАСЫ | ВГ-15К-2с |
| - выключатель ОРУЖИЕ
(не задействован) | ВГ-15К-2с |
| - выключатель ПРИЦЕЛ
(не задействован) | ВГ-15К-2с |
| - резистор ПОДСВЕТ ПРИЦЕЛА
(не задействован) | ППБ-25Г |
| 11. Штурвал управления триммером РВ | |



10



11

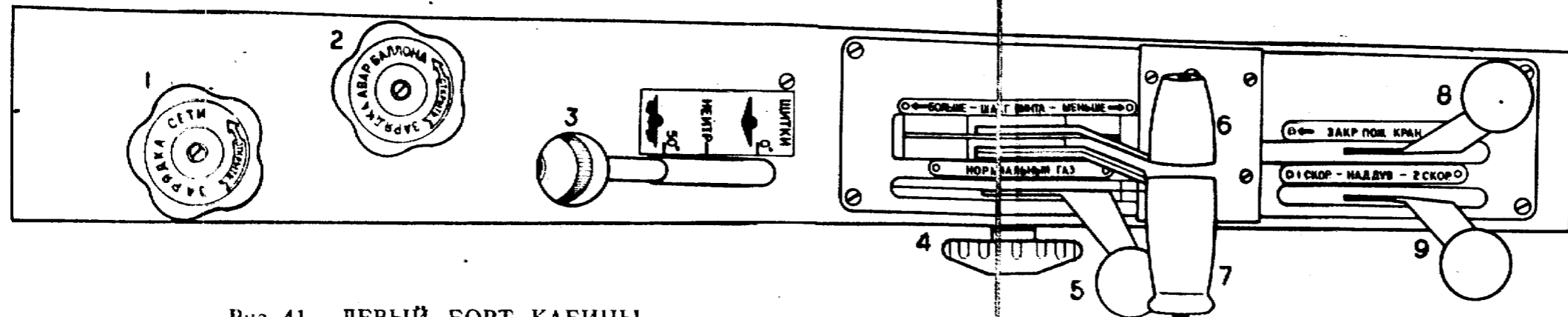
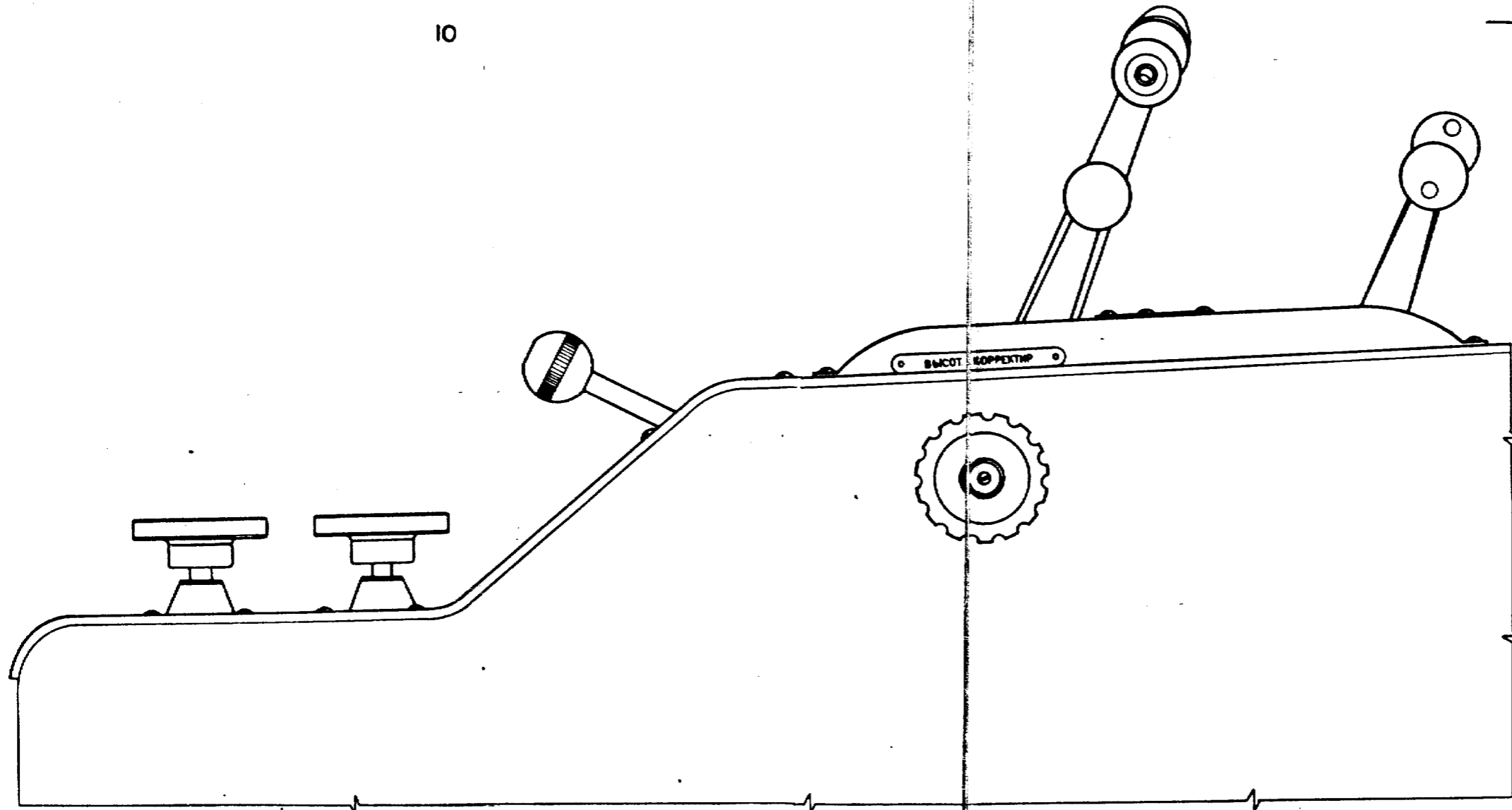


Рис. 41. ЛЕВЫЙ БОРТ КАБИНЫ

ПРАВЫЙ БОРТ КАБИНЫ (рис. 42)

НА ПРАВОМ ПУЛЬТЕ УСТАНОВЛЕНЫ:

- | | | |
|-----|--|---------|
| 1. | Воздушный вентиль АВАРИЙНЫЙ
ВЫПУСК ШАССИ | 992AT-2 |
| 2. | Рычаг аварийного открытия
замков шасси | |
| 3. | Переключатель СТВОРКА
ВОДОРАДИАТОРА, РУЧН.-АВТОМ. | ППГ-15К |
| 4. | Переключатель СТВОРКА
ВОДОРАДИАТОРА, ОТКР.-ЗАКР. | ПНГ-15К |
| 5. | Розетка подключения шлемофона | |
| 6. | Воздушный вентиль ЗАПУСК МОТОРА | |
| 7. | Кран РАЗЖИЖЕНИЕ МАСЛА ОТКР.-ЗАКР. | |
| 8. | Заливной шприц ЗАЛИВКА МОТОРА | 740400 |
| 9. | Рукоятка крана нейтрального газа | |
| 10. | Штурвал управления створками
теплообменника | |
| 11. | Пульт управления радиостанцией "Бриз" | |
| 12. | Указатель положения створки радиатора | |

Над правым пультом на борту кабины установлены три кассеты для поправочных графиков и аптечка.

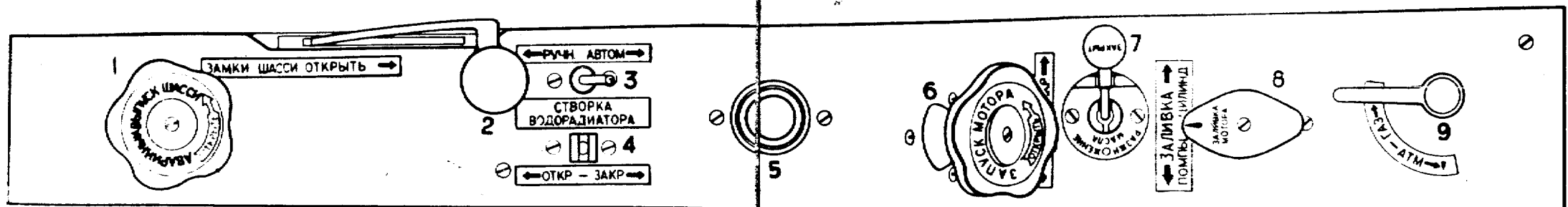
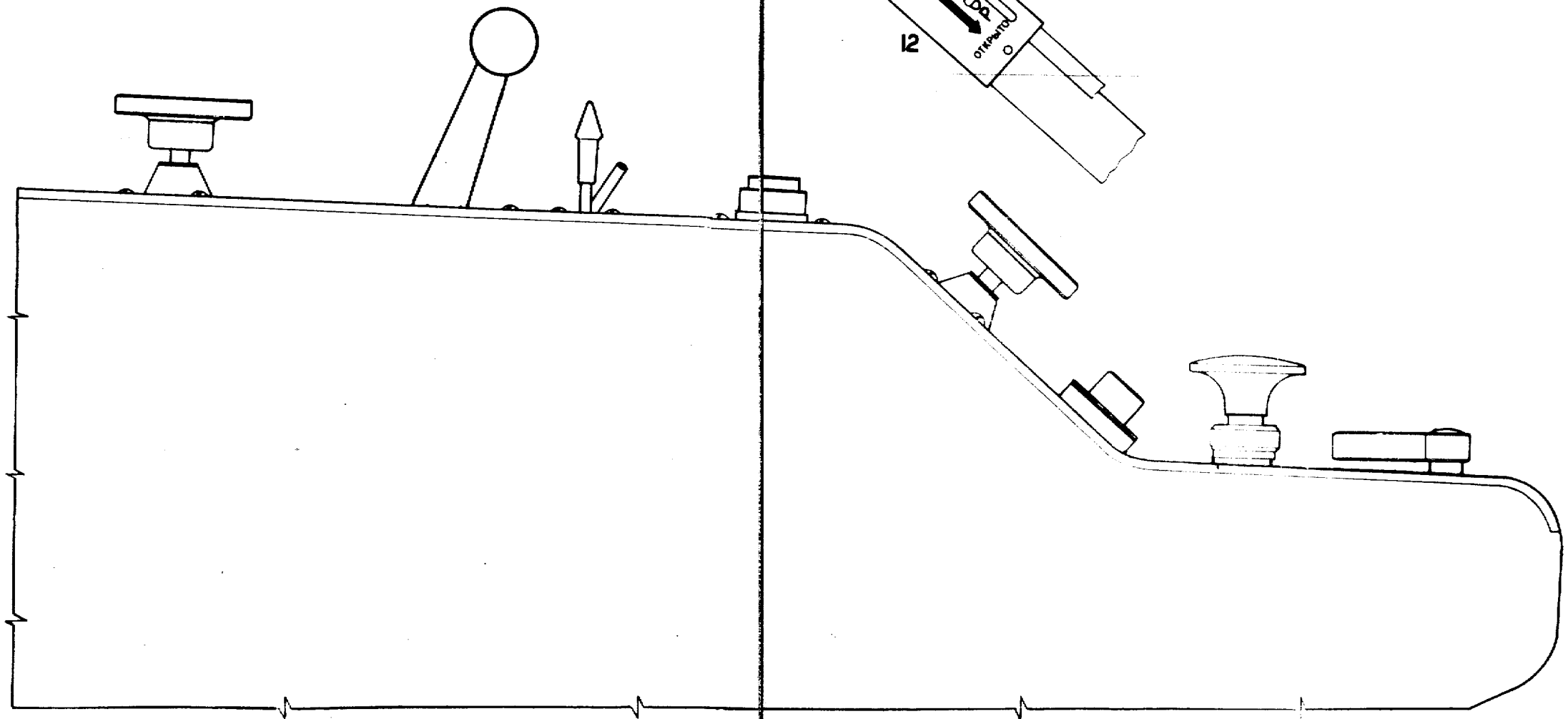
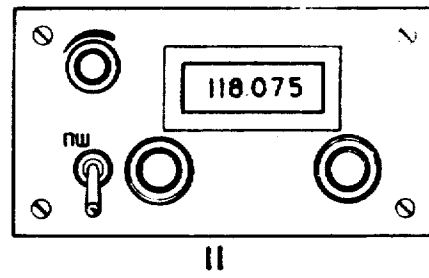
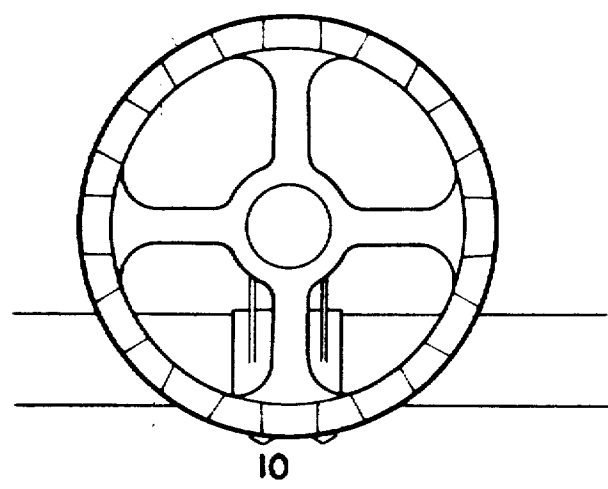


Рис. 42. ПРАВЫЙ БОРТ КАБИНЫ

РАДИОСТАНЦИЯ "БРИЗ"

Бортовая приемопередающая радиостанция "Бриз" предназначена для обеспечения симплексной радиосвязью самолетов между собой и с диспетчерами наземных пунктов УВД в метровом диапазоне волн.

Комплект радиостанции состоит из приемопередатчика и пульта дистанционного управления.

Приемопередатчик установлен на амортизационной раме в задней части кабины летчика, на зашивке под обтекателем фонаря.

Пульт дистанционного управления (ПДУ) расположен на правом борту.

Радиостанция подключена к проволочной антенне через коаксиальный кабель РК50-7-11. Антенна установлена между задней неподвижной частью фонаря и килем.

Описание и работа

Для формирования сетки частот в радиостанции применен метод ~~частотного~~ синтеза с фазовой автоподстройкой частоты по высокочастотному опорному генератору.

Данный метод обеспечивает бесперерывную, бесподстроечную связь в пределах рабочего диапазона частот.

Управление радиостанцией осуществляется с пульта дистанционного управления и включает в себя следующие операции:

- установку требуемой частоты;
- включение и выключение подавителя шумов;
- регулировку громкости.

Установка требуемой частоты производится при помощи двух ручек на пульте. Отсчет набранной частоты производится по счетчику.

Включение и выключение радиостанции осуществляется выключателем РАДИО типа ВГ-15К, установленным на электрощитке на левом борту.

Выбор режима работы "Прием/Передача" производится с помощью кнопки РАДИО, расположенной на секторе управления газом двигателя: при нажатой кнопке включается передатчик, при отпущенной - приемник радиостанции.

При установке тумблера ПШ в верхнее положение подавитель шума включен, при нижнем положении тумблера подавитель шума выключен.

Громкость принимаемых сигналов регулируется ручкой установки громкости на пульте управления.

Кнопка РАДИО перед включением радиостанции должна быть в отжатом положении.

Через минуту после включения радиостанция готова к работе.

Контроль работоспособности передатчика производится прослушиванием сигналов собственной передачи. Радиостанция работает с высокоомным шлемофоном ШЛ-82. Шлемофон ШЛ-82 подключается своим полуразъемом к розетке типа ЖФ6.607-017, расположенной в гнезде на правом пульте кабины летчика. При подключении розетка немного выдвигается из гнезда и соединяется в фиксированном положении с полуразъемом шлемофона ШЛ-82.

Технические данные

Диапазон частот, МГц	118,0 - 136,975
Разнос частот между соседними каналами, кГц	25
Общее количество каналов связи	760
Максимальное отклонение частоты от номинальной, %	0,003
Выходная мощность передатчика, Вт, не менее	4
Чувствительность приемника, мкВ, не хуже	2,5
Напряжение самопрослушивания передатчика на высокоомных телефонах, В	20 - 50
Время перехода с канала на канал, с, не более	1
Диапазон рабочих температур, °С	от -55 до +55
Цикличность работы в интервале температур от -55 до +45 °С, мин:	
передача	1
прием	4

ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

На самолете взамен применявшегося на серийных машинах вооружения: мотор-пушки МП-20 (ШВАК-20), пулеметов УБС и коллиматорного прицела ПБП-1А - установлены макеты. Фотокинопулемет - отсутствует.

Макет пушки (в дальнейшем "пушка") установлен в развале блоков двигателя на лафете (рис. 43). Лафет пушки крепится к шпилькам картера двигателя с помощью гаек. Крепление пушки регулировки не имеет. Ось ствола расположена параллельно оси вала редуктора с превышением на 9 мм. Фальшствол соединен флажком с винтом и вместе с ним вращается. Патронный (снарядный) ящик клепаной конструкции, легкоъемный, расположен над пушкой. Подача патронной ленты из ящика осуществляется через рукав питания, закрепленный на корпусе пушки. Гильзоотвод, выведенный под крыло с правой стороны тоннеля радиатора охлаждающей жидкости, предназначен для выброса гильз. Звенья собираются в звеньесборник, находящийся с правой стороны пушки. К нему в верхней части звеньесборника подходит звеньеотвод. Для удаления звеньев служат лючки в носке правой нулевой нервюры и самом звеньесборнике.

Два макета синхронных пулеметов УБС (в дальнейшем "пулеметы") расположены в передней части фюзеляжа над рамой N 1 и крепятся к пулеметной ферме, состоящей из труб, приваренных к каркасу фюзеляжа (рис. 44). Каждый пулемет монтируется на двух узлах крепления. Основным узлом крепления является передний, на нем смонтированы качалки синхронного привода.

Задний узел крепления обеспечивает регулировку пулемета в горизонтальной и вертикальной плоскостях и служит направляющей при откате пулемета. Патронные ящики несъемные, клепаной конструкции, установлены в фюзеляже за рамой N 1. Ящики имеют овальные окна для укладки и контроля лент. Питание пулеметов осуществляется через сварные горловины, укрепленные сверху ящиков. Для сбора гильз, выбрасываемых через короткие гильзоотводы, служат гильзосборники, образованные спереди стенками патронных ящиков, сзади - противопожарной перегородкой, с внутренней стороны - специальными стенками и снаружи - стенками передних откидных крышек фюзеляжа. Для сбора звеньев в патронные ящики служат короткие звеньеотводы. Внутри ящиков имеются гибкие перегородки (диафрагмы) для разделения между собой патронных лент и отработанных звеньев. Для удаления гильз и звеньев открываются передние откидные крышки фюзеляжа и отстегиваются диафрагмы. Для отвода газов служат пламегасительные трубы, в которые входят дульные части стволов пулеметов. В передней верхней крышке капота имеются два желоба, в которые входят своими передними концами пламегасительные трубы.

Кнопки перезаряжания оружия и управления огнем находятся:

- на левой панели приборной доски: нижняя кнопка - перезаряжание пушки, левая и правая верхние - перезаряжание пулеметов;
- ручке управления самолетом: верхняя кнопка - включение огня обоих пулеметов, нижняя - пушки.

Выключатель электроцепей вооружения установлен на электрощитке, находящемся на левом борту кабины.

Кнопки перезаряжания оружия, управления огнем и выключатель электроцепей вооружения не задействованы.

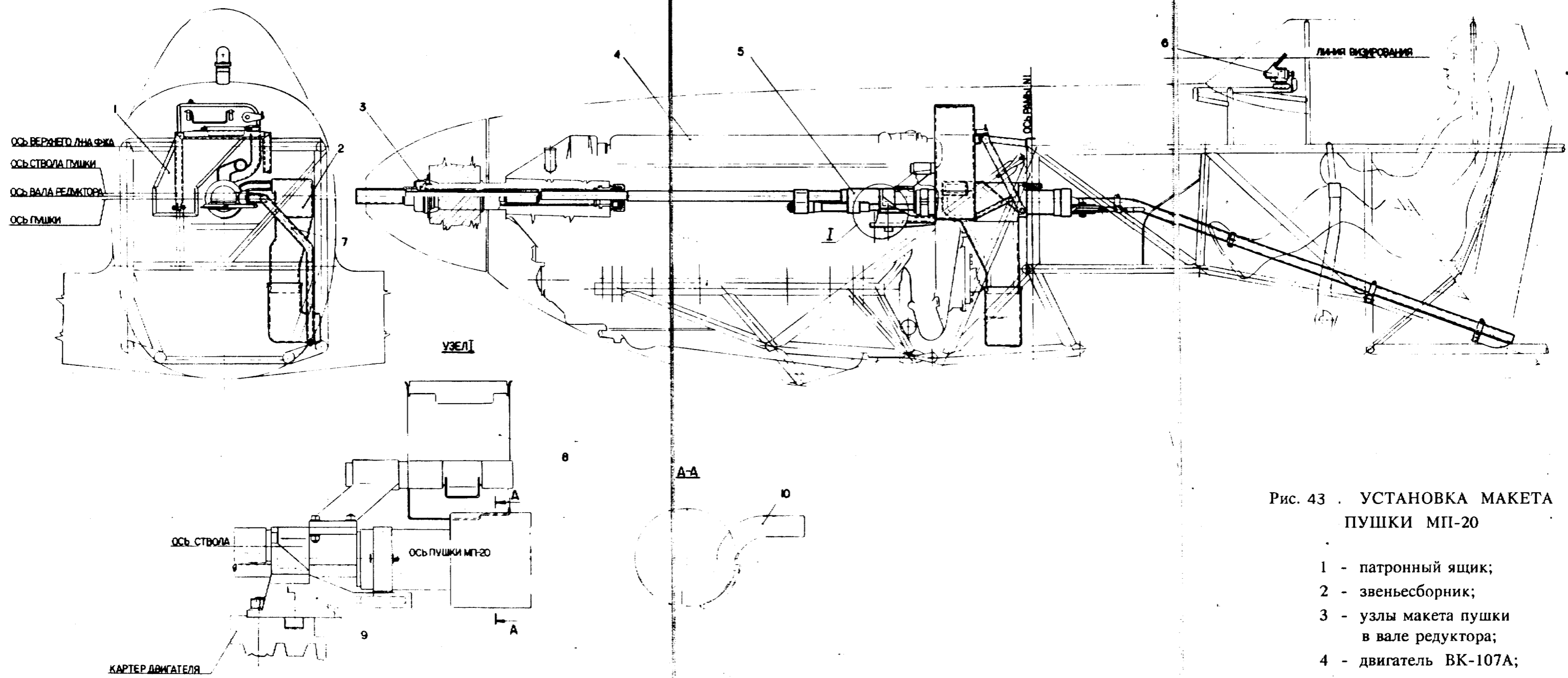


Рис. 43 . УСТАНОВКА МАКЕТА ПУШКИ МП-20

- 1 - патронный ящик;
- 2 - звеньесборник;
- 3 - узлы макета пушки в вале редуктора;
- 4 - двигатель ВК-107А;
- 5 - макет пушки МП-20;
- 6 - прицел;
- 7 - гильзоотвод;
- 8 - рукав питания;
- 9 - лафет;
- 10 - звеньеотвод

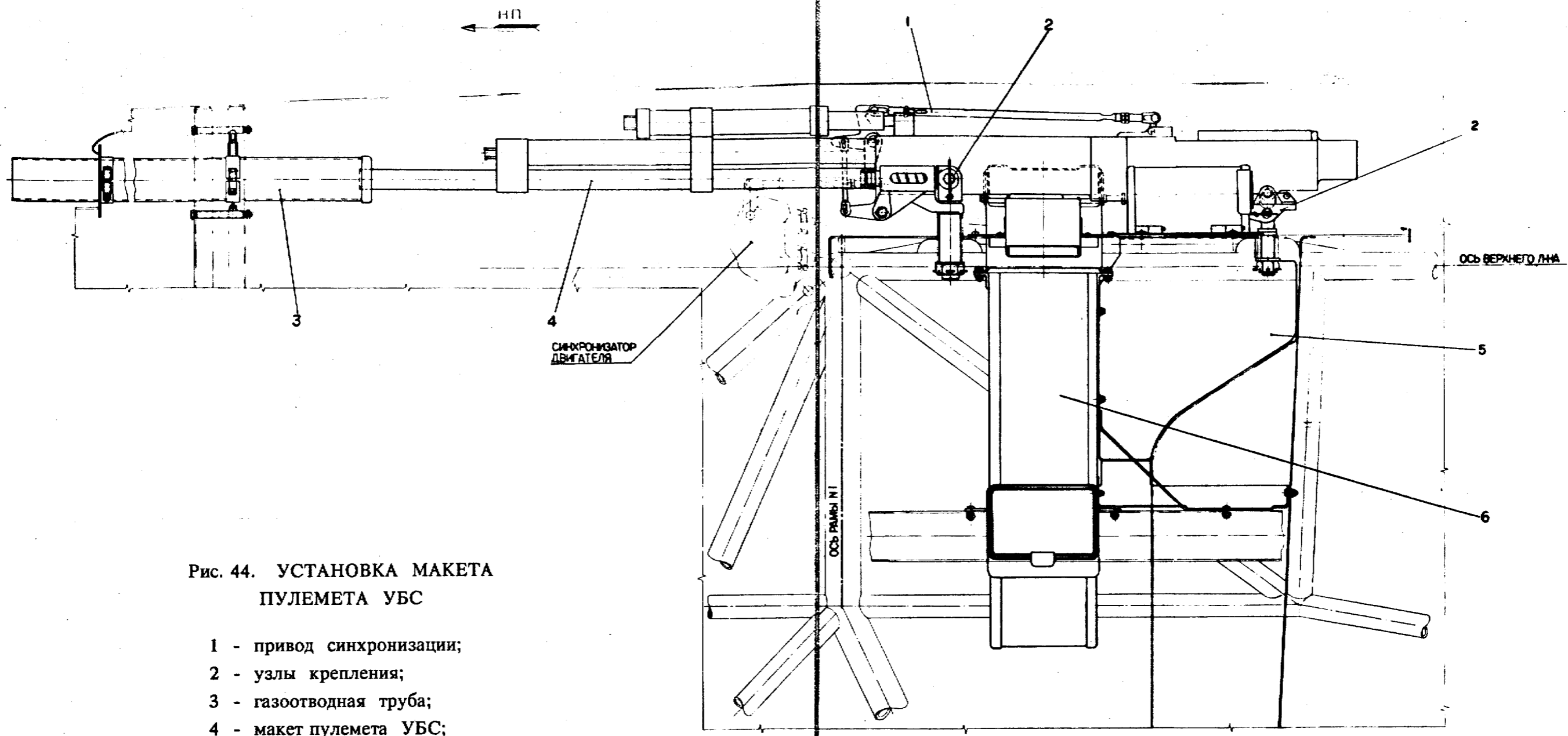


Рис. 44. УСТАНОВКА МАКЕТА
ПУЛЕМЕТА УБС

- 1 - привод синхронизации;
- 2 - узлы крепления;
- 3 - газоотводная труба;
- 4 - макет пулемета УБС;
- 5 - гильзосборник
- 6 - патронный ящик

НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Для проведения всех видов работ на самолете и организации его хранения применяются стандартные машины наземного обслуживания, а также оборудование и средства наземного контроля, поставляемые в комплекте с самолетом.

Перечни указанного оборудования приведены ниже.

С.И.

ПЕРЕЧЕНЬ № 1

СРЕДСТВА НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ
ОБЩЕГО ПРИМЕНЕНИЯ

Наименование средства	Обозначение или шифр
Средства заправки	
Топливозаправщик	ТЗ-7,5-500А ТЗ-5-375
Маслозаправщик	МЗ-66, АМЗ-53МС
Воздухозаправщик	ВЗ-20-350
Теплотехнические средства	
Моторный подогреватель	МП-70М
Средства буксировки	
Автомобиль-тягач	ГАЗ-66 ЗИЛ-131
Подъемно-транспортные средства	
Автомобильный кран	8Т-210 УПК-300
Источники питания	
Авиационный передвижной агрегат	АПА-5Д

П Е Р Е Ч Е Н Ъ № 2
СРЕДСТВА НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ
СПЕЦИАЛЬНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Наименование средства	Обозначение	Категория оборудования	Количество в комплекте
Средства буксировки и швартовки			
Приспособление для буксировки	Як-9У.9800-600	СП	1
Швартовка самолета	Як-9У.9900-460	СП	1 компл.
Колодка упорная	Як-9У.9900-420	СП	2
Подъемные средства			
Подъемник винтовой под хвостовую часть фюзеляжа	Як-9У.9980-910	СП	1
Подъемник винтовой под носовую часть фюзеляжа	Як-9У.9981-60	СП	2
Подъемник под плоскость крыла	Як-9У.9910-740-1 правый	СП	1
	Як-9У.9910-740-2 левый	СП	1
Ложемент	Як-9У.9980-810	СП	1
Средства доступа			
Стремянка	A38-0100-0	У	1
Монтажно - демонтажные средства			
Тележка под крыло	Як-9У.9910-730	СП	1
Средства обслуживания систем и агрегатов			
Зарядное устройство пневмосистемы самолета	Як-9У.9945-280	СП	1
Приспособление для проверки давления в камерах колес	ОСТ1 10876-73	СТ	1
Шланг для слива топлива	Як-9У.9945-520	СП	1
Шланг для слива масла из маслобака	Як-9У.9945-500	СП	1
Пульт зарядки пневматиков	A0505-0000	У	1

Наименование средства	Обозначение	Категория оборудования	Количество в комплекте
Средства защиты на стоянке			
Зачехление самолета	Як-9У.9975-390	СП	1 компл.
Чехол на ПВД	Як-9У.9975-500	СП	1
Струбцина на элерон	Як-9У.9975-480	СП	2
Струбцина на горизонтальное оперение	Як-9У.9975-520	СП	2
Струбцина на вертикальное оперение	Як-9У.9975-550	СП	1
Приспособление для заземления самолета на стоянке	1-ЮСТ1 10661-72	СП	1
Трап на крыло	Як-9У.9960-240	СП	1
Сумка для инструмента	Як-9У.9111-00	СП	1
Эксплуатационный инвентарь			
Ведро мерное	ОСТ1 10885-73	СТ	1
Противень	1-ОСТ1 10069-71	СТ	1
Воронка	2-2-ОСТ1 10892-73	СТ	1
Кружка	ОСТ1 10906-73	СТ	1
Контейнер	A3602-0000	У	1

ШВАРТОВКА САМОЛЕТА

Для удержания самолета от перемещения и раскачивания при хранении вне помещения он должен быть надежно закреплен.

Швартовка осуществляется за амортизационные стойки основных опор шасси и транспортную трубку, установленную в хвостовой части фюзеляжа. Под колеса основных опор шасси должны быть установлены упорные колодки.

На пришвартованном самолете должны быть плотно закрыты люки, а на элероны и рули установлены струбцины. Самолет должен быть заземлен и зачехлен.

БУКСИРОВКА САМОЛЕТА

Выкатывание самолета из помещения (ангара) осуществляется вручную, при этом запрещается тянуть и толкать самолет за рули хвостового оперения, элероны и среднюю часть складывающихся подкосов основных опор шасси.

Для буксировки самолета тягачом применяется приспособление (водило) треугольной формы, два угла которого крепятся к основным опорам шасси самолета, а третий, заканчивающийся кольцом, соединяется с крюком тягача.

ПОДЪЕМ САМОЛЕТА НА ПОДЪЕМНИКАХ

Подъем самолета на подъемниках осуществляется при нивелировке, смене колес, замене двигателя и отстыковке крыла.

Винтовой подъемник состоит из стойки с подкосами и гайки с винтом. На подкосах установлены опорные плиты подъемника.

Стойка представляет собой трубу, на которую опирается гайка винта. Гайка для вращения снабжена храповым устройством с рукояткой.

Винт заканчивается элементом конструктивно соответствующим опорной точке на самолете.

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ОСМОТРУ И ОБСЛУЖИВАНИЮ САМОЛЕТА

В связи с тем, что экспонирование (хранение) самолета предполагается в различных условиях (в закрытом помещении, под навесом, на открытой стоянке), подход к выполнению и периодичность предлагаемых операций по осмотру и обслуживанию самолета должны быть дифференцированными.

СОДЕРЖАНИЕ ОПЕРАЦИЙ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ

1. Расчехлить самолет, очистить его от грязи, пыли, снега, льда (в зависимости от условий стоянки и времени года).
2. Осмотреть кок и лопасти винта, убедиться в отсутствии на них наружных повреждений. Проверить исправность замков крепления кока винта.
3. Убедиться в отсутствии подтекания консерванта из двигателя.
4. Осмотреть капоты двигателя и убедиться в исправности замков ДЗУС.
5. Убедиться в исправности заслонок маслорадиатора и радиатора жидкостного охлаждения.
6. Осмотреть амортизационные стойки шасси, убедиться в отсутствии течи смеси из-под уплотнительных манжет и в наличии предохранительных колпачков на зарядных штуцерах.
7. Проверить состояние шарнирных узлов крепления амортизационных стоек к передним лонжеронам, убедиться в отсутствии деформаций и трещин.

8. Проверить состояние звеньев складывающихся подкосов и наличие смазки в местах вращения.
9. Проверить узел крепления цилиндра подъема шасси (основных опор) к лонжерону.
10. Проверить замки подвески стоек основных опор шасси на отсутствие повреждений узлов крепления и нервюр.
11. Осмотреть обода, реборды и шины колес. Убедиться в отсутствии деформаций и трещин.
12. Осмотреть крепление полуосей к штокам цилиндров амортизационных стоек. Убедиться в отсутствии трещин.
13. Осмотреть крепление щитков шасси и направляющих тяг щитков, убедиться в отсутствии деформаций.
14. Определить по просадке амортизационных стоек их зарядку (при нормальной - красные метки на верхнем и нижнем щитках стоек должны совпадать). Проверить наличие смазки на штоках.
15. Проверить по обжатию степень накачки шин основных опор шасси (нормальное обжатие - 30-40 мм) и хвостового колеса (15-20 мм).
При необходимости подкачать шины основных опор до давления (по манометру) $4,5 \text{ кгс/см}^2$, шину хвостового колеса - до $3,75 \text{ кгс/см}^2$.
16. Убедиться в надежном заземлении самолета.
17. Внешним осмотром проверить состояние обшивки лакокрасочного покрытия крыла; состояние зализов крыла, их крепление.
18. Проверить крепление шарниров навески элеронов, плотность прилегания закрылков.
19. Внешним осмотром проверить состояние обшивки и лакокрасочного покрытия фюзеляжа.
20. Осмотреть стабилизатор и киль, проверить состояние их зализов.
21. Проверить крепление шарниров навески рулей высоты и направления, крепление триммеров.
22. Проверить закрытие крышек всех смотровых люков.

23. Осмотреть фонарь кабины. Убедиться в отсутствии повреждений и трещин в остеклении, каркасе. Проверить состояние замков, в том числе замка аварийного сброса фонаря и контровки шарика.

24. Осмотреть кабину самолета. Убедиться в отсутствии посторонних предметов.

25. Проверить состояние и крепление всех агрегатов и оборудования в кабине. Убедиться, что все переключатели, краны, рукоятки находятся в исходном (нейтральном, или выключенном) положении.

26. Осмотреть приборы на отсутствие повреждений.

27. Закрыть фонарь кабины, зачехлить самолет.

ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА К СТОЯНКЕ НА ОТКРЫТОЙ ПЛОЩАДКЕ ИЛИ ПОД НАВЕСОМ В ЗИМНИХ УСЛОВИЯХ

1. Заменить летнюю смазку на зимнюю в шарнирах навески рулей высоты и направления, элеронов и триммеров; в червячных передачах и барабанах триммеров, удалив предварительно старую и промыв смазываемые места керосином.

2. Тросы, заключенные в боуденовскую оболочку, промыть обезвоженным керосином и смазать маслом.

3. Все шарнирные соединения шасси и хвостового колеса смазывать только незамерзающей смазкой.

4. Набить морозостойкую смазку в масленки шасси.

5. Снять колеса, проверить и промыть подшипники, смазать их морозостойкой смазкой, установить колеса на место.