

**В. Л. ПРИШКОЛЬНИК, Ю. И. ЯНКЕВИЧ**

# **САМОЛЕТ Як - 18Т**

## **Конструкция и эксплуатация**

**Утверждено**

**УУЗ МГА СССР в качестве учебного пособия для летных училищ гражданской авиации**



Пришкольник В. Л. и Янкевич Ю. И.  
Самолет Як - 18Т. Конструкция и эксплуатация.  
Учебное пособие для летных училищ гражданской авиации.  
М., «Транспорт», 1978 с иллюстрациями и таблицами.

В книге излагается конструкция самолета Як - 18Т, устройство его систем и агрегатов, их работа и принцип действия. Приведены основные летные и технические характеристики самолета. Затронуты вопросы прочности. Даются рекомендации по эксплуатации самолета, его систем и агрегатов. Значительное место уделено рассмотрению причин возможных неисправностей, методам их определения и способам устранения и предупреждения.

Книга предназначена а качестве учебного пособия для летных учебных заведений гражданской авиации. Она также может быть использована летным и инженерно - техническим составом гражданской авиации и ДОСААФ.

## Оглавление

<b>ГЛАВА 1. ОБЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА</b> .....	<b>5</b>
1. Общие сведения .....	5
2. Материалы, применяемые для изготовления самолета .....	7
3. Основные технические данные самолета .....	8
Общие данные.....	8
Основные геометрические характеристики .....	8
Емкость систем самолета, применяемые топлива, масла, смазки .....	9
Эксплуатационные данные .....	9
Основные летные данные (в стандартных условиях) .....	9
Летные ограничения .....	10
Массовые и центровочные данные .....	10
4. Прочность самолета .....	11
5. Ресурсы и сроки службы .....	14
<b>ГЛАВА 2. ФЮЗЕЛЯЖ</b> .....	<b>16</b>
1. Общие сведения .....	16
2. Нагрузки, действующие на фюзеляж .....	16
3. Конструкция фюзеляжа .....	18
4. Кабина .....	22
<b>ГЛАВА 3. КРЫЛО</b> .....	<b>27</b>
1. Общие сведения .....	27
2. Центроплан.....	31
3. Консоли крыла .....	32
4. Люки и вырезы в крыле .....	37
<b>ГЛАВА 4. ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ</b> .....	<b>39</b>
1. Общие сведения .....	39
2. Стабилизатор .....	41
3. Руль высоты .....	43
4. Киль .....	44
5. Руль направления.....	45
6. Основные правила эксплуатации и ухода за планером самолета .....	45
7. Неисправности планера .....	47
<b>ГЛАВА 5. ШАССИ</b> .....	<b>48</b>
1. Общие сведения .....	48
2. Передняя опора шасси .....	49
3. Главные стойки шасси .....	57
4. Основные правила эксплуатации и ухода за шасси .....	62
5. Неисправности шасси .....	63
<b>ГЛАВА 6. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА</b> .....	<b>65</b>
1. Общие сведения .....	65
2. Агрегаты воздушной системы .....	66
3. Работа воздушной системы .....	78
4. Основные правила эксплуатации и ухода за воздушной системой .....	79
<b>ГЛАВА 7. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ</b> .....	<b>82</b>
1. Общие сведения .....	82
2. Штурвальная установка.....	82
2. Педали ножного управления.....	84
4. Проводка управления элеронами и рулями .....	85
5. Система управления триммером руля высоты .....	88
6. Система управления посадочным щитком .....	89
7. Система управления тормозами колес главных ног шасси .....	91
8. Основные правила эксплуатации и ухода за системами управления .....	92
9. Неисправности систем управления самолетом .....	94
<b>ГЛАВА 8. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА</b> .....	<b>95</b>
1. Общие сведения .....	95
2. Двигатель.....	95
3. Винт .....	97
4. Рама двигателя .....	99
5. Капот, жалюзи и воздухозаборник карбюратора.....	100
6. Выхлопной коллектор .....	103
7. Топливная система .....	103
8. Агрегаты топливной системы.....	105
9. Масляная система .....	110
10. Система управления двигателем. ....	114

11. Основные правила эксплуатации и уход за силовой установкой.....	115
<b>ГЛАВА 9. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ.....</b>	<b>118</b>
1. Меры предосторожности при техническом обслуживании самолета .....	118
2. Заправка самолета .....	118
3. Проверка работы двигателя .....	120
4. Формы технического обслуживания самолета.....	122
5. Буксировка самолета .....	123
6. Оборудование стоянки самолета .....	125
<b>ГЛАВА 10. ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА ЯК-18Т ЭКИПАЖЕМ (ПИЛОТОМ).....</b>	<b>127</b>
1. Общие положения.....	127
2. Предполетный осмотр самолета пилотом.....	127
3. Действия пилота (экипажа) при возникновении неисправностей в системах самолета и двигателя в полете.....	129
4. Особенности сезонной эксплуатации самолета .....	132

## ГЛАВА 1. ОБЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

### 1. Общие сведения

Самолет Як - 18Т (рис.1) конструкции Генерального конструктора по авиационной технике дважды Героя Социалистического труда Л. С. Яковлева представляет собой свободнонесущий однодвигательный моноплан с низкорасположенным крылом, однокилевым хвостовым оперением подкосно-расчалочного типа и трехопорным убирающимся шасси с носовым колесом (рис. 2, 3).

Самолет Як - 18Т предназначен для обучения и тренировки летного состава училищ гражданской авиации и авиационных клубов ДОСААФ; он выпускается промышленностью в двух вариантах: учебно-тренировочном и первоначального обучения.

Широкая кабина самолета Як - 18Т позволяет курсанту и инструктору располагаться рядом в процессе обучения. Удобное сдвоенное штурвальное управление, удачно скомпонованная аэродинамическая схема с тщательно подобранными основными параметрами частей самолета, современный комплекс радио и пилотажно-навигационного оборудования - все это позволило упростить технику пилотирования, значительно улучшить условия первоначального обучения пилотов и обучения элементам высшего пилотажа. Конструкция самолета позволяет выполнять следующие фигуры: простые и штопорные бочки, перевороты, полупетли, петли, боевые развороты, горки, штопор, спирали и скольжение.

Самолет обладает высокой проходимостью при рулении, разбеге и пробеге, что обеспечивается низким давлением в пневматиках колес шасси.

Самолет Як - 18Т - металлической конструкции, с полотняной обшивкой крыла и хвостового оперения. Планер самолета состоит из фюзеляжа, крыла и оперения.

Фюзеляж балочно-стрингерной конструктивно-силовой схемы, цельнометаллический, клепаной и клеесварной конструкции, состоит из передней и хвостовой частей.

В передней части фюзеляжа расположены отсек оборудования и кабина. В отсеке размещены агрегаты электрооборудования и воздушной системы. Кабина самолета - четырехместная, вентиляционного типа, спереди и сверху имеет фонарь, по бортам - двери размером 1250×850 мм, сзади - стенку, отделяющую ее от грузового отсека и хвостовой части фюзеляжа, начинающуюся со шпангоута № 13.

В кабине установлены два регулируемых по высоте и горизонтали кресла, обеспечивающие пилотам удобную работу с приборами, рычагами и рукоятками, установленными на приборной доске и среднем пульте. У задней стенки кабины самолета четырехместного варианта установлен двухместный пассажирский диван, за которым вверх кабины расположена багажная полка. Фонарь, остекление которого полностью из органического стекла, обеспечивает достаточную освещенность кабины и дает хороший обзор местности и взлетно-посадочной полосы. Кабина оборудована системой обогрева ног пилотов и обдува стекол козырька фонаря. Внутри кабина отделана павиномом и искусственной кожей.



Рис. 1. Самолет Як - 18Т

Непосредственно за кабиной расположен багажный отсек размером 1000×480×1000 мм, подход к которому осуществляется через люк размером 1000×480 мм на левом борту фюзеляжа. Над багажным отсеком находится второй отсек оборудования, где размещены агрегаты радионавигационного, радиосвязного, пилотажно-навигационного и электрооборудования. Нижнюю часть фюзеляжа, от багажного отсека до хвостового оперения, занимают антенны автоматического радиоконпаса, радиовысотомера и маркерного радиоприемника.

Крыло самолета - трапециевидное в плане, двухлонжеронное, состоит из прямоугольного центроплана и двух трапециевидных отъемных консолей.

Центроплан цельнометаллический. В корневом участке его правой половины, перед передним лонжероном, установлен масляный радиатор. Между передним и задним лонжеронами на левой и правой сторонах центроплана расположены купола и ниши главных ног шасси. По всему размаху центроплана вдоль заднего лонжерона расположен посадочный щиток.

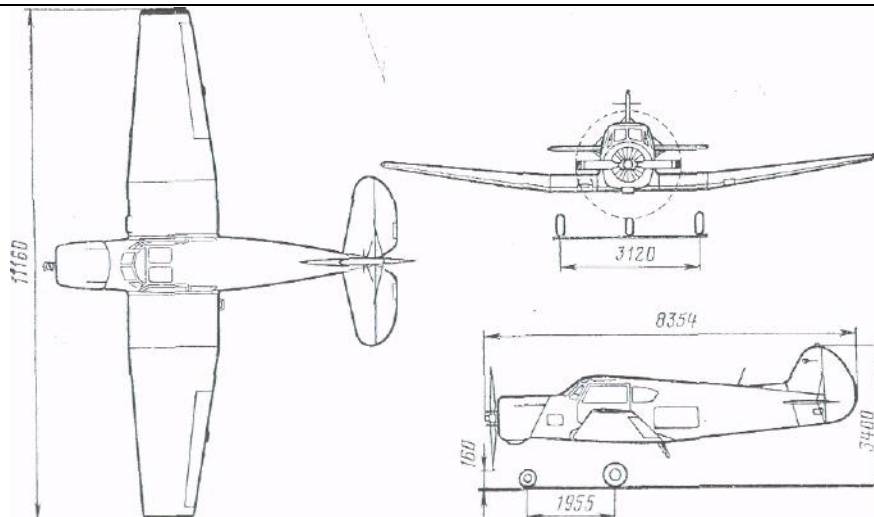


Рис. 2. Схема самолета Як - 18Т (три проекции)

Консоли крыла представляют собой двухлонжеронную ферменную конструкцию, состоящую из двух лонжеронов, нервюр и расчалок, крест-накрест расположенных в двух плоскостях. Консоли обтянуты полотняной обшивкой, воспринимающей только аэродинамическую нагрузку.

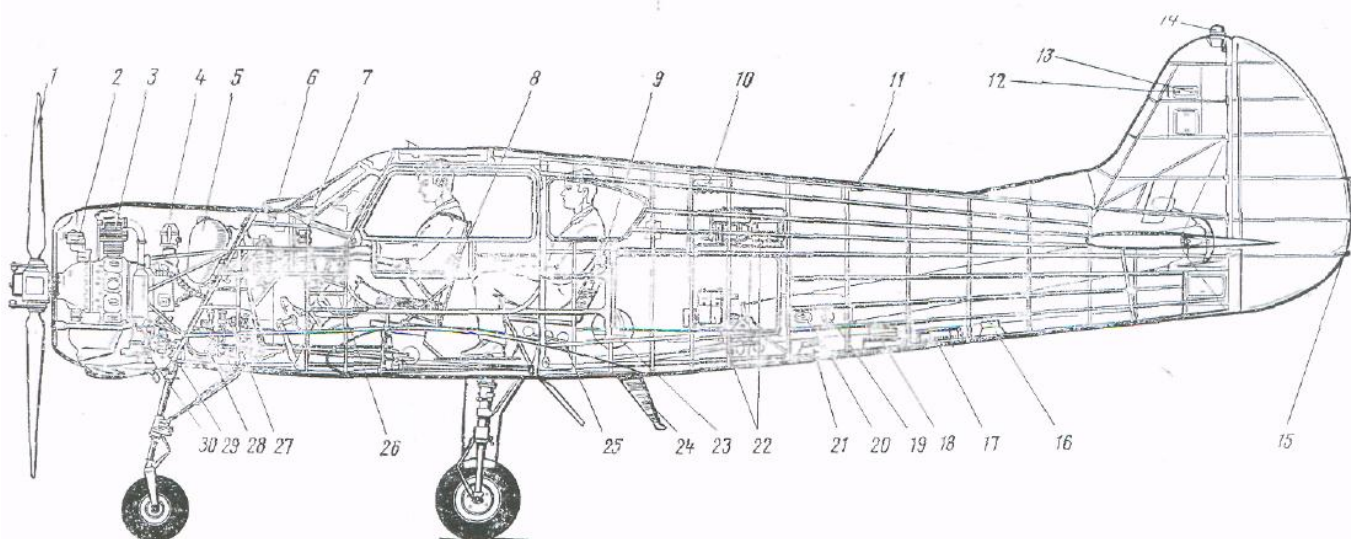


Рис. 3. Компонка самолета Як - 18Т (вид сбоку):

- |                                |  |  |
|--------------------------------|--|--|
| 1 - воздушный винт В530ТА-Д35; | 11 - объединенная штыревая антенна;            | 21 - приемная антенна РВ-5;              |
| 2 - регулятор;                 | 12 - глассадная антенна системы «Ось 1»;       | 22 - блоки оборудования;                 |
| 3 - двигатель М14П;            | 13 - курсовая антенна системы «Ось - 1»;       | 23 - баллон основной воздушной системы;  |
| 4 - генератор;                 | 14 - маяк МСЛ-3;                               | 24 - подножка;                           |
| 5 - масляный бак;              | 15 - хвостовой огонь;                          | 25 - щиток питания;                      |
| 6 - стеклоочиститель;          | 16 - передающая антенна РВ-5;                  | 26 - средний пульт;                      |
| 7 - приборная доска;           | 17 - антенна маркерного приемника;             | 27 - панель агрегатов воздушной системы; |
| 8 - кресло пилота;             | 18 - рамочная антенна АРК-9;                   | 28 - баллон аварийной воздушной системы; |
| 9 - пассажирский диван;        | 19 - штуцер зарядки воздушной системы;         | 29 - бензонасос;                         |
| 10 - щиток переменного тока;   | 20 - разъем аэродромного питания ШРАП - 500ХК; | 30 - карбюратор.                         |

В металлическом носке левой консоли установлена фара. В корневой части каждой консоли между лонжеронами размещены топливные баки, на концах консолей крепятся однощелевые элероны.

Хвостовое оперение самолета - однокилевое, подкосно-расчалочного типа, с килем, расположенным вдоль продольной оси самолета. Горизонтальное и вертикальное оперение - металлической конструкции с полотняной обшивкой. Горизонтальное, оперение трапециевидной формы в плане с закругленными концами, состоит из двух симметричных половин стабилизатора, двух половин руля высоты и двух триммеров. Вертикальное оперение состоит из трапециевидного кия с округленной верхней законцовкой гаргрота, руля направления и приклепанного к нему компенсатора. Горизонтальное и вертикальное оперение имеют постоянный по размаху симметричный профиль, несколько сужающийся на участках законцовок.

На самолете применена трехопорная схема шасси с передним относительно центра тяжести расположением третьей опоры (стойки). Основная нагрузка приходится на две главные опоры (стойки), расположенные позади центра тяжести

самолета. Передняя стойка шасси установлена в носовой части фюзеляжа и убирается в полете в фюзеляж назад по потоку. Колесо передней стойки шасси не тормозное, свободно ориентирующееся.

Главные стойки шасси установлены в центроплане и убираются к продольной оси самолета вдоль размаха крыла. Колеса главных стоек шасси тормозные. Для контроля за положением шасси на самолете установлена механическая и световая сигнализация. Стойки снабжены жидкостно-газовой амортизацией.

Система управления самолетом неавтоматического типа, со двоянным штурвальным и ножным управлением, места пилотов расположены рядом.

В систему входят управление элеронами, рулем высоты и направления, триммером руля высоты, посадочным щитком и тормозами колес главных стоек шасси.

Проводка управления элеронами жесткого типа, проводки управления рулем высоты и рулем направления смешанные.

Управление триммером руля высоты осуществляется только левым пилотом с помощью гибкой тросовой проводки, связанной со штурвалом, установленным в кабине на левом борту.

Запуск двигателя, выпуск и уборка шасси, управление посадочным щитком и тормозами колес осуществляются от основной воздушной системы самолета. В случае отказа основной воздушной системы управление щитком и тормозами, а также выпуск и уборка шасси производятся от аварийной воздушной системы. Запас сжатого воздуха систем размещен в двух баллонах - в баллоне основной системы емкостью 12 л и в баллоне аварийной системы емкостью 3 л. Рабочее давление в системах составляет 50 кгс/см<sup>2</sup>.

На самолете установлен авиационный бензиновый двигатель М14П мощностью 360 л.с., воздушного охлаждения, девятицилиндровый, однорядный, со звездообразным расположением цилиндров. Вместе с двухлопастным воздушным автоматическим винтом В530ТА-Д35 двигатель составляет винтомоторную группу (ВМГ), которая и создает силу тяги, необходимую для взлета и полета самолета.

Помимо двигателя и воздушного винта силовая установка включает в себя следующие агрегаты:

- раму крепления двигателя;
- капот двигателя и жалюзи;
- воздухозаборник карбюратора;
- выхлопной коллектор;
- систему управления агрегатами двигателя;
- топливную систему;
- масляную систему с воздушно - масляным радиатором;
- самолетные агрегаты, обслуживающие систему запуска двигателя и его работу.

Топливо на самолете размещено в двух основных баках емкостью по 95 л каждый и в расходном бачке, расположенном в центроплане емкостью 3,5 л. Каждый основной бак заправляется топливом через свою заливную горловину, расходный наполняется перетеканием топлива из основных баков. В двигатель топливо подается при помощи установленного на нем коловратного бензинового насоса. Масло размещено в баке емкостью 30 л, расположенном на нулевом шпангоуте. Циркуляция масла в системе принудительная.

Управление силовой установкой включает в себя управление:

- нормальным газом (наддувом);
- регулятором оборотов (шагом винта);
- пожарным краном;
- обогревом карбюратора;
- жалюзи капота;
- заслонкой выходного канала масляного радиатора.

Проводка управления выполнена тягами полужесткого типа с шаровыми и вильчатыми наконечниками.

Для питания электропотребителей самолет оборудован тремя системами электроснабжения:

- постоянного тока напряжением 28 В,
- переменного однофазного тока напряжением 115 В с частотой 400 Гц;
- переменного трехфазного тока напряжением 36 В с частотой 400 Гц.

В качестве основного источника электроэнергии постоянного тока на самолете используется генератор ГСР - 3000М, аварийным источником постоянного тока является аккумуляторная батарея 20КНБН-25. Электрическая сеть постоянного тока выполнена по однопроводной схеме с заземлением на массу самолета минусовых проводов от источников и потребителей электроэнергии. Источниками энергии переменного тока являются преобразователи ПО-250 и ПТ-200Ц (III серии).

## **2. Материалы, применяемые для изготовления самолета**

В качестве основного материала, примененного при изготовлении самолета, использованы алюминиевые сплавы: дюралюминий марок Д16АТ и Д16АМ; силумина АЛ9, АЛ19; сплавы АК6, АМГ, АМЦ.

Дюралюминий - сплав на основе алюминия, в который вводятся медь и магний для повышения прочности и твердости, марганец для повышения коррозионной стойкости; железо и кремний являются неизбежными примесями.

Для защиты от коррозии дюралюминий покрывается пленкой анодного покрытия (анодирование) или тонким слоем чистого алюминия (плакирование). Высоколегированный дюралюминий Д16Т на самолете Як-18Т применяется для силовых элементов конструкции - деталей каркаса, лонжеронов, шпангоутов, нервюр, обшивки и т. д.

Для заклепок используется низколегированный дюралюминий Д18 и алюминиевый сплав В65. Для изготовления деталей внутреннего набора применены силумины (сплавы алюминия с кремнием). Литые детали из силуминов АЛ9 и АЛ19 обладают хорошими механическими свойствами.

Качалки, кронштейны, внутренние узлы конструкции планера изготовлены из сплава АК6 (авиаль повышенной прочности), отличающегося исключительно высокой пластичностью в горячем состоянии и хорошо поддающегося ковке и штамповке. Цифры в маркировках алюминиевых сплавов обозначают номер сплава, а буквенные обозначения АЛ - алюминий литейный, АК - алюминий дляковки.

Для изготовления топливных и масляных баков, трубопроводов воздушной, топливной и масляной систем используются деформируемые алюминиевые сплавы АМцМ (отожженный), АМцП (полунагартованный), АМгМ. Эти сплавы хорошо свариваются, допускают глубокую штамповку в холодном состоянии, обладают высокой вибрационной прочностью.

Выбор сплавов для заклепок определяется требованиями к прочности конструкции. Для малонагруженных деталей применяются сплавы Д18П, Д19П, для более ответственных конструкций используются заклепки высокой прочности из сплава В65. Заклепки из сплавов Д18П, Д18А и В65 подвергаются предварительной термической обработке.

Кроме алюминиевых сплавов, в конструкции самолета Як-18Т применяется магниевый сплав МА5. Его использование обусловлено малым удельным весом, хорошей обрабатываемостью и достаточно высокими механическими свойствами ( $\sigma_B = 23 - 25 \text{ кг/см}^2$ ). Он применяется для изготовления барабанов колес, внутренних панелей кабины и т. д.

Наиболее нагруженные детали и узлы самолета Як-18Т изготовлены из стали марки 30ХГСА. Это хромомарганцовистокремнистая сталь (хромансиль) с содержанием углерода 0,28 - 0,35%. Она обладает повышенными механическими свойствами, хорошо сваривается дуговой и удовлетворительно всеми остальными видами сварки. Ленты расчалки крыла и оперения, валики и муфты к ним изготавливаются из среднеуглеродистой стали марки 45А. Болты, гайки, винты, втулки, трубопроводы и другие детали изготавливаются из малоуглеродистой стали марки 20А, 25. Для защиты от коррозии стальные детали покрываются слоем кадмия (кадмирование).

Для обшивки крыльев и хвостового оперения на самолете Як-18Т применяется хлопчатобумажная авиационная ткань АМ - 100 из мерсеризованной пряжи № 100/2, имеющая прочность на разрыв по основе 328 кг.

Остекление кабины самолета изготовлено из органического стекла СО-120-Л5 и СО-120-Л4.

### 3. Основные технические данные самолета

#### Общие данные

Экипаж	2 или 4 человека
Двигатель	М14П
Приведенная мощность у земли	360 л. с.
Воздушный винт	В530ТА-Д35, двухлопастной, воздушный, автоматический, тянущий
Запуск двигателя	воздушный
Нагрузка на 1 м <sup>2</sup> крыла (при взлетной массе 1650 кг)	86,7 кг/м <sup>2</sup>
Нагрузка на 1 л.с. на взлетном режиме	4,6 кг/л.с.
Стояночный угол самолета	2°
Угол установки двигателя	0°

#### Основные геометрические характеристики

Площадь крыла	18,8 м <sup>2</sup>
Размах крыла	11160 мм
Профиль крыла	Clark YH
Длина САХ	1740 мм
Удлинение крыла	6,6
Поперечное V крыла по линии 1/4 хорд	7°20'
Угол установки крыла	2°
Площадь элеронов	1,92 м <sup>2</sup>
Площадь посадочного щитка	1,6 м <sup>2</sup>
Размах горизонтального оперения	3540 мм
Площадь горизонтального оперения	3,185 м <sup>2</sup>
- руля высоты с триммером	1,235 м <sup>2</sup>
- вертикального оперения	1,7 м <sup>2</sup>
- руля направления	0,982 м <sup>2</sup>
Размеры кабины:	
Наибольшая - ширина	1280 мм
- высота	1250 мм
Длина самолета	8390 мм
Высота на стоянке	3400 мм
Ширина колеи шасси	3120 мм
База шасси на стоянке	1955 мм
Размер пневматиков тормозных колес главных стоек шасси	500×150 мм
Размер пневматика передней стойки шасси	400×150 мм



**Емкость систем самолета, применяемые топлива, масла, смазки**

Максимальная заправочная емкость масляного бака	30 л
Емкость двух топливных баков (без расходного бачка)	190 л
Емкость воздушных баллонов:	
- основного	12
- аварийного	3
Топливо двигателя	бензин Б91/115 ГОСТ 1012 - 72
Масло для двигателя	МК - 22; МС - 20С (ГОСТ 1013 - 49)
Жидкость для заливки в амортизационные стойки	АМГ - 10 ГОСТ 6799 - 63
Газ для зарядки амортизационных стоек	Азот ГОСТ 9293 - 59

**Эксплуатационные данные**

Давление в пневматиках колес:		
- главных стоек шасси	3+0,5 кгс/см <sup>2</sup>	
- передней стойки шасси	3+0,5 кгс/см <sup>2</sup>	
Начальное давление азота в амортизационных стойках:		
главных стоек шасси	нижняя полость	верхняя полость
передней стойки шасси	65±1 кгс/см <sup>2</sup>	24±1 кгс/см <sup>2</sup>
	55±1 кгс/см <sup>2</sup>	23±1 кгс/см <sup>2</sup>
Количество масла АМГ-10 для заливки и верхнюю полость амортизационной стойки:		
- передней стойки шасси	355 см <sup>3</sup>	
- главных стоек шасси	255 см <sup>3</sup>	
Стояночное обжатие амортизаторов		
- главных стоек шасси	60 мм	
- передней стойки шасси	0	
Стояночное обжатие пневматиков		
- главных стоек шасси	35 мм	
- передней стойки шасси	20 мм	
Рабочее давление в основной и аварийной воздушной системах	50 кг/см <sup>2</sup>	
Напряжение бортовой сети постоянного тока	28 В	
Напряжение бортовой сети переменного одно фазного тока частотой 400 Гц.	115 В	
Напряжение бортовой сети переменного трех фазного тока частотой 400 Гц	36 В	

**Основные летные данные (в стандартных условиях)**

Максимальная приборная скорость горизонтального полета	295 км/ч
Максимальная рабочая высота	4000 м
Время набора максимальной рабочей высоты	не более 35 мин

Регулировочные данные приведены в Таблице 1.

Взлетно-посадочные характеристики самолета приведены в Таблице 2.

Дальность полета на высоте  $H = 950$  м ( $G - 1650$  кг,  $G_T - 100$  кг, экипаж - 4 чел.), при полете на режиме минимальных часовых расходов топлива и остатке топлива в баках на 1 ч полета составляет 530 - 555 км, а время полета на этом же режиме - 3 ч. 12 мин.

Таблица 1. Регулировочные данные.

№ п/п	Показатель	Направление отклонения	Величина отклонения	Примечания
1	Элерон	Вверх	22° - 1°	
		Вниз	15° - 1°	
2	Руль высоты	Вверх	25° - 1°30'	
		Вниз	25° - 1°30'	
3	Руль направления	Вправо	27° - 1°	
		Влево	27° - 1°	
4	Посадочный щиток	Вниз	50° - 1°30'	
5	Триммеры руля высоты	Вверх	20° - 3°45'	
		Вниз	20° - 1°15'	
6	Штурвал	На себя	130 мм	От нейтрального положения
		От себя	130 мм	
		Влево	45° ± 1°	
		Вправо	45° ± 1°	
7	Педали	Вперед	95 мм	

8	Поворот переднего колеса	Назад	100 мм
		Влево	52° + 2°
		Вправо	52° + 3°

Таблица 2. Взлетно-посадочные характеристики

Показатель	Взлетная масса, кг	Характеристики в зависимости от условий прочности грунта	
		8 - 9 кг/см <sup>2</sup>	4 - 5 кг/см <sup>2</sup>
Скорость отрыва, км	1650	136	125
	1500	129	119
Длина разбега, м	1650	405	500
	1500	430	455
Взлетная дистанция до высоты 10 м	1650	840	920
	1500	725	830
Длина прерванного взлета, м	1650	715	700
	1500	-	-
Скорость касания (с выпущенным щитком), км/ч	1650	125 - 130	125
	1500	124	124
Длина пробега, м	1650	450	350
	1500	342	350
Длина посадочной дистанции с высоты 15м, м	1650	750	650
	1500	640	610

**Примечания:**

1. Допускается эксплуатация самолетов с грунтовых ВПП при взлетной массе 1650 кг с прочностью грунта  $\delta \geq 4$  кг/см<sup>2</sup>.
2. Из-за отсутствия на самолете кислородного оборудования полеты на высотах более 4000 м запрещаются.

**Летные ограничения**

Максимально допустимая приборная скорость при пикировании	400 км/ч
Максимально допустимая приборная скорость при болтанке	360 км/ч
Ограничения по скоростным напорам	$q=435$ кг/м <sup>2</sup> $q_{max}=625$ кг/м <sup>2</sup>
Максимально допустимая приборная скорость для выпуска шасси и щитка	200 км/ч
Приборные скорости сваливания при торможении, при работе двигателя на режиме малого газа:	
- с убраннным щитком	120 - 123 км/ч
- с выпущенными щитком и шасси	112 - 114 км/ч
- на первом номинальном режиме с убраннным щитком	102 - 105 км/ч
- на взлетном режиме с выпущенными щитком и шасси	97 км/ч
Максимально допустимые эксплуатационные перегрузки:	
- при взлетной массе 1500 кг	
- положительная	+6,48 g
- отрицательная	- 3,24 g
- при взлетной массе 1650 кг;	
- положительная	+5,0 g
- отрицательная	- 2,5 g
Максимально допустимая скорость боковой составляющей ветра под углом 90° к ВПП, м/с.	
- при взлете	12 м/с
- при посадке	10 м/с

**Массовые и центровочные данные**

	Варианты	
	Учебно-тренировочный	Первоначального обучения
Взлетная масса, кг	1650	1500
Полная нагрузка, кг	438	304
В том числе:		
- топливо, кг	100	100
- снаряжение и экипаж, кг	338	204
Емкость маслобака, кг	18	18
Масса пустого самолета, кг	1200	1200

Положение центра тяжести, % САХ		
- при взлете (шасси убрано, полная заправка)	26,0	19,5
- на посадке (шасси выпущено, 23 кг топлива и 7 кг масла)	24,0	17,0
Допустимый диапазон центровок, %	13÷28	13÷20
Допуск на массу пустого самолета		+ 1 %
Допуск на центровку пустого самолета		± 1 %

Выпуск шасси смещает центр тяжести самолета вперед на 0,6 - 0,8% САХ,

Расход 8 кг. масла смещает ц.м. самолета назад на 0,5% САХ.

В варианте первоначального обучения вес экипажа указан с парашютами С-3 (195 кг).

В учебно-тренировочном варианте парашюты не применяются.

#### 4. Прочность самолета

В процессе эксплуатации на отдельные части и элементы конструкции самолета действуют разнообразные нагрузки. Величину и характер распределения этих нагрузок регламентируют нормы прочности самолетов, с помощью которых устанавливается классификация самолетов и расчетные случаи, определяющие наибольшие нагрузки основных частей самолета. Определение этих нагрузок производится с учетом назначения самолета, его полетного веса и максимальной скорости полета. Нагрузки подразделяются на поверхностные и объемные (массовые). Поверхностные нагрузки создаются: аэродинамическими силами, возникающими на поверхностях самолета, обтекаемых воздушным потоком; силой тяги двигателей (двигателя); силами реакции на колесах при движении по земле. К массовым нагрузкам относятся силы веса и инерции. Под действием перечисленных нагрузок элементы конструкции самолета могут деформироваться, т. е. изменять свои первоначальные размеры и форму. Деформации бывают упругими и остаточными. Упругими называются деформации, которые исчезают после прекращения действия на самолет внешних сил. Остаточные деформации остаются на элементах конструкции самолета после прекращения действия внешних сил.

Прочностью самолета называют способность самолета выдерживать действующие на него внешние нагрузки без разрушения и появления остаточных деформаций.

По существующим нормам прочности самолеты подразделяются на три класса: «А» - маневренные; «Б» - ограниченно маневренные; «В» - неманевренные самолеты, на которых не разрешается выполнять фигуры высшего пилотажа.

Согласно этой классификации определение нагрузок в полетных и посадочных случаях нагружения для самолета Як-18Т производилось как для самолетов третьей группы класса «А» - вариант первоначального обучения, так и для самолетов класса «В» - вариант учебно-тренировочный. Для удобства расчетов величины поверхностных или массовых сил выражаются через коэффициенты перегрузки.

Коэффициентом перегрузки  $n$ , или перегрузкой, называется отношение равнодействующей поверхностных сил  $R$ , действующих на самолет, к его весу  $G$  (рис. 4), т.е.

$$n = R/G$$

Разложив силу  $R$  на составляющие по осям координат, получим составляющие перегрузки  $n_x, n_y, n_z$ .

Для самолета Як-18Т наибольшей по величине поверхностной силой является подъемная сила, поэтому наибольшей перегрузкой в полете будет перегрузка.

$$n_{\text{э}} = Y/G$$

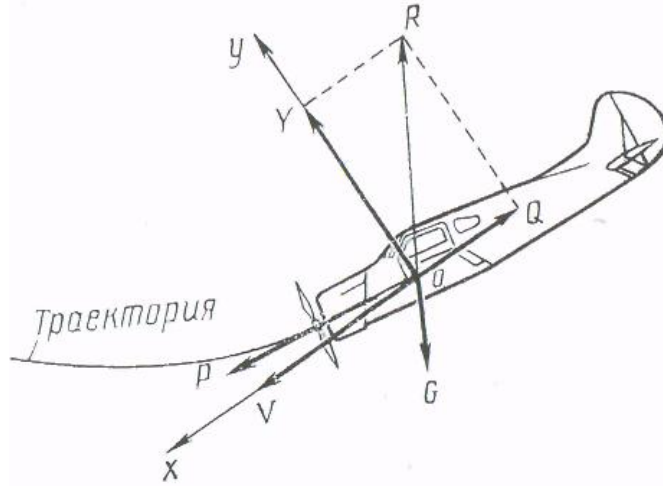
В горизонтальном установившемся полете подъемная сила равна весу самолета, а коэффициент эксплуатационной перегрузки равен единице.

$$n_{\text{э}} = n_{\text{э}} = Y/G = 1$$

Величины максимальной ( $n_{\text{эmax}}$ ) положительной и минимальной ( $n_{\text{эmin}}$ ) отрицательной эксплуатационной перегрузок выбираются как наибольшие по абсолютной величине из двух значений:

- максимальной маневренной перегрузки, возникающей при выполнении фигур пилотажа;
- максимальной перегрузки при полете в беспокойном воздухе.

Перегрузка, на величину которой производится расчет предельной прочности конструкции, называется расчетной и обозначается  $n_p$ . Число, показывающее, во сколько раз расчетная перегрузка больше эксплуатационной, называется коэффициентом безопасности и обозначается буквой  $f$ . Наименьшее значение коэффициента безопасности выбирается из условия отсутствия в элементах конструкции остаточных деформаций при максимально допустимой эксплуатационной перегрузке.



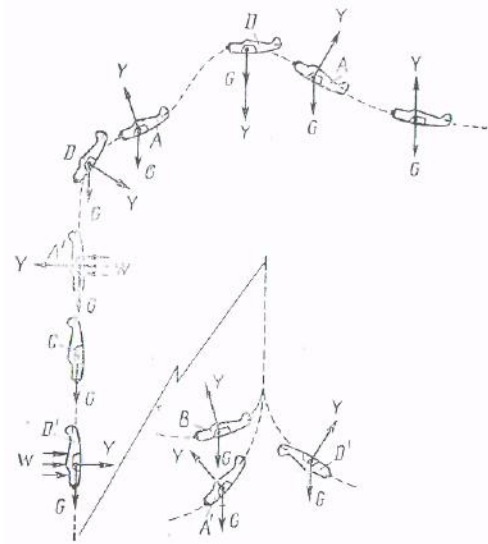
**Рис. 4. Схема сил, действующих на самолет в полете.**

- Y - Подъемная сила;
- Q - Сила лобового сопротивления;
- G - Вес самолета;
- P - Сила тяги;
- R - Равнодействующая поверхностных сил.

При расчете самолета на прочность и его статических испытаниях выбран ряд положений, обуславливающих наиболее тяжелые условия нагружения его основных деталей. Эти положения в требованиях к прочности называются случаями нагружения.

Каждый случай нагружения имеет свое буквенное обозначение. На рис. 5 показана траектория полета самолета с отмеченными на ней точками, соответствующими определенным расчетным случаям (табл. 3).

Как видно из рис. 5 и табл. 3, нормированные случаи полета дают возможность обследовать весь диапазон предельных режимов полета и охватывают весь диапазон летных углов атаки. Прочность агрегатов и узлов самолета проверяется при всех перечисленных и других, не вошедших в табл. 3, в основном посадочных случаях нагружения.



**Рис. 5. Траектория полета самолета с отмеченными определенными расчетными случаями:**

- A - соответствует выходу самолета из пикирования или входу в горку;
- A' - соответствует началу выхода из пикирования с  $V_{max\ max}$ , а также полету в болтанку на  $V_{max}$ ;
- B - возможен при тех же маневрах, что и случай A';
- C - соответствует вертикальному пикированию;
- D - соответствует резкому входу в пикирование и полету в болтанку;
- D' - возможен при отрицательном выходе из пикирования и при действии горизонтального порыва ветра при пикировании

Путем сравнения для каждого агрегата самолета выбирается наиболее тяжелый случай, который и будет являться расчетным случаем для определения прочности данного агрегата. Так, для крыла, фюзеляжа, оперения расчетными случаями могут быть случаи A, A', B. Случай C - полет самолета при

$n_y = 0$  со скоростным напором  $q = q_{max\ max}$  и с отклоненными элеронами может оказаться расчетным по кручению для крыла, а для расчета на прочность кресла пилота и пассажирских кресел (дивана) расчетным чаще всего оказывается случай аварийной посадки. При расчете прочности самолета Як-18Т принята максимальная допустимая эксплуатационная перегрузка по прочности крыла, равная 5.

**Таблица 3. Расчетные случаи предельных условий нагружения.**

Случаи нагружения	Характеристики			Случаи нагружения	Характеристики		
	$n_{\Sigma}$	q	f		$n_{\Sigma}$	q	f
A	$n_{\Sigma\ max}$	$\frac{N_{a\ max} \cdot G/S}{C_{y\ max}}$	1,5	C	0	$g\ max\ max$	2

$A'$	$n_{\text{Э max}}$	$g \text{ max}_{\text{max}}$	1,5	$D$	$n_{\text{Э max}}$	$\frac{N_{\text{amax}} G/S}{C_{y\text{max}}}$	1.5
$B$	$0,5n_{\text{Э max}}$		2	$D'$	$n_{\text{Э min}}$	$g \text{ max}_{\text{max}}$	1.5

Принимая во внимание данные табл. 3, для самолета Як-18Т максимальная расчетная перегрузка

$$n_p = n_{\text{Э}} f = 5 \times 1,5 = 7,25$$

Для расчета на прочность шасси самолета в нормах прочности предусмотрено несколько расчетных случаев, обусловленных нагружением самолета при посадке, взлете и движении по земле. Для каждого расчетного случая устанавливается максимально допустимая эксплуатационная перегрузка в зависимости от посадочной скорости и полетной массы. Так, при расчете прочности главной стойки шасси самолета Як-18Т в случае посадки эта перегрузка равна 3,6; передней стойки - 3,36. Коэффициент безопасности  $f = 1,3$ . Из условий нагрузок, величины которых определяются в зависимости от посадочной скорости и полетной массы самолета, подбирается и амортизация шасси. Нормированная эксплуатационная работа, которую должна воспринять амортизация шасси (амортизаторы плюс пневматики), определяется по формуле.

$$A_{\text{Энорм}} = \frac{m V_y^2}{2}$$

где  $m = G/g$  масса самолета;

$V_y$  - вертикальная скорость самолета в момент его соприкосновения с землей.

#### Примечание

Максимальная полетная масса самолета при расчетах на прочность принималась равной 1650 кг.

Окончательно нагрузки на шасси и перегрузки, возникающие при поглощении амортизаторами и пневматиками шасси нормированной работы, определяются при копровых испытаниях стоек шасси. Амортизация главных опор шасси самолета Як-18Т поглощает работу  $A_{\text{Энорм}} = 702$  кгс/м при перегрузке  $n_{\text{Э}} = 3,44$ ; амортизация передней ноги шасси поглощает работу  $A_{\text{Энорм}} = 226$  кгс/м при перегрузке  $n_{\text{Э}} = 3,27$ . На случай посадки более грубой, чем нормируемая, предусматривается расчет амортизации на поглощение работы:  $A_{\text{max}} = 1,5 A_{\text{Энорм}}$

В этом случае при копровых испытаниях главной стойки была получена (при поглощении  $A_{\text{max}} = 526$  кгс/м) перегрузка  $n_{\text{max}} = 4,18$ , а для передней стойки при поглощении  $A_{\text{max}} = 339$  кгс/м  $n_{\text{max}} = 4,15$ . Перегрузки, возникающие при поглощении амортизацией шасси нормированной и максимальной работы при ударе самолета, не должны превышать максимально допустимую эксплуатационную перегрузку для шасси.

Авиационные конструкции обычно являются статически неопределимыми системами. При работе таких систем за пределом пропорциональности и с учетом потери устойчивости отдельных элементов нарушается линейная зависимость между внешней нагрузкой и напряжениями в элементах конструкции. Во всех элементах конструкции должно выполняться следующее условие:

$$\sigma_p \leq \sigma_{\text{разр}}$$

где  $\sigma_p$  - расчетное напряжение;

$\sigma_{\text{разр}}$  - разрушающее напряжение, равное временному сопротивлению материала  $\sigma_{\text{в}}$  для растянутого и критическому напряжению  $\delta_{\text{кр}}$  для сжатого элемента конструкции. Отсюда:

$$\sigma_p \leq \sigma_{\text{в}} \sigma_{\text{кр}}$$

или

$$\eta \sigma_p = \delta_{\text{б}} \sigma_{\text{кр}}$$

где  $\eta$  - запас прочности элемента конструкции.

Для всех элементов конструкции самолета запас прочности должен быть больше или равным единице.

Минимальные запасы прочности основных агрегатов самолета Як-18Т, полученные в результате расчетов, следующие:

Агрегаты и узлы самолета	$\eta$
Фюзеляж	1,03
Крыло	1,03
Элерон	1,17
Горизонтальное оперение	1,05
Вертикальное оперение	1,09
Тормозной щиток	1,06
Фонарь кабины	1,30
Кресло пилота	1,20
Диван	1,50
Капот	1,07
Моторама	1,32
Главная стойка шасси	1,02

Выше рассматривалась статическая прочность самолета, которая обеспечивается при максимально допустимой в эксплуатации перегрузке. При ее превышении в полете или на посадке возможны разрушения агрегатов самолета. Но разрушение конструкции может наступить и от нагрузок, которые вызывают в ее элементах рабочие напряжения, значительно меньшие по величине, чем напряжения, возникающие от максимально допустимых эксплуатационных нагрузок. Эти нагрузки многократно повторяются и носят переменный характер. К ним относятся нагрузки, возникающие в процессе пилотажа, движения самолета по земле, при взлете и посадке, а также нагрузки от порывов ветра.

Разрушения от длительного воздействия многократно повторяющихся нагрузок называют усталостными. Механизм такого разрушения элемента конструкции можно упрощенно представить следующим образом: возникающие при действии переменных напряжений микротрещины, источником которых являются конструктивные (выточки, отверстия), технологические (риски, дефекты самого материала) или эксплуатационные (царапины, надрезы, коррозия) концентраторы напряжений, при определенном уровне напряжений развиваются вглубь сечения элемента, уменьшая его. Концы каждой трещины, в свою очередь, являются источниками концентрации напряжений, так что число трещин увеличивается. Поэтому разрушение протекает вначале медленно, затем скорость развития трещин под действием переменных напряжений интенсивно нарастает и процесс разрушения происходит подобно разрушению хрупких материалов при их статическом нагружении.

Усталостная выносливость агрегатов и систем самолета зависит от многих факторов, таких как совокупность нагрузок, действующих на самолет, степень конструктивно-технологической отработки конструкции в целом и отработки ее элементов, устойчивость физико-химических характеристик деталей, применяемые материалы, качество поверхностного слоя этих материалов. Большое внимание отводится вопросам обеспечения выносливости агрегатов и систем самолета в эксплуатации, когда на конструкцию самолета, кроме уже перечисленных разрушающих факторов, действует еще и окружающая атмосфера с колебаниями ее температуры, влажностью, засоренностью различными активными веществами, солнечные лучи.

Под влиянием этих факторов элементы конструкции подвергаются коррозии, происходит износ трущихся поверхностей, появляются трещины или разрушения отдельных узлов и деталей, происходит накопление повреждений в результате взаимодействия всей совокупности нагрузок.

Выносливость и эксплуатационная надежность самолета во многом зависит от действия инженерно-технического и летного состава, эксплуатирующего его. Несвоевременное или некачественное выполнение регламентных работ, а также работ при подготовке самолета к полетам может привести к значительному снижению эксплуатационной надежности. Забоины и царапины на элементах конструкции планера и двигателя могут привести к снижению выносливости а, следовательно, и долговечности этих элементов конструкции.

В большинстве случаев усталостные разрушения можно предупредить, так как от появления признаков усталости до усталостного разрушения проходит определенное время, в течение которого деталь полностью выполняет свои функции. Задача инженерно-технического состава - своевременно заметить признаки усталостного разрушения и не допустить его распространения. В свою очередь, задача летного состава - грамотно эксплуатировать самолет в воздухе, не превышая предельных значений перегрузок и скоростей.

### **5. Ресурсы и сроки службы**

Одним из основных условий обеспечения безопасности полета самолета является правильное назначение ресурсов для планера самолета, двигателя, их систем и агрегатов. При назначении ресурсов принимаются во внимание и такие факторы, как экономическая рентабельность, необходимость замены устаревшей авиационной техники из-за ее морального износа, но главным является обеспечение безопасности полетов. Для самолетов устанавливают различные виды ресурсов: назначенный, межремонтный, ресурс (срок службы) до первого ремонта и гарантийная наработка.

**Гарантийная наработка** - наработка изделия, до завершения которой изготовитель гарантирует и обеспечивает выполнение определенных требований к изделию при условии соблюдения потребителем правил эксплуатации, в том числе правил хранения и транспортирования. Для самолета Як-18Т гарантийная наработка составляет соответственно 500 летных часов или 1500 посадок в течение двух лет эксплуатации.

**Назначенный ресурс** (срок службы) - наработка изделия, при достижении которой эксплуатация должна быть прекращена независимо от состояния изделия. Этот ресурс задается, назначается в тактико-технических требованиях к самолету. В тактико-технических требованиях к учебно-тренировочному самолету Як-18Т назначенный ресурс зависит от многих факторов и подтверждается на основании анализа результатов научно-исследовательских работ и испытаний. К числу работ, необходимых для определения назначенного ресурса, следует отнести как комплекс лабораторно-стендовых испытаний, проводимых в процессе проектирования и создания опытного образца самолета, так и комплекс лабораторных испытаний на серийном заводе, а также летные испытания и исследования серийных самолетов.

**Межремонтный ресурс** - календарная продолжительность эксплуатации изделия между двумя последовательными ремонтами.

Немаловажное значение имеют обобщение опыта эксплуатации и анализ материалов ремонтных предприятий. До завершения всех необходимых комплексов научно-исследовательских работ и испытаний самолету, двигателю, их агрегатам и системам временно установлены ресурсы:

- ресурс до первого капитального ремонта - 500 летн.ч в течение двух лет эксплуатации;
- назначенный ресурс самолета - 1000 летн.ч;

- назначенный ресурс шасси - 3000 посадок.

По окончании каждого этапа исследовательских работ и испытаний и по мере накопления опыта эксплуатации эти ресурсы будут продлеваться с расчетом доведения их до 10000 летн.ч.

## ГЛАВА 2. ФЮЗЕЛЯЖ

### 1. Общие сведения

По своему назначению фюзеляж является основной частью самолета. К нему крепятся двигатель, крыло, хвостовое оперение, в фюзеляже размещается экипаж, оборудование и полезная нагрузка.

Фюзеляж самолета Як-18Т балочно-стрингерного типа, цельнометаллической клепаной конструкции и состоит из каркаса и работающей обшивки. Конструкция фюзеляжа при изготовлении обеспечивает технологическое его расчленение на две части, что дает возможность производить сборку отсеков в двух стапелях. Носовая часть фюзеляжа в производстве неразъемно стыкуется с хвостовой по шпангоуту № 13. Между шпангоутами № 1 и 1А расположен отсек оборудования, в котором размещены агрегаты электрооборудования и воздушной системы.

В нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 0 и 4 находится ниша передней ноги шасси, образованная передней балкой фюзеляжа и средним пультом кабины. К передней части фюзеляжа крепится двигатель. Между шпангоутами № 4 и 7 нижняя часть каркаса фюзеляжа вырезана под центроплан крыла. Каркас фюзеляжа неразъемно стыкуется с каркасом центроплана по шпангоутам № 4 и 7 фюзеляжа и по переднему и заднему лонжеронам центроплана болтами с помощью фитингов.

Кабина самолета расположена между шпангоутами № 1А и 10.

Верхняя часть фюзеляжа между шпангоутами № 2 и 7 вырезана под фонарь кабины, между шпангоутами № 3 и 7 слева и справа имеются вырезы под двери кабины. Окантовка дверных проемов выполнена балками коробчатого сечения 29 по стрингерам № 9 и П-образными профилями по шпангоутам № 3 и 7 и по стыку с фонарем. На фюзеляже рядом с каждой дверью расположены поручни, облегчающие посадку экипажа и пассажиров в самолет. Между шпангоутами № 9 и 13 находится багажный отсек.

За шпангоутом № 18 верхняя часть фюзеляжа до стрингеров № 7 срезана и закрыта обшивкой, образуя ровную площадку с узлами для установки хвостового оперения.

### 2. Нагрузки, действующие на фюзеляж

В полете на фюзеляж действуют нагрузки от поверхностных и массовых сил. К поверхностным силам относятся силы, передаваемые фюзеляжу прикрепленными к нему другими частями самолета (крылом, оперением, шасси, силовой установкой), а также аэродинамические силы, действующие на внешнюю поверхность фюзеляжа. Массовыми силами фюзеляж нагружается от грузов и агрегатов, расположенных внутри него, и собственной массой конструкции.

Нагрузки на фюзеляж от массовых сил и силы тяги двигателя в полете сравнительно невелики и не являются определяющими для общей прочности фюзеляжа. Основными нагрузками являются нагрузки от аэродинамических сил, действующих на крыло и хвостовое оперение. Аэродинамические силы, действующие на крыло, нагружают передний и задний лонжероны центроплана и через узлы стыковки с фюзеляжем - шпангоуты № 4 и 7, которые передают нагрузку на обшивку фюзеляжа.

Большие нагрузки приходят от аэродинамических сил, действующих на хвостовое оперение.

На горизонтальном оперении в полете возникает аэродинамическая сила  $Y_{\text{г.о.}}$  (рис. 7, а), направленная вверх или вниз. Эта сила во всех сечениях хвостовой части фюзеляжа вызывает изгибающий момент  $M_{\text{изг.г.о.}} = Y_{\text{г.о.}} L_{\text{г.о.}}$  и поперечную силу  $Q_{Y_{\text{г.о.}}}$ , действующие в вертикальной плоскости.

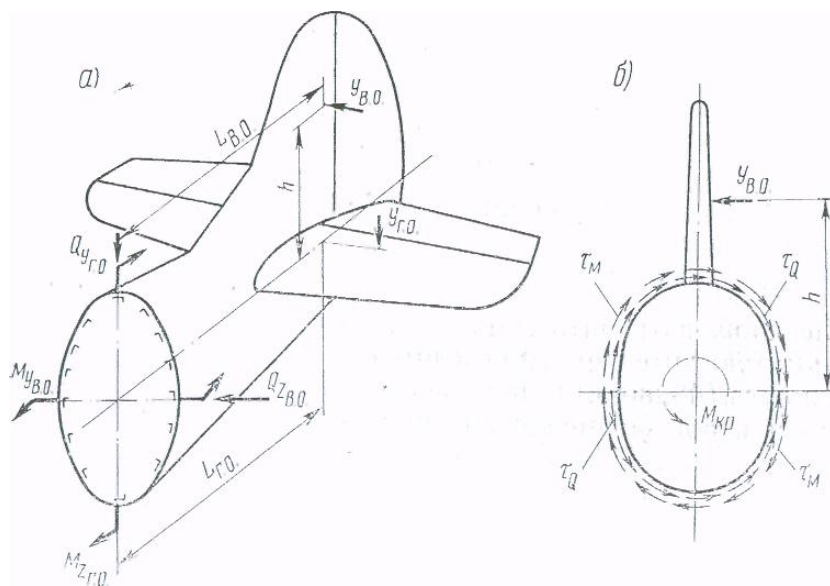
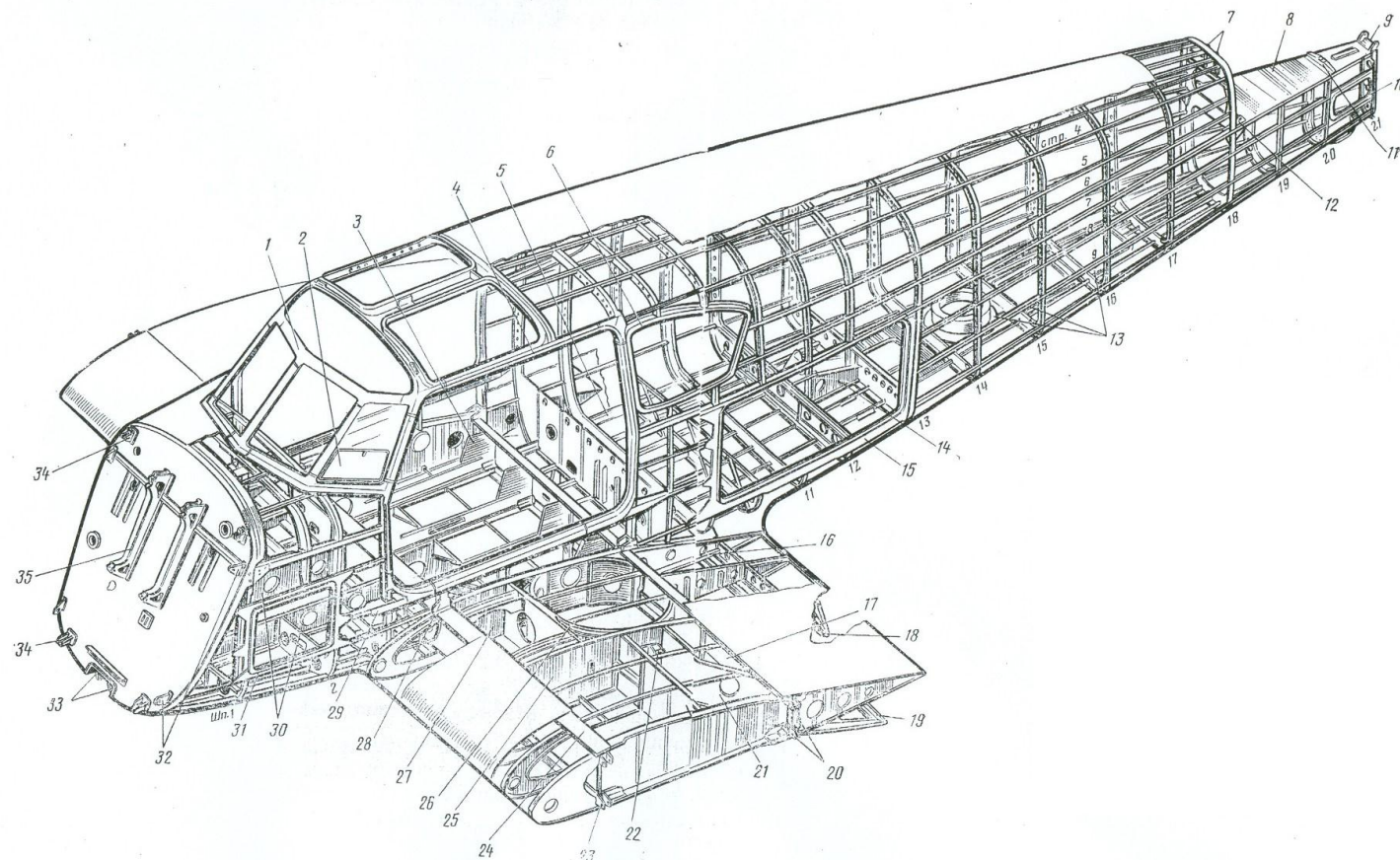


Рис. 7. Нагрузки, действующие на фюзеляж от хвостового оперения:

- а) - изгибающие усилия;  
б) - скручивающие усилия





**Рис. 6 Каркас фюзеляжа и центроплана:**

- |  |  |   |
|--|--|---|
| 1 - фонарь;  | 12 - кронштейны крепления переднего лонжерона стабилизатора; | 24 - передний лонжерон центроплана;           |
| 2 - форточка;  | 13 - окантовка вырезов под антенны;                          | 25 - нервюра № 2 центроплана;                 |
| 3 - диафрагма;   | 14 - балка с кронштейном системы управления рулем высоты;    | 26 - обшивка купола шасси;                    |
| 4 - окантовка двери;                                       | 15 - окантовка люка багажного отсека;                        | 27 - корневая нервюра;                        |
| 5 - нижний лонжерон;                                       | 16 - кронштейны шпангоута № 7;                               | 28 - кронштейн шпангоута № 4;                 |
| 6 - рама окна;   | 17 - задний лонжерон центроплана;                            | 29 - балка;                                   |
| 7 - кронштейн крепления переднего лонжерона киля;          | 18 - подножка;   | 30 - передние балки;                          |
| 8 - обшивка;   | 19 - посадочный щиток;                                       | 31 - окантовка люка;                          |
| 9 - кронштейны крепления заднего лонжерона киля;           | 20 - задний стыковой узел;                                   | 32 - кронштейны крепления рамы двигателя;     |
| 10 - окантовка люка;                                       | 21 - обшивка ниши главной ноги шасси;                        | 33 - кронштейн крепления передней ноги шасси; |
| 11 - кронштейны крепления заднего лонжерона стабилизатора; | 22 - кронштейны крепления замка убранного положения шасси;   | 34 - кронштейны крепления капота;             |
|  | 23 - передний стыковой узел;                                 | 35 - кронштейны крепления маслобака.          |

На вертикальном оперении при отклонении руля направления возникает аэродинамическая сила  $Y_{\epsilon.o.}$ , направленная в противоположную сторону отклонения руля. Она также вызывает изгибающий момент

$M_{изг.в.о.} = Y_{\epsilon.o.} L_{\epsilon.o.}$  и поперечную силу  $Q_{Z\epsilon.o.}$ , действующие в горизонтальной плоскости. Так как аэродинамическая сила вертикального оперения приложена выше оси симметрии фюзеляжа, то, кроме изгибающего момента  $M_{Y_{изг.в.о.}}$  и поперечной силы  $Q_{Z\epsilon.o.}$ , на фюзеляж действует и крутящий момент

$M_{кр.в.о.} = Y_{\epsilon.o.} \times h$ , стремящийся закрутить фюзеляж (рис. 7, б).

Усилия от изгибающих моментов воспринимаются обшивкой и стрингерами, которые при этом работают на растяжение и сжатие. Если изгибающий момент действует снизу вверх, нижняя обшивка и стрингеры подвергаются растяжению, а верхние - сжатию. Усилия от крутящих моментов воспринимаются обшивкой, подкрепленной стрингерами и шпангоутами.

Под действием крутящих моментов и поперечных сил сечения фюзеляжа работают на сдвиг, воспринимаемый обшивкой фюзеляжа.

В обшивке возникают внутренние силы, препятствующие сдвигу, возникают касательные напряжения  $T_Q$  от поперечных сил, касательные напряжения от крутящего момента  $T_M$ .

Эти напряжения в верхней обшивке фюзеляжа суммируются, так как направлены в одну сторону, а в нижней обшивке вычитаются - напряжения здесь направлены в разные стороны. Следовательно, наиболее нагруженной является верхняя обшивка фюзеляжа, поэтому верхняя обшивка фюзеляжа имеет большую толщину, равную 1,0 мм.

При посадке фюзеляж нагружается массовыми силами от собственной массы, массы агрегатов и загрузки. Эти силы вызывают изгибающий момент и поперечную силу в вертикальной плоскости, а при посадке со сносом и в горизонтальной. Наиболее нагруженной при посадке является передняя часть фюзеляжа, так как здесь расположены элементы самолета, имеющие большую массу: двигатель, масляный бак и др.

Изгибающий момент и поперечная сила воспринимаются обшивкой со стрингерами и продольными силовыми балками, проходящими по низу носовой части фюзеляжа. В стрингерно-балочном фюзеляже подкрепленная обшивка воспринимает изгибающий момент, перерезывающую силу, крутящий момент и является основным силовым элементом его конструкции.

Шпангоуты фюзеляжа имеют то же назначение, что и нервюры в крыле. В отличие от нервюр воздушная нагрузка, приходящаяся на контур шпангоута, незначительна, и ее обычно не учитывают, принимаются во внимание лишь силы, действующие от агрегатов или грузов, имеющих узлы крепления на шпангоутах. Кроме того, шпангоуты воспринимают на себя нагрузку, являющуюся следствием изгибной деформации фюзеляжа. Так как тонкая обшивка со стрингерами большой длины плохо работает на сжатие, шпангоуты препятствуют потере ею устойчивости. Шпангоуты и стрингеры разбивают обшивку фюзеляжа на клетки, что дает возможность подкрепленной обшивке воспринимать нормальные и касательные усилия.

Многочисленные вырезы в обшивке фюзеляжа под двери, багажный люк, технологические люки для подхода к агрегатам, под антенны ослабляют обшивку, увеличивают местные напряжения. Для предотвращения потери устойчивости материала в таких местах устанавливается обшивка большей толщины, а вырезы окантовываются профилированными листовыми накладками или прессованными профилями.

### 3. Конструкция фюзеляжа

Фюзеляж (см. рис. 6) состоит из каркаса и работающей обшивки. Каркас фюзеляжа образован поперечным и продольным наборами.

Поперечный набор каркаса состоит из 22 шпангоутов от № 0 до № 21 и одного полушпангоута № 1А, установленного между шпангоутами № 1 и 2. Шпангоуты фюзеляжа подразделяются на нормальные и силовые.

**Нормальные шпангоуты** обеспечивают поперечную форму фюзеляжа и воспринимают усилия от аэродинамических сил, действующих на обшивку. Нормальные шпангоуты состоят из отдельных частей, соединенных между собой накладками и заклепками. Каждая часть шпангоутов штампуются из материала Д16АМ и имеет Z - образное сечение. В местах прохода стрингеров в шпангоутах сделаны стандартные просечки.

Шпангоуты № 1, 2, 3 (рис. 8) в нижней части усилены горизонтальными и вертикальными профилями.

К горизонтальным профилям крепятся панели пола кабины самолета. При помощи вертикальных профилей шпангоуты соединяются с силовой балкой фюзеляжа. Снизу по оси симметрии балки шпангоутов вырезаны под отсек уборки передней ноги шасси. Шпангоуты № 5, 6, 8, 9, 10, 11 и 12 также частично вырезаны. Шпангоуты № 5 и 6 имеют вырез под дверь, 8 и 9 - под окна кабины, а 10, 11, 12 - под люк грузового отсека.

Нижние части этих шпангоутов усилены, так как на них устанавливаются панели пола багажного отсека. Шпангоуты № 14 (рис. 9), 15, 16, 17, расположенные в хвостовой части фюзеляжа, вырезов и усиленных не имеют.

**Силовые шпангоуты.** Шпангоуты, к которым производится стыковка центроплана и оперения, а также шпангоуты, воспринимающие сосредоточенные нагрузки от двигателя и шасси, являются силовыми. К ним относятся: шпангоут № 0, к которому крепится рама двигателя, передняя нога шасси и маслбак; шпангоуты № 4 и 7, имеющие узлы для стыковки фюзеляжа с центропланом;

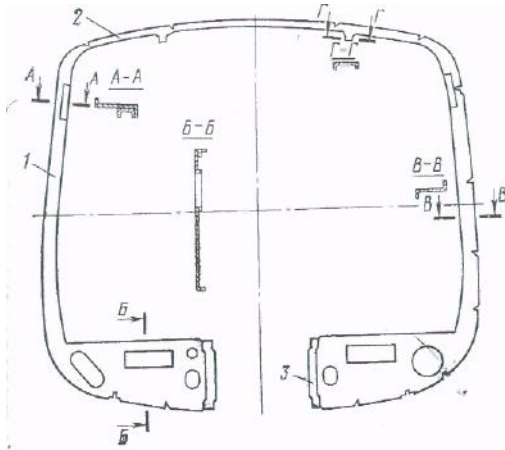


Рис. 8. Нормальные шпангоуты № 1, 2, 3:

- 1 - боковины;
- 2 - верхняя часть;
- 3 - продольные балки.

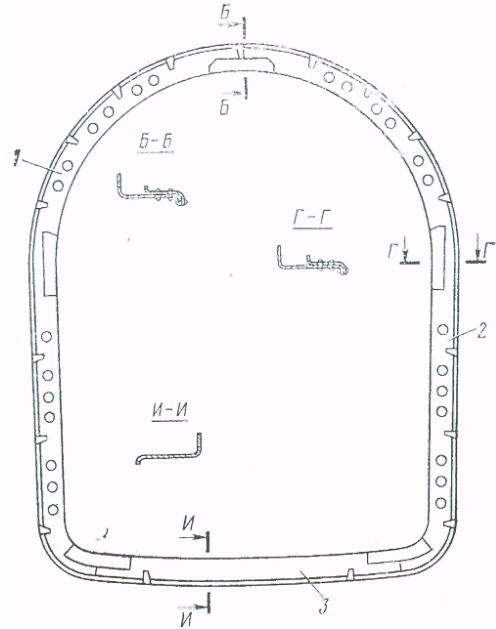


Рис. 9. Нормальный шпангоут № 14:

- 1 - верхняя часть;
- 2 - боковины;
- 3 - нижняя часть.

шпангоут № 13, но которому осуществляется неразъемное соединение двух частей фюзеляжа; шпангоуты № 18, 20 и 21 с кронштейнами крепления хвостового оперения.

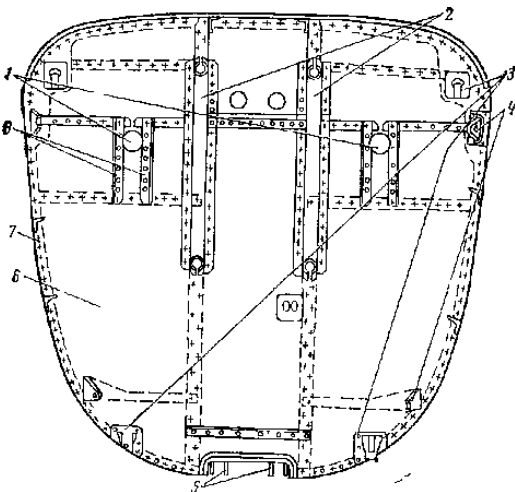


Рис. 10. Силовой шпангоут № 0:

- 1 - отверстие под колонки штурвала;
- 2 - ложементы масляного бака;
- 3 - узлы крепления капота;
- 4 - узлы крепления двигателя;
- 5 - узел крепления передней стойки шасси;
- 6 - стенка;
- 7 - обод контурный;
- 8 - профили усиления.

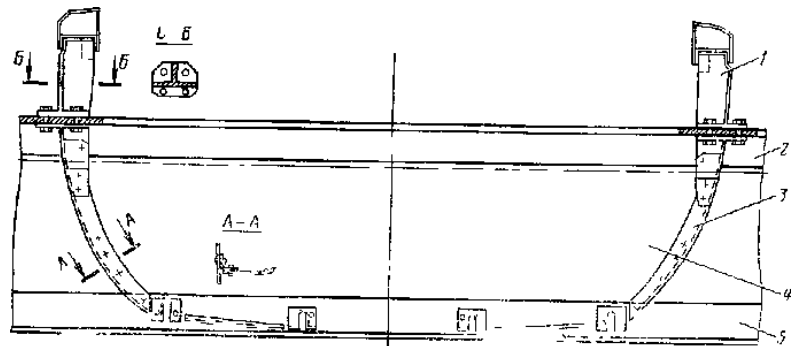


Рис. 11. Силовой: шпангоут № 4:

- 1 - кронштейн;
- 2 - верхняя полка переднего лонжерона центроплана;
- 3 - профиль нижний;
- 4 - стенка переднего лонжерона центроплана;
- 5 - нижняя полка переднего лонжерона.

Шпангоут № 0 (рис. 10) наклонный, одновременно является противопожарной перегородкой, отделяющей двигательный отсек от фюзеляжа, состоит из дюралюминиевой стенки толщиной 1 мм и обода, приклепанного к стенке по контуру. Для увеличения устойчивости стенки к ней с внутренней и наружной стороны приклепаны профили из уголка Д - 16Т. На стенке шпангоута сверху симметрично расположены два ложементы для установки маслобака. Каждый ложемент состоит из двух склепанных между собой профилей. Поверхности ложементов, соприкасающиеся с маслобаком, оклеены сукном.

На шпангоуте № 0 установлены четыре кронштейна, штампованные из алюминиевого сплава, для крепления рамы двигателя и четыре стальных кронштейна для крепления капота. Места установки кронштейнов подкреплены продольными и поперечными профилями. В нижней части стенки шпангоута имеется вырез под кронштейны крепления передней ноги шасси. Кронштейны закреплены на шпангоуте болтами. Место крепления усилено профилями. На задней стороне шпангоута закреплены кронштейны крепления цилиндра - подъемника передней ноги и узлы соединения шпангоута № 1 с верхними лонжеронами.

В стенке шпангоута имеются вырезы под проводку управления двигателем, трубопроводы топливной и воздушной систем, а также два выреза под штурвальные колонки управления. В нижней части шпангоута крепится кронштейн фильтра тонкой очистки бензосистемы. На правой стороне нижней части шпангоута крепится фильтр маслосистемы и кран разжижения масла. На левой стороне нижней части шпангоута устанавливаются автомат давления АД - 50, фильтры-отстойники воздушной системы и бензосистемы.

По шпангоуту №4 (рис. 11) осуществляется стыковка фюзеляжа с передним лонжероном центроплана. Он представляет собой полукольцо и состоит из двух штампованных кронштейнов, двух нижних профилей, идущих от стрингеров № 11, и уголка, соединяющего профили. Все детали изготовлены из материала Д - 16. Кронштейны крепятся к верхней полке переднего лонжерона центроплана совместно с нижним профилем. Крепление производится болтами с помощью фитингов. Верхняя часть кронштейнов является опорой для балок. Нижний профиль крепится к стенке переднего лонжерона центроплана болтами с анкерными гайками, уголок приклепывается.

Шпангоут № 7 (рис. 12) состоит из семи частей: четырех боковых состыкованных ободов, двух верхних и одного нижнего профилей. Боковые ободы и верхний профиль швеллерного сечения, изготовлены из материала Д16А-М; нижний профиль уголкового сечения - из Д16Т. Стыковка всех частей шпангоута между собой осуществляется заклепками и болтами с помощью накладок. Верхняя часть шпангоута является частью каркаса фонаря, к ней крепятся рамы окон кабины и окантовки дверей. В местах стыковки рам окон со шпангоутом образуется коробчатое сечение. Боковые ободы шпангоута состоят из двух состыкованных половин. В нижней части ободы соединены с верхней полкой заднего лонжерона центроплана с помощью стального кронштейна и болтов. Нижний профиль прикреплен болтами с анкерными гайками к стенке заднего лонжерона центроплана.

По шпангоуту № 13 производится стыковка передней части фюзеляжа с хвостовой частью. Шпангоут состоит из трех частей: двух верхних и одной нижней. Стыковка частей осуществлена заклепками с помощью накладок. Верхние части шпангоута имеют Z - образное сечение и отштампованы из листа Д16А - М, боковины имеют также Z - образное сечение, переходящее внизу в стенку, которая имеет отбортовку для крепления обшивки. В шпангоуте сделаны отверстия облегчения и просечки под стрингеры. В нижней части шпангоут подкреплен двумя горизонтальными и двумя вертикальными профилями.

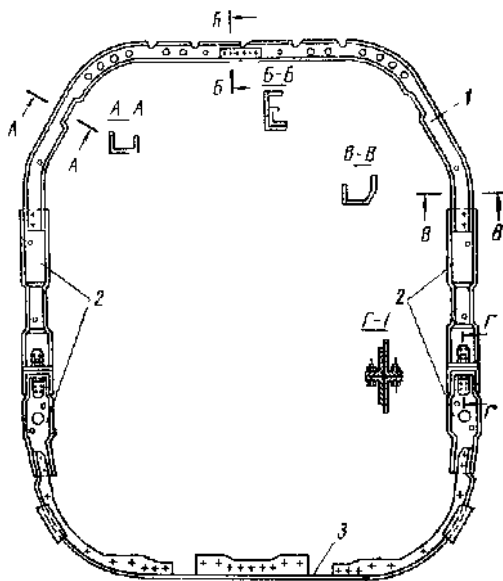


Рис. 12. Силовой шпангоут № 7:

- 1 - верхний профиль;
- 2 - боковой профиль;
- 3 - нижний профиль.

На шпангоуте № 18 установлены кронштейны крепления переднего лонжерона кия и переднего лонжерона стабилизатора. Он представляет собой дюралюминиевый лист из материала Д16-М-Л1,0 отбортованный по контуру фюзеляжа. В нижней и верхней частях шпангоута сделаны вырезы. В местах прохода стрингеров имеются просечки. Кронштейны 7 (см. рис. 6) узла крепления переднего лонжерона кия установлены симметрично в верхней части шпангоута на болтах. Место установки кронштейнов подкреплено дюралюминиевыми профилями, угольниками, косынками. Кронштейны узла крепления переднего лонжерона стабилизатора расположены на горизонтальной обшивке 8 и закреплены при помощи фитингов и болтов.

Шпангоут № 20, по которому производится стыковка заднего лонжерона стабилизатора с фюзеляжем, представляет собой штампованный лист Z - образного сечения с просечками под стрингеры.

В верхней части шпангоут доходит до обшивки 8.

Сверху на шпангоуте установлен кронштейн 11 узла крепления заднего лонжерона стабилизатора к фюзеляжу. Этот кронштейн крепится к стрингерам № 7 болтами, а к шпангоуту № 20 - заклепками через обшивку. По оси самолета в кронштейне имеется вертикальное отверстие, в которое впрессована втулка. Место установки кронштейна подкреплено уголками.

При стыковке стабилизатора вильчатый винт, закрепленный на заднем лонжероне стабилизатора, ввертывается во втулку и контрится гайками.

Шпангоут № 21 представляет собой дюралюминиевую стенку толщиной 1,2 мм с подштамповкой для жесткости и с отбортовкой по контуру фюзеляжа для крепления обшивки. Шпангоут заканчивается стрингером № 7. В верхней

части шпангоута установлен кронштейн 9 узла крепления заднего лонжерона киля к фюзеляжу. Кронштейн крепится к шпангоуту и стрингерам болтами.

**Продольный набор фюзеляжа** состоит из бульбообразных стрингеров, левой и правой передних балок, двух верхних и двух нижних лонжеронов. В средней части каркас фюзеляжа имеет 27 стрингеров, расположенных равномерно по периметру. Стрингеры изготовлены из дюралюминиевых пресованных профилей уголкового сечения с бульбообразным утолщением.

Передние балки 30 (см. рис. 6) расположены между шпангоутами № 0 и 4 симметрично относительно оси самолета. Каждая балка клепаной конструкции состоит из дюралюминиевой стенки толщиной 1 мм, верхней и нижней полок уголкового сечения. К стенке приклепаны подкрепляющие вертикальные профили.

Передней частью балки крепятся к шпангоуту № 0 фюзеляжа, задней частью - к переднему лонжерону центроплана. Крепление к шпангоуту производится болтами совместно с кронштейном крепления передней ноги шасси. К переднему лонжерону центроплана стенки балок приклепываются с помощью уголка, а нижние полки балок крепятся к лонжерону болтами и фитингами. К балкам, в свою очередь, крепится средний пульт, пол кабины и нижние части шпангоутов № 2 и 3

Параллельно балкам по осям стрингеров № 11 от шпангоута № 0 до 4 проходят нижние лонжероны фюзеляжа, выполненные из - пресованного профиля уголкового сечения. Между шпангоутами № 2 и 4 лонжероны состоят из двух пресованных уголкового профиля, склепанных между собой. Нижние лонжероны фюзеляжа стыкуются с профилями, установленными на диафрагмах центроплана, через стенку переднего лонжерона болтами с помощью фитингов. Нижние лонжероны, расположенные между шпангоутами № 7 и 13, проходят по осям стрингеров № 11 и 13. Крепление лонжеронов к профилям и диафрагмам центроплана производится болтами через нижнюю полку заднего лонжерона центроплана с помощью фитингов.

От шпангоута № 0 до окантовок дверей по осям стрингеров № 7 проходят верхние лонжероны фюзеляжа. От шпангоута № 7 верхние лонжероны идут до шпангоута 13. На левом верхнем лонжероне между шпангоутами № 9 и 13 закреплена крышка люка багажного отсека.

Внизу между шпангоутами № 12 и 13 установлена балка. Она состоит из двух стенок, расположенных симметрично относительно продольной оси фюзеляжа, и полок. К верхним полкам крепятся кронштейны качалок рулевого управления.

Между шпангоутами № 0 - 4 расположена ниша передней ноги шасси, образованная передними балками и средним пультом. Спереди ниша ограничена шпангоутом № 0, сзади - передним лонжероном центроплана. В убранном положении шасси ниша частично закрывается щитком, закрепленным на передней ноге.

Средний пульт расположен между шпангоутами № 1 и 4. Он состоит из одной верхней и двух боковых дюралюминиевых панелей, которые образуют купол для колеса передней ноги в убранном положении. Средний пульт крепится к передним балкам винтами с анкерными гайками.

**Обшивка фюзеляжа** выполнена из дюралюминиевых листов. Крепление обшивки к каркасу заклепочное и клеесварное. Поперечные стыки листов обшивки осуществляются по шпангоутам № 5, 13 и 18. продольные - по стрингерам № 1, 7 и 11. Обшивка передней части фюзеляжа до шпангоута № 13 имеет толщину 1,2 мм и ступенчато химически фрезеруется до 1; 0,8; и 0,7 мм. На этом участке обшивка крепится к каркасу потайными заклепками.

Обшивка хвостовой части фюзеляжа от шпангоута № 13 до 18 крепится к каркасу с помощью клеесварных швов и также имеет разную толщину. Верхние и боковые панели обшивки имеют толщину 0,8 мм, нижняя панель - 1,2 мм. Стыкуются панели между собой внахлестку с помощью заклепок.

Обшивка хвостовой части фюзеляжа от шпангоута № 18 до 21 состоит из верхней и боковой частей. Верхняя обшивка имеет толщину 1,5 мм и ступенчато фрезеруется до 1,2 - 1 мм, боковая - 1,2 мм и ступенчато фрезеруется до 1 - 0,8 мм. На этом участке обшивка крепится к каркасу потайными заклепками.

Потайные заклепки на фюзеляже поставлены для уменьшения сопротивления обшивки и по эстетическим соображениям. Однако применение их имеет и отрицательную сторону, так как увеличивается концентрация напряжения в местах их установки. Применение клеесварного соединения обшивки со стрингерами позволяет уменьшить концентрацию напряжения и повысить производительность труда при изготовлении фюзеляжа.

**Люки фюзеляжа.** Для подхода к агрегатам, осмотра и обслуживания систем в обшивке фюзеляжа сделаны эксплуатационные люки.

В носовой части фюзеляжа между шпангоутами № 1 и 2 с левой и правой стороны расположены люки подхода к электрооборудованию, агрегатам воздушной системы и управлению самолетом. Люки имеют окантовку, изготовленную из дюралюминиевого листа с подштамповкой и приклепанную к каркасу. К окантовкам по контуру выреза для обеспечения герметичности приклеена резиновая лента. Люки закрываются крышками, выполненными из дюралюминиевого листа толщиной 1,5 мм и химически фрезерованными до 0,8 мм. Крышки фиксируются в закрытом положении пружинными замками.

В хвостовой части фюзеляжа на левом борту между шпангоутами № 20 и 21 расположен люк для подхода к проводке управления.

Люк закрывается крышкой из дюралюминия, химически фрезерованной в средней части до 1,2 мм. Крышка в закрытом положении удерживается винтами с анкерными гайками. Окантовка люка выполнена из алюминиевого сплава с подштамповкой и приклепана к каркасу фюзеляжа.

На левом борту фюзеляжа между шпангоутами № 13 и 14 в обшивке сделаны вырезы под установку штепсельного разъема аэродромного электропитания ШРАП - 500 К и зарядного штуцера воздушной системы самолета. Снизу фюзеляжа между шпангоутами № 13 и 17 в обшивке сделаны окантованные вырезы под приемную антенну радиовысотомера, радиоконписа, маркерного приемника и передающую антенну радиовысотомера.

#### 4. Кабина

Кабина самолета - четырехместная, вентиляционного типа, расположена в передней части фюзеляжа между шпангоутами № 1А и 10, спереди ограничена приборной доской и передними стенками среднего пульта, с боков - бортами; сзади - задней стенкой, снизу - полом и сверху - фонарем, который обеспечивает достаточную освещенность кабины, дает хороший обзор местности и взлетно-посадочной полосы.

Левое лобовое стекло снабжено стеклоочистителем. Левые лобовое и боковые стекла фонаря оборудованы управляемой шторкой для имитации слепого полета. На левом и правом бортах кабины имеются широкие двери, обеспечивающие удобную посадку экипажа и пассажиров. В аварийной ситуации двери кабины могут быть сброшены.

В кабине установлены два регулируемых кресла пилотов, обеспечивающих им удобство в управлении самолетом, двигателем и в работе с приборами и кранами, установленными на приборной доске и среднем пульте. Для удобства посадки пилотов в кресла на верхней раме фонаря имеются ручки, которые одновременно служат для крепления светофильтров. Каждое место пилота снабжено штурвалом и педалями системы управления самолетом.

У задней стенки кабины расположен двухместный пассажирский диван. На бортах кабины около дивана имеются окна. За пассажирским диваном на задней стенке кабины расположена багажная полка. Кабина оборудована системой обогрева ног пилотов и обдува стекол козырька фонаря.

**Фонарь** состоит из передней и верхней частей. Передняя часть выполнена из пяти рам, собранных из профилей и стоек. Остекление передней части фонаря выполнено из стекла СО - 120. Лобовые стекла устанавливаются на стойки с наружной стороны и закрепляются болтами между стойкой и дюралюминиевой окантовкой.

Боковые стекла к общим стойкам крепятся окантовками вместе с лобовыми стеклами, а к боковым стойкам - гнутым профилем с внутренней стороны. К фюзеляжу стекла крепятся двумя профилями - внутренним и наружным. Профили плотно обжимают стекло с обеих сторон. Крепление наружного профиля к фюзеляжу производится винтами с анкерными гайками, внутреннего - заклепками. По контуру всех стекол проложена герметизирующая лента.

На боковых стеклах фонаря установлены форточки. Вырезы под форточки окантованы стальными профилями, на которые ложатся рамы форточек. Рамы форточек также изготовлены из стального профиля, а стекла в них вставлены на герметизирующей ленте У-20А. Форточки крепятся к окантовкам стекла шомпольными шарнирами и в закрытом положении удерживаются замками.

Верхняя часть фонаря выполнена из двух рам, верхней части шпангоутов № 6 и 7, стрингеров и обшивки. По бортам верхняя часть ограничена окантовками дверей. Рамы к передней части фонаря и к окантовкам дверных проемов закреплены заклепками.

Остекление верхней части фонаря выполнено из оргстекла Л4. Стекла устанавливаются с внутренних сторон рам и прижимаются к ним гнутыми профилями, Гнутые профили крепятся к рамам винтами с анкерными гайками. Уплотнение выполнено двумя слоями герметизирующей ленты У-20А.

Окна кабины расположены между шпангоутами № 7 и 11. Стекла окон установлены в рамах, каждая из которых изготовлена из дюралюминиевого профиля Z - образного сечения. Рамы окон приклепаны к каркасу фюзеляжа заклепками. Стекло с внутренней стороны плотно прижимается к раме гнутым профилем, который крепится к раме винтами с анкерными гайками. Уплотнение выполнено двумя слоями герметизирующей ленты.

Левое лобовое стекло снабжено стеклоочистителем. Стеклоочиститель приводится к движению электромеханизмом ЭПК-2Т-60, питание которого осуществляется от бортовой сети самолета. Стеклоочиститель представляет собой параллелограммный механизм, состоящий из привода, поводка и щетки.

Привод и поводок соединены кронштейном, к которому крепится щетка. Стеклоочиститель закреплен на фюзеляже с помощью кронштейна.

**Двери.** Каждая дверь (рис. 13) состоит из верхней и нижней панелей. Нижняя панель представляет собой каркас, собранный из диафрагм и профилей жесткости. Внутренняя обшивка имеет отверстия облегчения.

На верхней панели имеется окно, остекление которого выполнено стеклом СО-120-Л4. С внутренней стороны оно прижимается к каркасу двери гнутым профилем и крепится к нему болтами с анкерными гайками. По контуру стекла проложена в два слоя лента У-20А. В закрытом положении дверь удерживается штыревым замком, закрепленным на каркасе двери болтами с анкерными гайками. Замок двери состоит из корпуса, штыря, пружины, вильчатого болта и тяги, соединяющей замок с ручкой. При закрытой двери штырь замка входит в отверстие, сделанное в окантовке дверного проема.

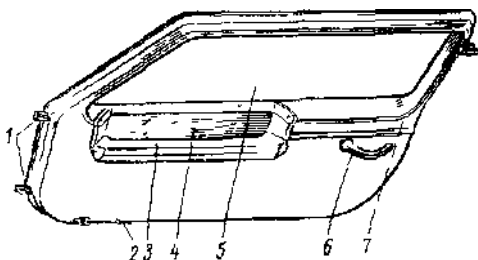


Рис 13. Дверь:

- 1 - петли;
- 2 - подкос;
- 3 - подлокотник;
- 4 - карман;
- 5 - окно;
- 6 - ручка замка;
- 7 - панели двери

Ручка замка установлена в передней части двери с внутренней стороны и закреплена в кронштейне с помощью валика, на который надета пружина. Пружины ручки и замка удерживают штырь замка в выдвинутом положении. Для открытия замка необходимо его ручку отклонить вверх.

Левая дверь кабины может быть открыта снаружи ключом. Для этого в обшивке левой двери сделан вырез под выход личины замка. В правом верхнем углу правой двери и в левом верхнем углу левой двери расположены замки-



завдвижки, которые дублируют надежное закрытие двери в полете и препятствуют отсасыванию двери воздушным потоком. При повороте ручки защелка замка входит в скобу и фиксирует дверь.

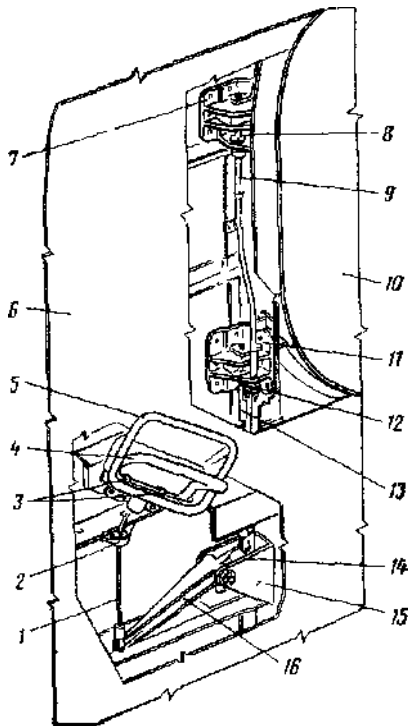


Рис. 14. Механизм аварийного сброса дверей:

- 1 - трос;
- 2 - кронштейн;
- 3 - пружины;
- 4 - ручка;
- 5 - ниша;
- 6 - боковая панель кабины;
- 7 - кронштейн;
- 8 - шпилька;
- 9 - трос;
- 10 - дверь;
- 11 - кронштейн;
- 12 - серьга;
- 13 - тяга;
- 14 - пластинчатая пружина;
- 15 - кронштейн;
- 16 - качалка

Герметизация закрытого положения дверей обеспечивается резиновыми кантами, проложенными по их контурам. Двери подвешены на двух петлях к окантовкам дверных проемов по шпангоуту № 3. Петля состоит из двух кронштейнов, один из которых прикреплен к двери, а другой - к окантовке дверного проема. Соединение верхних кронштейнов в петле осуществляется шпильками, нижних - серьгами. Аварийный сброс дверей (рис. 14) автономен и производится при помощи ручек, установленных в нишах обшивки правого и левого бортов кабины. Ручка аварийного сброса тросом соединена с большим плечом качалки, установленной на шпангоуте № 3. Малое плечо этой качалки тягой соединено с серьгой, являющейся осью нижней петли. Серьга в свою очередь тросом соединена со шпилькой, являющейся осью верхней дверной петли.

Двуплечая качалка механизма аварийного сброса двери в исходном положении, при котором шпилька и серьга надежно соединяют кронштейны петель, удерживается пластинчатой пружиной. При выдерживании ручки аварийного сброса качалка, преодолев сопротивление пластинчатой пружины, повернется вокруг своей оси, малым плечом выведет серьгу и шпильку из отверстий нижних и верхних кронштейнов и разъединит петли подвески двери. После этого пилоту достаточно с небольшим усилием надавить плечом на дверь, и она легко выйдет из проема.

**Кресла.** В кабине экипажа в зависимости от варианта самолета могут быть установлены пассажирские или пилотажные кресла.

В учебно-тренировочном варианте и варианте первоначального обучения устанавливаются два пилотажных кресла, в других вариантах - одно пассажирское кресло и одно пилотажное.

*Пилотажное кресло* (рис. 15) - регулируемое по высоте и горизонтали, состоит из рамы, чашки сиденья, спинки, двух подкосов, механизмов подъема и стопорения сиденья в горизонтальном направлении, привязных ремней, механизма подтягивания плечевых ремней и их стопорения.

Основным силовым элементом кресла является рама сиденья, собранная из двух рельсов, соединенных кронштейнами с задним профилем. Рельсы выполнены из алюминиевого сплава и имеют проушины для крепления подкосов и пазы под ролики узлов крепления кресла к полу кабины.

Задний профиль рамы швеллерного сечения отштампован из сплава АК-6 и имеет проушину для крепления механизма подъема чашки.

Кронштейны рамы изготовлены литьем из стали и термообработаны до  $\sigma=100\div 120$  кгс/мм<sup>2</sup>. Кронштейны имеют проушины для соединения с трубами спинки кресла.

Чашка кресла служит для размещения парашюта пилота или подушки. Она отштампована из листового дюралюминия, края ее закатаны в трубку. По бокам к чашке прикреплены кронштейны, с помощью которых она подвижно монтируется на трубы спинки сиденья. Кронштейны отлиты из алюминиевого сплава и термообработаны. В верхние и нижние отверстия кронштейнов запрессованы стальные втулки. К задней стенке чашки прикреплен кронштейн с проушиной для соединения ее с механизмом подъема.

Кронштейн отштампован из алюминиевого сплава. Спинка кресла изготовлена методом дуговой электросварки из хроманселевых труб. Боковые трубы в нижней части имеют сечение 32×2,5, в верхней - 30×1,4, поперечные - 10×1. В нижние концы боковых труб вварены стальные вкладыши с ушками для соединения с рамой сиденья, к верхним концам приварены фланцы крепления механизма подтяга плечевых ремней. Для соединения с подкосами справа и слева в местах сочленения нижних и верхних участков боковых труб просверлены отверстия, в которые вварены хроманселевые втулки сечением 10×1 мм.

Механизм подъема чашки сиденья тандерного типа и состоит из двух ушковых болтов и резьбовой втулки с ключом. Ушковые болты изготовлены из стали и термически обработаны до  $\sigma = 110 \div 130$  кгс/мм<sup>2</sup>. В отверстия ушек вставлены стальные сферические вкладыши с отверстиями под болты крепления.

Резьбовая втулка стальная, имеет опорный фланец и хвостовик квадратного сечения под ключ с трещеткой. Вращение резьбовой втулки при регулировке высоты чашки осуществляется рукояткой ключа. В нижнем положении чашки расстояние от ее дна до пола должно составлять не менее 5 мм. Механизмом подъема она может быть передвинута из нижнего положения вверх на 80 мм. Впереди по оси кресла к чашке приклепан кронштейн ручки механизма стопорения кресла при его горизонтальном перемещении.

Ручка механизма стопорения соединена стальным тросом в боуденовской оболочке с фиксирующими штырями. Последние с возвратными пружинами смонтированы в осях задних роликов узлов крепления кресла к полу кабины.

При горизонтальном перемещении кресла фиксирующие штыри входят в отверстия на рельсах рамы. Кресло может быть передвинуто от нейтрального положения (на шестом отверстии рельса) вперед на 70 и назад на 100 мм. Оно имеет привязные ремни, исключаящие отделение пилота от сиденья при пилотаже. Привязная система состоит из правого и левого поясных ремней, двух верхних, заделанных в механизм подтяга, и двух нижних плечевых ремней. Правый поясной ремень имеет корсет и замок привязной системы, левый - корсет и пряжку для соединения с замком. К концам нижних плечевых ремней закреплены пряжки, которые нанизываются на пряжку левого поясного ремня перед запиранием замка привязной системы.

Механизм подтягивания плечевых ремней состоит из:

- корпуса с установленной на нем собачкой, стопорящей плечевые ремни;
- стального валика с храповым колесом и сквозными пазами для крепления плечевых ремней;
- спиральной пружины, изготовленной из углеродистой проволоки;
- двух заглушек, соединяющих один конец спиральной пружины с корпусом, а другой с валиком.

Механизм монтируется на болтах к фланцам верхних труб спинки кресла. Прочность заделки ремней в вилке механизма подтягивания испытывается приложением усилия 100 кгс к каждому вытянутому ремню. Усилие на вытягивание плечевых ремней не должно превышать 20, а усилие на уборку должно быть не менее 1,5 кгс. Эти величины обеспечиваются при сборке механизма предварительным закручиванием пружины. Полный ход плечевых ремней составляет  $200 \pm 20$  мм.

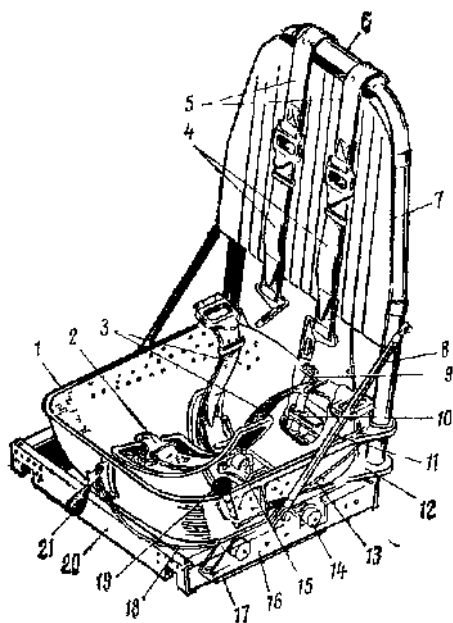


Рис. 15. Пилотажное кресло:

- 1 - чашка;
- 2 - пряжка;
- 3 - поясные ремни;
- 4 - нижние плечевые ремни;
- 5 - верхние плечевые ремни;
- 6 - механизм подтяга плечевых ремней;
- 7 - мягкая спинка;
- 8 - труба спинки кресла;
- 9 - кронштейн;
- 10 - механизм подъема;
- 11 - подкос;
- 12 - кронштейн;
- 13 - трос механизма подтягивания плечевых ремней;
- 14 - ролик;
- 15 - замок привязных ремней;
- 16 - рельс рамы кресла;
- 17 - кронштейн крепления кресла к полу кабины;
- 18 - трос механизма стопорения;
- 19 - ручка механизма подтяга плечевых ремней;
- 20 - упор рамы кресла;
- 21 - ручка механизма стопорения.

Ручка управления механизмом подтягивания плечевых ремней установлена с левой стороны чашки сиденья на кронштейне, прикрепленном к чашке, и соединена с собачкой стопорения стальным тросом, заключенным в боуденовскую оболочку. Ручка имеет два фиксированных положения: при ее отклонении вперед собачка выходит из зацепления с храповиком, и пилот может, отклоняясь вперед или назад, принять удобное положение в кресле; поставив ручку в заднее положение, пилот фиксирует нужную длину плечевых ремней.

**Пассажирский диван** расположен впереди шпангоута № 9 и рассчитан на размещение двух пассажиров. Он состоит из сиденья и спинки. Каркас сиденья выполнен из набора вертикальных диафрагм, подкрепленных бульбообразными профилями, и горизонтальных обшивок с люками для подхода к качалкам управления. Диафрагмы и горизонтальные обшивки выполнены из алюминиевого сплава и жестко соединены с задним лонжероном центроплана и стенкой шпангоута.

Подушка сиденья выполнена из поропласта и удерживается на каркасе с помощью тканевых замков-застежек (липучек), которые представляют собой две ленты ворса одной ленты служит крючками, ворс другой - петлями. Одна из лент приклеена к каркасу сиденья, другая к подушке клеем 88Н. Крепление обшивки к подушке сиденья осуществлено шнуровкой.



Для удобства выполнения работ в кабине самолета при техническом обслуживании и для подхода к ручке замка багажного люка спинка дивана может быть отклонена вперед и сложена. Она состоит из двух частей.

Каркас каждой части спинки представляет собой сварную раму, в средней части которой натянуто полотно. К раме оно крепится крючками. Подушка спинки выполнена из поропласта и приклеена к каркасу клеем 88Н. Соединение спинки с сиденьем шарнирное, осуществляется тремя кронштейнами, соединенными шпильками. К этим же кронштейнам крепятся привязные ремни. Крепление осуществляется карабинами, которые могут быть легко сняты. С правой стороны на каркасе сиденья дивана расположен люк для подхода к щитку электропитания.

**Пассажирское кресло** (рис. 16) состоит из сиденья, спинки, стандартных привязных ремней и механизма стопорения сиденья в горизонтальном направлении. Каркас сиденья собран на заклепках и болтах из двух боковых кронштейнов, передней и задней стенок. Кронштейны отштампованы из алюминиевого сплава, имеют ребра жесткости и пазы - рельсы, служащие для установки и передвижения кресла по роликам кронштейнов, укрепленных на полу кабины. Для соединения со спинкой кронштейны имеют специальные уши. Внутренние горизонтальные поверхности пазов кронштейнов подвергнуты твердому анодированию. Стенки каркаса сиденья выгнуты из дюралюминия и термообработаны.

Впереди по оси кресла на каркасе сиденья закреплен кронштейн установки рычага стопорения кресла в горизонтальном направлении. Конструкция управления механизмом стопорения кресла при его горизонтальном перемещении аналогична ее конструкции на пилотажном кресле. В задней части каркаса сиденья справа и слева установлены болты из стали для крепления привязных ремней. После монтажа кресла на самолет в передней части кронштейнов каркаса сиденья на болтах монтируются упоры, исключающие сход кресла с роликов при движении назад.

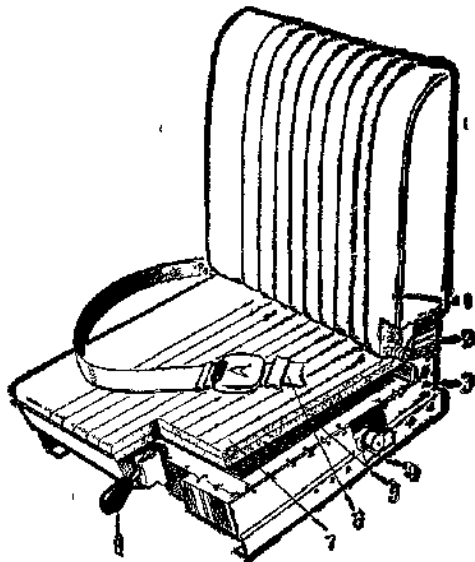


Рис 16 Пассажирское кресло:

- 1 - подушка спинки;
- 2 - каркас спинки;
- 3 - каркас сиденья;
- 4 - кронштейн крепления кресла к полу кабины;
- 5 - полотняная диафрагма;
- 6 - привязной ремень;
- 7 - подушка сиденья;
- 8 - ручка механизма стопорения.

Каркас сиденья сверху закрыт полотняной диафрагмой, закрепленной к креслу на крючках из стальной проволоки. Диафрагма служит опорой для подушки сиденья и представляет собой прямоугольное капроновое полотно, усиленное по периметру проволочной окантовкой. Спинка кресла изготовлена в виде рамы, сваренной из профилей, отштампованных из магниевого сплава. Справа и слева в нижние углы рамы вварены кронштейны с проушинами для сочленения с сиденьем и прикреплены упоры, ограничивающие отклонение спинки. Кронштейны отштампованы из магниевого сплава, упоры выполнены из стали.

Каркасы сиденья и спинки шарнирно соединены двумя хромансильевыми болтами 6 мм. Подушки сиденья и спинки изготовлены из поропласта и обтянуты искусственной кожей.

Кресло из нейтрального положения может быть перемещено вперед на 80, назад на 140 мм и зафиксировано в крайних и в 10 промежуточных положениях. Регулируемые упоры позволяют установить спинку сиденья под углом 15° - 17° назад от вертикали. Для удобства выполнения наземных работ в кабине спинки кресла отклоняют вперед до горизонтального положения и складывают на сиденье.

**Пол кабины** расположен между шпангоутами № 1 и 7 по всей ширине фюзеляжа и состоит из двух частей - передней и задней. Передняя часть пола от шпангоута № 1А до 4 разделена на две панели: правую и левую. Каждая панель передней части пола выполнена в виде деревянной рамы, зашитой с двух сторон фанерой ФАБ 2 мм и заполненной пенопластом ПХВ - 1. Панели пола укладываются на переднюю балку фюзеляжа, шпангоуты № 2 и 3 и уголки, приклепанные к среднему пульту. Крепление пола осуществляется болтами с анкерными гайками. К стенке переднего лонжерона центроплана пол крепится с помощью диафрагм. В местах крепления пола к каркасу фюзеляжа на панели приклеиваются деревянные бобышки.

Перед шпангоутом № 2 на правой и левой панелях имеются вырезы для подхода к педалям управления. Вырезы закрыты дюралюминиевыми листами, в которых имеются пазы под рычаги педалей. Задняя часть пола состоит из четырех панелей и расположена от шпангоута № 4 до 7. Соединение панелей между собой осуществляется заклепками. Первая панель криволинейная, выполнена из дюралюминия, в ней имеются три люка для подхода к качалкам управления, которые закрыты крышками. Вторая (средняя) панель пола выполнена в виде деревянной рамы,

защитой двумя листами фанеры, пространство между которыми заполнено пенопластом. Третья панель криволинейная, выполнена из дюралюминия, в ней имеется три люка, закрытых крышками. Четвертая панель является обшивкой пола под пассажирским диваном и также выполнена из дюралюминия.

**Отделка кабины.** Кабина самолета отделана синтетическими материалами. Она состоит из боковых панелей, потолка, закрытого перфорированным павинолом, и отделочных профилей. К каркасу фюзеляжа павинол приклеен клеем 88Н и пришит нитками. Заделка павинола по стыкам производится с помощью декоративного профиля, идущего вдоль всего стыка. Павинол загибается и приклеивается с внутренней стороны профиля, который крепится к фюзеляжу замками.

Боковые панели изготовлены из магниевого сплава, оклеены поролоном и обтянуты искусственной кожей. По краям кожа загибается и приклеивается к панели. Соединение боковых панелей производится с помощью фигурного профиля, в пазы которого вставляются панели, после чего профиль обжимается. Панели крепятся к каркасу фюзеляжа замками.

Стык панелей по окантовкам окон и дверей закрыт декоративным профилем, который крепится к прижимным профилям стекол винтами. Задняя стенка кабины представляет собой легкосъемную панель, установленную на штыревых замках. Для удобства снятия стенки на ней имеются две ручки. Стенка оклеена поролоном и обтянута перфорированным павинолом.

Дверной проем изнутри кабины обшит мягким кантом. Дверь с внутренней стороны отделана перфорированным павинолом и искусственной кожей. На дверях имеются мягкие подлокотники и карманы. Над приборной доской установлен декоративный противобликовый козырек, обклеенный черной искусственной кожей. Пол кабины закрыт релином.

**Багажный отсек.** За кабиной между шпангоутами № 9 и 13 по всей ширине фюзеляжа расположен багажный отсек. Зашивка багажного отсека выполнена из алюминиевых листов, стенки подкреплены профилями. Задняя стенка у левого борта скошена до шпангоута № 12.

Пол багажного отсека гофрированный, выполнен из двух боковых и одной съемной средней части. Соединение средней части с боковыми осуществляется болтами с самоконтрящимися гайками. Крепление боковых частей пола к каркасу производится заклепками. Каркас пола образован нижней частью шпангоутов № 8, 10 и 12. Нижняя часть шпангоута № 10 представляет собой ферму, собранную из уголков. Нижние части шпангоутов № 8 и 12 подкреплены горизонтальными и вертикальными профилями.

Люк для подхода к багажному отсеку находится с левого борта. Окантовка люка - штампованная из алюминиевого сплава и приклепана к каркасу фюзеляжа. Люк закрывается крышкой, подвешенной на двух шомпольных петлях к верхнему лонжерону. Крышка люка состоит из диафрагмы и профилей, закрытых с двух сторон обшивкой. По верхнему контуру крышки проходит балка. В нижней ее части имеется петля для замка. В закрытом положении крышка удерживается замком, который состоит из штыря, корпуса замка, пружины, троса и ручки. Замок установлен на окантовке люка. Для открытия замка необходимо потянуть на себя ручку, которая расположена на левом борту фюзеляжа в багажном отсеке. Доступ к ручке возможен только со стороны кабины при откинутой спинке дивана.

В закрытом положении крышку люка от возможных перемещений удерживают штыри, установленные на боковых кромках крышки, которые входят в соответствующие гнезда на окантовке. В открытом положении крышка удерживается упором. Для закрепления багажа используется сетка со стяжными ремнями, регулируемые по длине.

Концы ремней заканчиваются крюками. Петли для крепления крюков установлены в углах багажного отсека и закреплены на полу с помощью фитингов и болтов.

## ГЛАВА 3. КРЫЛО

### 1. Общие сведения

Среди всех агрегатов самолета крыло занимает особое место. Вместе с силовой установкой оно составляет его главный рабочий орган. Назначение крыла - создание подъемной силы, необходимой для поддержания самолета в воздухе во время полета и обеспечения его поперечной устойчивости.

На самолете Як-18Т установлено крыло, состоящее из центроплана и двух отъемных частей (консолей). Большие хорды и большая строительная высота у корня крыла и центроплана упростили размещение в крыле ног шасси.

Внутренние объемы центроплана самолета использованы для размещения главных ног шасси в убранном положении и расходного бака топливной системы, в носовой части центроплана установлен маслорадиатор и агрегаты системы электроснабжения самолета. В хвостовой части центроплана по всему его размаху расположен тормозной щиток. Внутренние объемы консолей используются для размещения топливных баков и различного оборудования с коммуникациями.

Летно-технические и эксплуатационные данные самолета зависят от следующих основных характеристик крыла: аэродинамических, весовых, прочностных, технологических, эксплуатационных. Все указанные характеристики крыла в значительной мере зависят от его геометрических параметров.

**Внешние формы крыла.** Под геометрическими параметрами понимают абсолютные и относительные размеры, характеризующие форму крыла в плане, спереди и в отдельных сечениях. Геометрические параметры крыла самолета Як-18Т следующие:

#### Абсолютные геометрические параметры крыла

Площадь крыла, м <sup>2</sup>	18,78
Размах, м	11,16
Размах центроплана, м	3,6
Хорда центроплана, м	2,0
Площадь центроплана, м <sup>2</sup>	7,22
Хорда концевая, м	1,06
Средняя аэродинамическая хорда, м	1,74
Поперечное $V$ крыла (по линии $\frac{1}{4}$ хорд), град:	
на участке центроплана	0°
на участках консолей	7°20'
Угол установки крыла, град	2°
Размах элерона, м	2,5
Площадь двух элеронов, м <sup>2</sup>	1,82 (9,64 % $S_{кр}$ )
Размах щитка, м	3,518
Площадь щитка, м <sup>2</sup>	1,58

#### Относительные геометрические параметры крыла

Удлинение крыла, $\lambda$	6,5
Сужение крыла, $\eta$	0,503
Профиль крыла	Clark YH
Относительная толщина крыла у корня, %	14,5%
Относительная толщина крыла	9,34%

Как видно (см. рис. 2), форма крыла в плане самолета Як-18Т - трапециевидная с прямоугольным центропланом. Основным преимуществом такого крыла по сравнению с прямоугольным, которое также очень широко применяется на самолетах дозвуковых скоростей, является малая масса конструкции. Это объясняется увеличением хорды к корню крыла, а вместе с ней и увеличением при той же относительной толщине профиля строительной высоты крыла. Последнее кроме уже названных выше преимуществ, дает возможность более эффективно использовать силовые элементы крыла при размещении агрегатов самолета.

Форма крыла при виде спереди определяется углом  $\psi$  или углом поперечного  $V$ , т. е. углом между плоскостью хорд консоли крыла и горизонтальной плоскостью, перпендикулярной к плоскости симметрии самолета.

На самолете Як-18Т поперечное  $V$  крыла выбрано из условия наиболее выгодного соотношения между степенью поперечной устойчивости и степенью устойчивости пути для учебно-тренировочного класса машин.

Необходимая величина поперечного  $V$  крыла зависит от взаимного положения крыла относительно фюзеляжа.

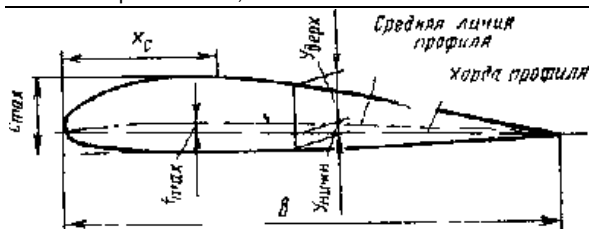


Рис. 17. Геометрические параметры профиля крыла

Самолет Як-18Т - низкоплан. Низкое расположение крыла на фюзеляже вызвано в основном следующими соображениями:

- стремлением получить конструкцию меньшей массы (по статистике масса конструкции самолета - высокоплана увеличивается на 0,7 - 1,0% от взлетной массы, если основные стойки шасси крепятся к крылу);
- кроме того, для самолета высокоплана потребная площадь вертикального оперения должна быть больше на 30 - 35%, чем для низкоплана, в связи с ухудшением боковой устойчивости);
- возможностью использовать тормозной щиток во весь размах центроплана;
- удобством эксплуатации самолета.

Аэродинамические характеристики крыла в значительной степени зависят от профиля крыла - поперечного сечения крыла вертикальной плоскостью, совпадающей с хордой. На самолете Як-18Т для крыла выбран профиль Clark YH (рис. 17). Это двояковыпуклый несимметричный профиль.

Основными его параметрами являются:

- относительная толщина  $C > 12\%$ ;
- положение максимальной толщины профиля  $X_c$  (т. е. отношение расстояния от точки максимальной толщины профиля до его носка к хорде  $b$ );
- относительная кривизна профиля или стрела прогиба  $f$  (отношение максимального прогиба  $f_{max}$  к хорде  $b$ );
- расстояние от носка до точки максимальной кривизны профиля  $X_f$ , выраженное в долях хорды  $b$ .

Все эти величины выражены в процентах, и их значения для крыла самолета Як-18Т приведены в табл.4.

Таблица 4. Таблица координат профиля «Clark YH»

Хорда, %	Хорда по оси разбега $C_0 = 14,5\%$ ; $X_c = 30\%$ ; $b_{корн.} = 2000$ мм; $f = 3,36\%$ ; $X_f = 34\%$			Концевая хорда $C_k = 9,34\%$ ; $X_c = 30\%$ ; $b_{конц.} = 1062$ мм; $f = 2,15\%$ ; $X_f = 34\%$		
	$X$	$Y_{верх.}$	$Y_{нижн.}$	$X$	$Y_{верх.}$	$Y_{нижн.}$
0,25	5	20,5	17,5	2,7	7,16	6,02
0,50	10	30,5	24,5	5,3	10,48	8,30
0,75	15	38,5	30,0	8,0	13,18	10,48
1,00	20	44,5	34,0	10,6	15,46	11,62
1,25	25	50,5	36,5	13,3	17,12	12,76
1,75	35	61,5	42,5	13,6	20,96	14,32
2,50	50	75,0	48,0	26,6	25,42	16,50
3,20	65	87,0	53,0	34	29,78	18,16
5,00	100	111,0	60,5	53,1	37,98	20,96
7,50	150	136,0	68,0	79,7	46,28	23,14
10,0	200	155,0	73,5	106,2	52,93	25,32
15,0	300	183,0	78,5	159,3	62,9	26,98
20,0	400	202,0	78,5	212,4	68,91	26,98
30,0	600	214,0	76,0	318,6	73,27	25,94
40,0	800	209,0	72,5	424,8	71,61	24,80
50,0	1000	191,5	68,5	531,0	65,59	23,66
60,0	1200	162,5	65,0	637,2	55,62	22,00
70,0	1400	122,5	58,0	743,4	41,93	19,82
80,0	1600	81,5	48,5	849,6	28,12	16,50
85,0	1700	61,5	39,0	902,7	20,96	13,18
90,0	1800	41,5	29,5	955,8	14,32	9,96
95,0	1900	22,0	16,5	1008,9	7,68	9,50
100	2000	2,0	0	1062	2,18	0

Профиль такого типа часто применяется на дозвуковых самолетах, что объясняется его малым профильным сопротивлением и сравнительно высокими значениями  $C_{Y_{max}}$ .

**Конструктивно-силовая схема крыла.** Принимая во внимание требования прочности, жесткости и минимума массы конструкции, на самолете Як-18Т установлено свободнонесущее двухлонжеронное, бесстрингерное крыло ферменно-контурной конструкции с тонкой металлической и полотняной неработающей обшивками (см. рис. 18).

К продольному набору конструктивно-силовой схемы крыла относятся лонжероны, к поперечному - набор нервюр.

Стыковка центроплана с отъемными частями крыла осуществляется стальными болтами  $\varnothing 16$  мм при помощи четырех узлов вильчатого типа, расположенных на торцах лонжеронов.

Щель в месте разъема крыла закрыта легкоъемной дюралюминиевой лентой толщиной 0,8 мм. Лента разрезная, стягивается болтом  $\varnothing$  5 мм. От продольного перемещения вдоль крыла лента удерживается приклепанными к ней девятью П-образными ограничителями.

Стыковка центроплана с фюзеляжем неразъемная, выполнена с помощью болтов и заклепок и осуществляется в следующих местах (см. рис. 6):

- крепление передних балок лонжерона фюзеляжа 30, образующих нишу передней ноги шасси, через фитинги и вертикальные стенки с передним лонжероном центроплана 24;
- крепление нижних продольных диафрагм фюзеляжа через фитинги с передним лонжероном центроплана и диафрагмами 3 средней части центроплана;
- крепление нижних продольных диафрагм фюзеляжа с задним лонжероном центроплана и с диафрагмами средней части центроплана;
- крепление шпангоутов № 4 и 7 через кронштейны с верхними и нижними поясами переднего и заднего лонжеронов центроплана;
- крепление каркаса заднего дивана кабины самолета с помощью профилей и диафрагм к средней части центроплана.

**Нагрузки, действующие на крыло, и его работа в полете.** Крыло самолета представляет собой балку, нагруженную распределенными и сосредоточенными силами, под действием которых оно может изгибаться и закручиваться.

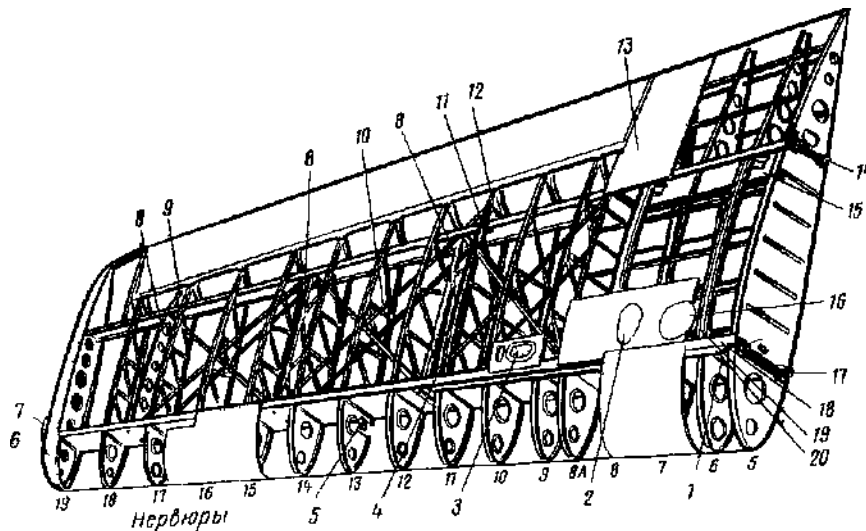


Рис. 18. Каркас консоли крыла:

- |  |   |
|--|---|
| 1 - передний лонжерон;                                 | 11 - средний узел навески элерона;                |
| 2 - крышка люка заправочной горловины топливного бака; | 12 - люк подхода к среднему узлу навески элерона; |
| 3 - крышка люка подхода к датчику ИД-З;                | 13 - обшивка;                                     |
| 4 - контурная нервюра;                                 | 14 - задний стыковой узел;                        |
| 5 - швартовочный узел;                                 | 15 - задний лонжерон;                             |
| 6 - законцовка;  | 16 - крышка люка топливомера;                     |
| 7 - аэронавигационный огонь;                           | 17 - передний стыковой узел;                      |
| 8 - распорная нервюра;                                 | 18 - верхний угольник переднего лонжерона;        |
| 9 - концевой узел навески элерона;                     | 19 - боковая нервюра;                             |
| 10 - ленточная расчалка;                               | 20 - верхний пояс переднего лонжерона.            |

В полете, при взлете и посадке на крыло самолета Як-18Т действуют следующие внешние нагрузки:

- распределенные по поверхности аэродинамические нагрузки от аэродинамических сил  $Q_{aэр}$ ;
- распределенные по поверхности массовые нагрузки от веса конструкции -  $Q_{ин}$ ;
- сосредоточенные нагрузки от веса агрегатов, размещенных в крыле (шасси, топливные баки, аккумуляторная батарея т. д.);
- сосредоточенные нагрузки от немассовых сил (нагрузки от шасси при посадке самолета, при разбеге и пробеге).

На неустановившихся режимах полета, например во время взлета и посадки, при выполнении пилотажа, на крыло самолета действуют еще и инерционные массовые силы.

Перечисленные нагрузки являются исходными данными для анализа напряжений в конструкции крыла и его расчета на прочность.

На рис.19 показана схема приложения погонных нагрузок и крутящих моментов, действующих на крыло. Воздушная нагрузка, действующая на полотняную и металлическую (несущую) обшивку в виде разрежения или давления, воспринимается последней как пластиной, опирающейся в данном случае на нервюры и лонжероны.

Нагрузка, воспринимаемая обшивкой, через заклепки передается на нервюры, которые в свою очередь передают свою нагрузку на лонжероны. При этом обшивка загружается и касательными усилиями от крутящего момента, возникающего из-за того, что линия центров давления и линия центров тяжести крыла не совпадает с линией центров жесткости крыла - осью, относительно которой крыло закручивается. Касательные усилия от крутящего момента  $m$ , а

также усилия от крутящих моментов, создаваемых сосредоточенными грузами, суммируются от нервюры к нервюре и передаются замкнутым контуром обшивки на усиленную корневую нервюру, а с нее на опорные узлы крепления крыла к фюзеляжу. Стенки лонжеронов, нагруженные силами от нервюр, работают на сдвиг, уравниваясь на опорных узлах фюзеляжа (рис.20).

Кроме крутящего момента, в каждом сечении крыла действуют поперечная сила  $Q$  и изгибающий момент  $M_{изг.}$ , создаваемые погонной нагрузкой  $q = q_{аэр} - q_{ин}$  и действием сосредоточенных грузов. Эпюры поперечных сил, изгибающих и крутящих моментов, построенные по размаху крыла, позволяют провести расчет сечений крыла на прочность.

Описанное взаимодействие элементов конструкции крыла позволяет установить их силовое назначение в конструкции. Так как обшивка крыла тонкая, а стрингеры отсутствуют, то практически весь изгибающий момент крыла и поперечная сила воспринимаются двумя лонжеронами крыла - мощными продольными балками с верхней и нижней полками. Одна из полок каждого лонжерона при этом работает на растяжение, другая - на сжатие. Стенки лонжеронов воспринимают поперечную силу и часть крутящего момента крыла, работая при этом на сдвиг.

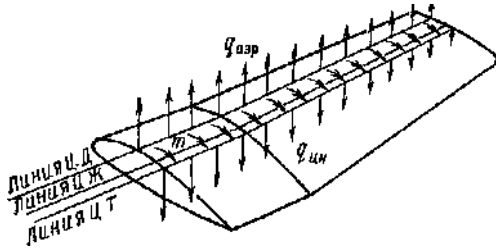


Рис. 19. Погонные нагрузки и крутящие моменты, действующие на крыло

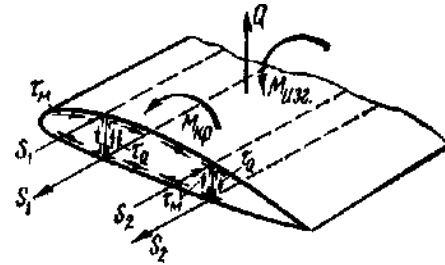


Рис. 20. Силы, нагружающие элементы конструкции крыла:

$S$  - усилия в поясах лонжеронов;

$\tau_Q$  - касательные напряжения, уравнивающие поперечную силу  $Q$ ;

$\tau_M$  - касательные напряжения уравнивающие крутящий момент.

Крыло самолета не имеет стрингеров - продольных элементов, которые вместе с поясами лонжеронов и обшивкой воспринимали бы изгибающий момент. Как показали испытания подобного же крыла стрингерной конструкции, даже при наличии сильных поясов лонжеронов, уже при нагрузке около 50 - 60% от разрушающей теряют устойчивость и на панелях крыла после снятия нагрузки наблюдаются местные остаточные деформации. Нервюры, являющиеся поперечными балками, обеспечивают заданную форму профиля крыла, передают аэродинамическую нагрузку на лонжероны и подкрепляют обшивку и стенки лонжеронов.

Силовая схема крыла определила четыре основных типа нервюр: силовые, нормальные, нервюры отсеков топливных баков и распорные.

Силовые и нормальные нервюры образуют контур крыла, но если силовые нервюры воспринимают всю нагрузку, действующую на крыло, и передают ее лонжеронам, то нормальные нервюры консоли крыла воспринимают лишь незначительную нагрузку от подъемных сил, действующих на полотняную обшивку. Для подкрепления обшивки, увеличения местной прочности крыла и установки в нем агрегатов и узлов шасси, систем управления и оборудования в силовой схеме центроплана использован дополнительно к нервюрам набор диафрагм и профилей жесткости.

В силовой схеме крыла самолета Як-18Т применены два типа обшивок: тонкая металлическая и полотняная. Металлическая обшивка центроплана и топливных отсеков консолей работает на кручение. В этой части крыла имеются два контура, воспринимающие кручение (см. рис. 20), и крутящий момент распределяется между ними пропорционально их жесткостям. Кручение концевой части консоли с полотняной обшивкой воспринимается как пространственной фермой, образованной лонжеронами, распорными нервюрами и тремя парами расчалок, установленных между нервюрами в верхней и нижней плоскостях, так и носком крыла. При этом на него приходится около 80% сил кручения.

Полотняная обшивка концевой части консоли образует заданную форму крыла и воспринимает местную аэродинамическую нагрузку. Нагрузкой для элерона являются аэродинамические силы, приложенные к его обшивке в виде сил давления и разрежения. Инерционные силы элеронов ввиду их малости при расчетах не учитывались.

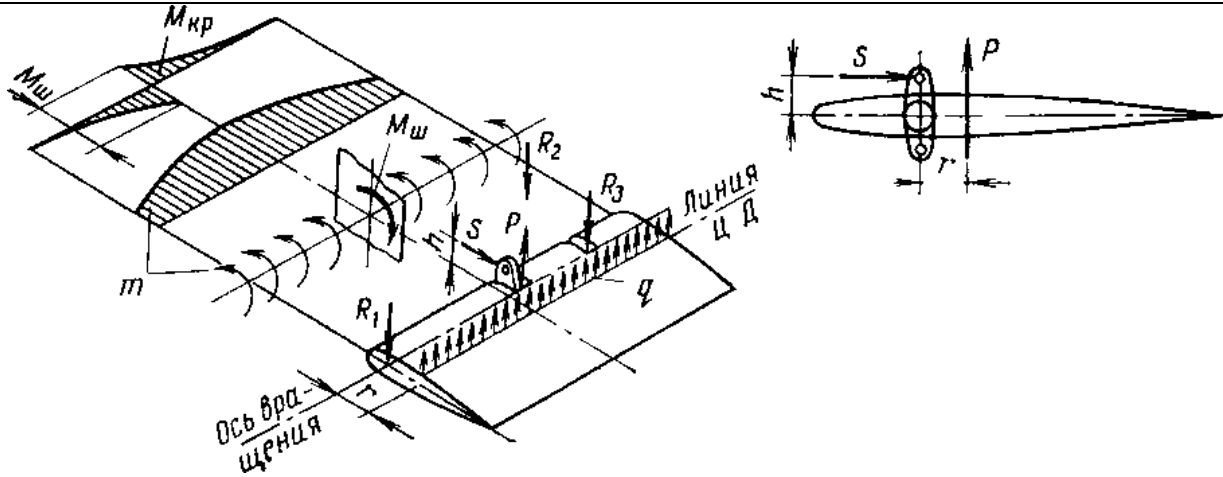


Рис 21 Кручение элерона:

$m$  - крутящий момент,  $M_{ш}$  - шарнирный момент,  $R_1, R_2, R_3$  - реакции опор элеронов,  $r$  - расстояние между осью вращения и линией центров давления,  $p$  - аэродинамическая нагрузка.

По хорде элерона нагрузка распределяется по закону трапеции, а по его размаху - пропорционально хордам. Воздушная нагрузка воспринимается обшивкой элерона и передается ею на нервюры, которые работают на изгиб и передают нагрузку на лонжерон, создавая кручение элерона моментами  $m = rP$  (рис. 21). Лонжерон передает нагрузки от нервюр на узлы подвески и рассчитывается на изгиб как трехопорная балка, нагруженная переменной нагрузкой.

Нагружение элементов конструкции элерона при кручении рассматривается при условии защемления его в сечении по нервюре № 4, к которому подходит рычаг управления. В этом сечении крутящий момент наибольший. Суммарный момент всех нагрузок уравнивается моментом силы в тяге управления:

$$M_{ш} = S h$$

где  $S$  и  $h$  - сила, создаваемая движением рычага управления, и ее плечо.

## 2. Центроплан

Прямоугольный центроплан (см. рис. 6) цельнометаллической конструкции состоит из каркаса и обшивки. Каркас собран из двух лонжеронов (переднего и заднего), шести силовых нервюр, диафрагм, профилей жесткости, носков нервюр, хвостиков нервюр и носового профиля. Основными элементами каркаса являются лонжероны, к которым крепятся нервюры и диафрагмы.

Передний лонжерон центроплана 24 представляет собой клепаную балку двутаврового сечения, состоящую из стенки толщиной 1,5 мм и двух полок. Стенка изготовлена из материала Д16АТ и подкреплена вертикальными профилями. Каждая полка состоит из двух прессованных профилей Д16Т по два профиля на верхней и нижней полках. Профили малкованы по контуру центроплана. Верхняя полка усилена накладкой из материала Д16АТ толщиной 3 мм, нижняя полка - 1,5 мм. В стенке лонжерона с правой стороны имеется вырез под выходной канал масляного радиатора, а по оси самолета - вырез под коммуникации рулевого управления и самолетных систем. Вырезы подкреплены накладками и окантовками из материала Д16АМ.

На концах лонжерона установлены передние узлы стыковки 23 центроплана с консолями. Каждый узел состоит из хроманселевой накладки толщиной 2 мм и плоских ушков также из материала 30ХГСА, которые крепятся к полкам лонжерона болтами, а к стенке заклепками.

Задний лонжерон центроплана 17 представляет собой балку швеллерного сечения, изготовленную из листового материала Д16М толщиной 2 мм. Верхняя и нижняя полки балки по всей длине усилены уголкового дюралевым профилем Д16Т с размерами 38×38×3 мм. Стенка лонжерона подкреплена вертикальными профилями.

На концах заднего лонжерона установлены хроманселевые задние узлы стыковки центроплана с консолями. На заднем лонжероне центроплана установлены узлы подвески главных ног шасси и узлы крепления воздушных цилиндров - подъемников посадочного щитка. Кроме того, на нижней полке заднего лонжерона закреплена дюралевая петля подвески посадочного щитка.

Перед передним лонжероном в правой и левой частях центроплана установлено 10 носков нервюр. Они изготовлены из листового материала Д16АМ толщиной 0,8 мм, отбортованы по контуру и имеют отверстия облегчения. К переднему лонжерону носки крепятся заклепками.

Носки нервюр соединены между собой носовым профилем. За задним лонжероном в правой и левой частях центроплана установлены хвостики нервюр. Они имеют отверстия облегчения и попарно связаны между собой диафрагмами; к заднему лонжерону хвостики крепятся заклепками.

Силовые нервюры состоят из носка, изготовленного из материала Д16АМ толщиной 1 мм, сплошной средней стенки из материала Д16АТ толщиной 1,5 мм, подкрепленной у торцевой нервюры вертикальными уголками из профилей Д16Т, и хвостика, изготовленного из материала Д16АМ. Средняя часть нервюры по верхнему и нижнему контурам проклепана с уголками из профиля Д16.

Между лонжеронами с правой и левой стороны набор поперечных и продольных диафрагм швеллерного сечения образует нишу и купол 26 шасси. Диафрагмы изготовлены из материала Д16АМ.

На диафрагмах, образующих стенки ниши шасси, установлены вторые узлы подвески главных ног шасси, а также кронштейны под установку замков убранного положения главных ног 22. Стыковка диафрагм между собой и крепление их к лонжеронам осуществляются заклепками с помощью угольников. Каркас центроплана под полом кабины представляет собой поперечный набор из четырех диафрагм 3, расположенных между лонжеронами и соединенных через них с продольным набором фюзеляжа. Диафрагмы выполнены из материала Д16АМ, срезаны в верхней части по контуру пола кабины, снизу и сверху имеют вырезы под продольные профили Д16Т, на которых установлен пол кабины. Вырезы подкреплены профилями Д16Т. Крепление диафрагм к лонжеронам осуществляется заклепками. Обшивка центроплана крепится к каркасу заклепками. Она выполнена из материала Д16АТ и в местах крепления потайными заклепками подштампована.

В носке правой части центроплана на расстоянии 920 мм от оси самолета имеется вырез, в котором установлен маслорадиатор 2281-2-0. Вырез окантован обтекателем, внутренний контур которого образует канал для подвода воздуха в маслорадиатор. Обтекатель сварен из материала АМг6БМ и крепится к обшивке с помощью винтов и анкерных гаек. Для отвода воздуха из маслорадиатора используется выходной канал, который выполнен в виде плавного изогнутого сварного патрубка. Один конец, патрубка закреплен в вырезе в стенке переднего лонжерона, другой - на нижней обшивке центроплана за передним лонжероном. Выходное сечение канала на нижней обшивке закрывается управляемой створкой, с помощью которой изменяется расход воздуха на охлаждение маслорадиатора и тем самым регулируется температура масла на входе в двигатель. Створка имеет коробчатое сечение, изготовлена из материала Д16АТ и крепится к обшивке с помощью шомпольной петли.

Для удобства посадки в кабину на верхней поверхности центроплана около входных дверей приклепаны дорожки, представляющие собой рифленые ленты из материала Д16АМ. Для того чтобы подняться на крыло, с правой стороны на расстоянии 890 мм от оси самолета на центроплане установлена съемная подножка, а с левой стороны - стационарная. Правая подножка представляет собой сварную из хроманселевых труб диаметром 20 мм конструкцию, крепится к центроплану с помощью двух крючков, изготовленных из материала Ст.20 и приклепанных к хвостикам нервюр центроплана.

Левая подножка также сварена из хроманселевых труб размером 20×1 мм и крепится к четырем стальным кронштейнам, установленным на хвостиках нервюр центроплана с помощью стыковых болтов 0,5 мм (передние узлы крепления) и валиков 0,4 мм (задние узлы крепления).

### 3. Консоли крыла

Консоли крыла (см. рис. 18) состоят из каркаса, дюралевой и полотняной обшивок.

**Каркас консолей.** Каркас каждой консоли собран из двух лонжеронов 1 и 15 и девятнадцати нервюр, в число которых входят нормальные, силовые, баковые и три распорные. Каркас расчленен шестью стальными ленточными расчалками 10, расположенными по диагонали между распорными нервюрами в двух плоскостях. В каждой консоли, в отсеке между лонжеронами и нервюрами № 5 и 8А размещен топливный бак. В лобовом отсеке левой консоли между нервюрами № 9 и 10 установлена фара, которая крепится на специальном лонжероне, изготовленном из материала Д16АТ толщиной 1 мм.

На левой же консоли у нервюры № 16 закреплен приемник воздушных давлений ПВД-6М. Он представляет собой стальную трубку размером 28×1 и длиной 340 мм, приваренную точечной сваркой к двум скобам, которые своими лапками приклепаны к элементам каркаса. На обеих консолях между нервюрами № 13 и 14 на переднем лонжероне установлены стальные узлы швартовки 5 самолета. На ободах законцовок консолей расположены аэронавигационные огни БАНО - 45.

На каждой консоли установлены три узла подвески элерона; корневой на нервюре № 8А, средний 11 на первой распорной нервюре между контурными нервюрами № 11 и 12, концевой 9 на третьей распорной нервюре между контурными нервюрами № 17 и 18. Хвостики нервюр начиная с № 8А укорочены и образуют элеронный отсек.

**Лонжероны консолей.** Передний лонжерон консоли представляет собой клепаную балку переменного сечения, состоящую из стенки и двух полок. Стенка изготовлена из листового материала Д16АТ толщиной 1,5 мм и собрана из двух частей, склепанных между собой на участке между нервюрами № 11 и 12. Полки лонжерона между нервюрами № 5 и 12 (верхняя и нижняя) состоят из верхнего и нижнего поясов 20 и верхнего и нижнего угольников лонжеронов 18. Верхний пояс и верхний угольник лонжерона изготовлены из дюралевых профилей ПР С1650-4 и Пр 650-3, нижний угольник - из дюралевого профиля Пр 10С-15, нижний пояс представляет собой листовую накладку из материала Д16АТ толщиной 5 мм.

Между нервюрами № 12 и 17 полки лонжерона состоят из верхнего и нижнего угольников. От нервюры № 17 до 19 лонжерон представляет собой швеллер, изготовленный из листового материала Д16АМ толщиной 2 мм. Задний лонжерон швеллерного сечения изготовлен из листового материала Д16АМ толщиной 2,5 мм и состоит из двух частей, склепанных внахлестку между собой на участке между нервюрами № 14 и 15. Верхняя полка лонжерона до нервюры № 12 усилена уголком из дюралевого листа толщиной 3 мм. В стенке лонжерона у нервюры № 11 имеется вырез под угловую качалку управления элеронами. В корневой части переднего и заднего лонжеронов на болтах Ø 6 и 8 мм установлены штампованные из материала 30ХГСА узлы стыковки консолей с центропланом. На поясах переднего лонжерона и на стенке заднего лонжерона имеются упоры для фиксации распорных нервюр. Упоры закреплены совместно с ушками крепления ленточных расчалок.

В местах установки упоров стенка переднего лонжерона подкреплена вертикальными профилями, изготовленными из материала Д16АТ.

**Нервюры консолей.** Нормальные нервюры крыла с № 9 по № 19 (рис. 22) изготовлены из дюралюминия. Нервюры разрезные, со штампованными из листа толщиной 0,8 и 1,0 мм носками. Носки нервюр имеют отбортованные отверстия облегчения. Нервюры с № 9 по 18 - ферменной конструкции, изготовлены клепкой из профилей П-



образного сечения с толщиной листа 0,5 мм. Нервюра № 19 имеет штампованные среднюю стенку и хвостик толщиной 0,8 мм.

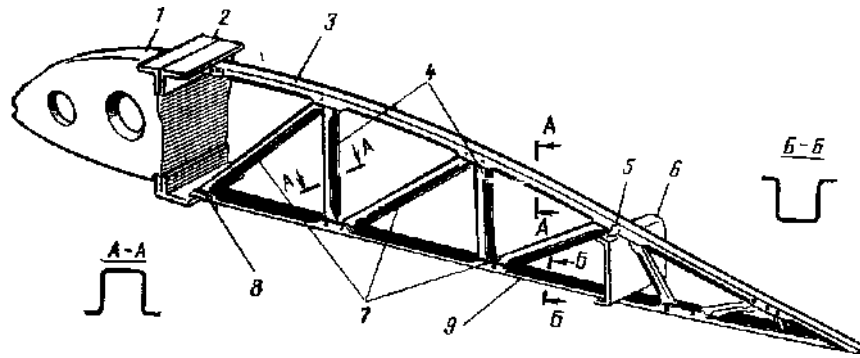


Рис. 22 Нормальная нервюра консоли крыла.

- 1 – носик;
- 2 - передний лонжерон отъемной части крыла;
- 3 - верхний пояс нервюры;
- 4 – стойки;
- 5 - уголок крепления верхнего пояса к лонжерону;
- 6 - задний лонжерон консоли;
- 7 – раскосы;
- 8 - кница крепления нижнего пояса к лонжерону;
- 9 - нижний пояс нервюры.

Силовые нервюры № 5 и № 8А состоят из двух полок (верхней и нижней), изготовленных из профилей Г - образного сечения Д16Т Пр 100-3 и штампованной дюралевой стенки толщиной 0,8 мм.

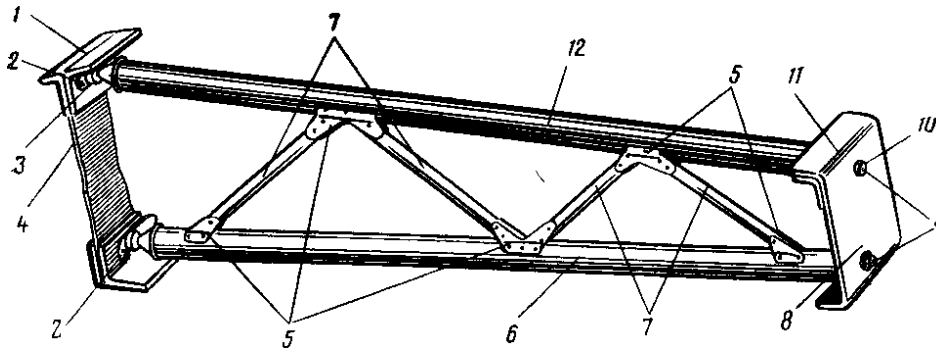


Рис 23. Распорная нервюра консоли крыла.

- 1 - передний лонжерон консоли крыла;
- 2 - серьга крепления ленточных расчалок;
- 3 - упор;
- 4 - стенка лонжерона;
- 5 – кницы;
- 6 - нижний пояс нервюры;
- 7 – раскосы;
- 8 - задний лонжерон консоли крыла;
- 9 – упор;
- 10 – гайка;
- 11 – шайба;
- 12 - верхний пояс нервюры.

Нервюра № 7 в средней части изготовлена из профилей Z-образного сечения толщиной 0,8 мм и имеет вырез под установку топливного бака.

Таблица 5. Спецификация ленточных расчалок

Место установки	№ расчалки	Длина, мм	Количество на одну консоль
1-й крест между контурной нервюрой № 8А и распорной нервюрой №1	№7	1000	4
2-й крест	№6	950	4
3-й крест	№6	910	4

Таблица 6. Сила натяжения ленточных расчалок

Расчалки	Кресты расчалок		
Нижний предел натяжения, кгс	275	220	220
Верхний предел натяжения, кгс	455	308	308

По нервюрам № 6 и 8 осуществлено крепление баков топливной системы: средние верхние части этих нервюр изготовлены из профилей П-образного сечения толщиной 0,8 мм. Бак подтягивается к этим профилям металлическими лентами, одни концы которых крепятся к профилям нервюр, а другие стягиваются с помощью тандеров. На поверхности П-образных профилей и лент, прилегающих к баку, наклеены полосы фетра, предохраняющие баки от потеростей.

Две распорные нервюры № 1 и № 2, расположенные между контурными нервюрами № 11 - 12 и № 14 - 15, ферменной конструкции и изготовлены из труб (рис 23). Пояса распорных нервюр № 1 и 2 изготовлены из трубы Д1Т размером 25×1, а раскосы всех нервюр - из труб Д1Т16×1. К поясам с раскосами прикрепаны штампованные кницы толщиной 1,5 мм. В концы труб поясов вставлены точеные из материала Д16Т конусные или ушковые стаканчики (пояса нервюры № 1 со стороны заднего лонжерона), которыми нервюры фиксируются в упорах и ушковых болтах, установленных на полках лонжеронов.

Распорная нервюра № 3, расположенная между нервюрами № 17 и 18, штампована из материала Д16АМ толщиной 2 мм. Пояса нервюры образованы из профилей Д16Т Пр 102-2. Невюра крепится к лонжеронам с помощью стальных ушковых болтов, они же крепят и серьги расчалок. Упоры под распорные нервюры № 1 и 2 изготовлены из стали 45; с одного конца они имеют конусные углубления под стаканчиками нервюр, другой конец упоров имеет резьбовую часть. Упоры и ушковые болты крепятся к полкам лонжеронов совместно с серьгами крепления ленточных расчалок (см. рис 18). Серьги изготовлены из листовой стали 20 толщиной 3 и 4 мм. На серьгах у отверстий крепления ленточных расчалок припаяны шайбы.

Справочные данные по расчалкам приведены в табл. 5 и 6.

**Узлы навески элерона.** На каждой консоли крыла установлено по три узла навески элерона. Корневой узел прикрепан к хвостовику силовой нервюры № 8А. Он представляет собой сварной из материала 30ХГСА кронштейн, состоящий из стального уголка и втулки с отверстием под ось навески элерона.

Средний и концевой узлы навески элерона представляют собой штампованные из материала АК-6 кронштейны, в отверстиях которых запрессованы двухрядные шарикоподшипники для болтов навески. Средний узел крепится четырьмя болтами к заднему лонжерону, причем два из них - ушковые. Они одновременно крепят к заднему лонжерону распорную нервюру № 2.

Концевой узел навески крепится к двум ушковым болтам крепления распорной нервюры № 3 и может свободно вращаться в горизонтальной плоскости вокруг оси крепления его к ушковым болтам.

**Обшивка консолей.** Носок консоли до переднего лонжерона по всему размаху, вся часть каркаса между нервюрами № 5 и 8А обеих консолей имеют дюралевую обшивку, средняя часть каркаса консоли от нервюры № 8Л до законцовки - полотняную. Металлическая обшивка расположена и на нижней поверхности средней части каркаса, придавая определенную форму щели между крылом и элероном. Обшивка толщиной Ø 1,2 мм приклепывается к бортам хвостиков нервюр и входит в обод крыла.

Законцовка консоли крыла 6 (см. рис. 18) представляет собой обтекатель, штампованный из материала Д16 толщиной 0,8 мм. Соединение обтекателя с нервюрой № 19 осуществляется заклепками. Лобовая обшивка толщиной 0,8 мм приклепывается к бортам носков нервюр заклепками Ø 2,6 мм. Металлическая обшивка между нервюрами № 5 и 8А состоит из четырех панелей, изготовленных химическим фрезерованием.

Верхняя и нижняя панели, расположенные между лонжеронами и нервюрами № 5 и 8А, изготовлены из материала Д16АТ толщиной 1,2 мм с минимальной толщиной химического фрезерования до 0,6 мм. Верхняя панель прикрепана к каркасу заклепками диаметром 4 мм. Нижняя панель для обеспечения подхода к топливному баку сделана съемной и крепится к каркасу винтами и анкерными гайками. На обеих панелях по линии нервюр № 6 и 8 прикрепаны ложементы фасонного профиля для крепления топливного бака. Верхняя и нижняя хвостовые панели изготовлены из материала Д16АТ толщиной 1,0 мм и химически фрезерованы до 0,6 мм. Панели прикрепаны к каркасу с помощью заклепок Ø 2,6 мм.

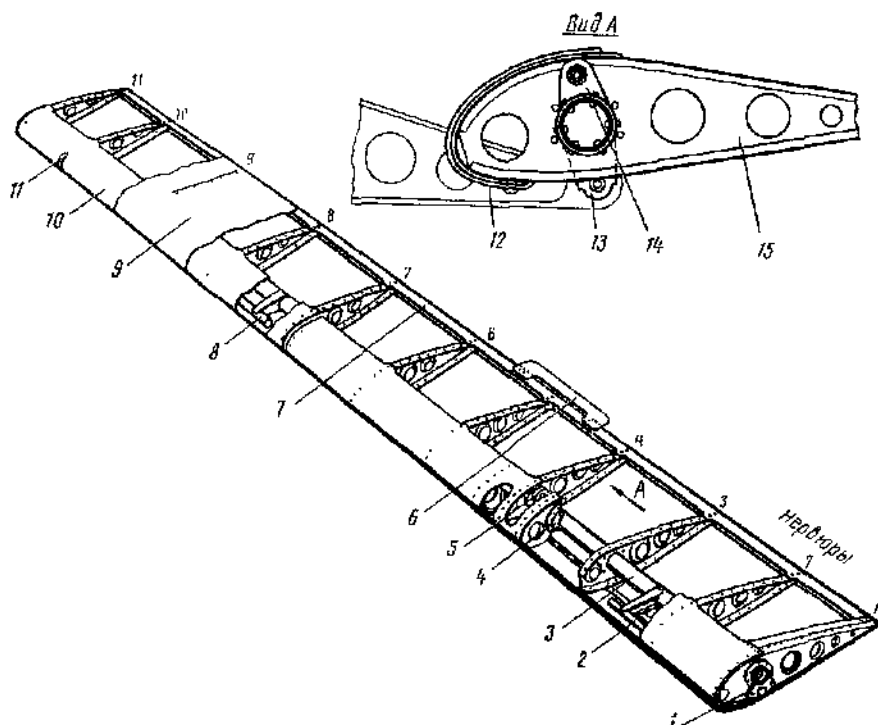


Рис. 24. Элерон:

- 1 - корневой узел навески элерона;
- 2 - балансировочный груз;
- 3 - лонжерон элерона;
- 4 - дюралевый уголок;
- 5 - кронштейн подсоединения тяги управления элероном;
- 6 - триммер элерона;
- 7 - хвостовой стрингер;
- 8 - балансировочный груз;
- 9 - полотняная обшивка;
- 10 - дюралевая обшивка;
- 11 - концевой узел навески элерона;
- 12 - кронштейн навески элерона;
- 13 - элеронный кронштейн среднего узла навески элерона;
- 14 - кронштейн подсоединения тяги;
- 15 - нервюры элерона № 4.

Полотняная обшивка консоли выполнена из антисептированного материала АМ - 100. Между полотном и нитками по полкам нервюр проложены усилительные киперные ленты с прошивкой кромки ленты по концам и в середине. Ленты приклеены клеем АК - 20. С этой же целью пояса переднего лонжерона оклеены перкалевой лентой. Швы по контурам консоли оклеены зубчатой лентой ЛАПЗ шириной 40 мм, а по контурам нервюр шириной 30 мм.

Вырезы под лючки и отверстия оклеены также зубчатыми лентами и полотняными шайбами. Перед обтяжкой полотном носок крыла покрывается один раз аэролаком первого покрытия Л - 1Н.

К зашивке элеронного отсека полотнище чехла приклеивается клеем АК - 20. Полотняная обшивка консолей покрывается аэролаком и окрашивается перхлорвиниловыми эмалями ХВ - 16. Все наружные швы, машинные и ручные, после второго покрытия проглаживаются ручной гладилкой. У каждой нервюры в месте выхода ее к заднему лонжерону в обшивке сделаны дренажные отверстия, оклеенные целлулоидными шайбами. Все заклепочные швы и стыки обшивки выравнивают шпаклевкой АШ - 32 (желтой).

**Элероны** - органы поперечного управления самолетом. На самолете Як-18Т используются элероны щелевого типа (рис. 24), с дифференциальным управлением, представляющие собой отклоняющиеся части крыла, расположенные на его концах вдоль задней кромки.

Элерон установлен на каждой консоли крыла между нервюрами № 8А и 19. Кинематически оба элерона связаны так, что при повороте штурвала управления самолетом влево или вправо элероны на левом и правом крыле отклоняются в разные стороны. При повороте штурвала вправо левый элерон отклоняется вниз, правый - вверх, при повороте штурвала влево - правый элерон отклоняется вниз, а левый отклоняется вверх. У крыла с опущенным элероном подъемная сила увеличивается, а у крыла с поднятым элероном подъемная сила уменьшается. Разность подъемных сил создает кренящий момент, под действием которого самолет начнет вращаться в сторону поднятого элерона.

Самолет с обычными элеронами, отклоняющимися на одинаковые углы, обладает хорошей поперечной управляемостью только на малых углах атаки. На больших углах атаки лобовое сопротивление крыла с опущенным элероном увеличивается на большую величину, чем лобовое сопротивление крыла с поднятым элероном. Вследствие разности лобовых сопротивлений крыльев возникает момент рыскания и нарушается устойчивый режим виража.

Самолет начинает скользить в сторону, обратную крену. Это особенно опасно на малой скорости и при больших углах атаки, когда самолет может войти в штопор.

Для уменьшения разворачивающего момента на самолете применяется дифференциальное управление элеронами. Дифференциальное управление имеет такую кинематику, при которой отклонение одного элерона вверх происходит на больший угол, чем другого вниз при постоянном соотношении между углами.

Щелевые элероны с дифференциальным управлением, создавая при отклонении обычную разность подъемных сил левого и правого полукрыла, имеют и разное по величине лобовое сопротивление. У поднятого элерона лобовое сопротивление возникает вследствие того, что его носок отклоняется вниз и выступает за габариты профиля крыла (рис. 25). Кроме того, благодаря разности углов отклонения элеронов ( $20^\circ$  вверх и  $15^\circ$  вниз) сопротивление поднятого элерона а, следовательно, и лобовое сопротивление будет больше.

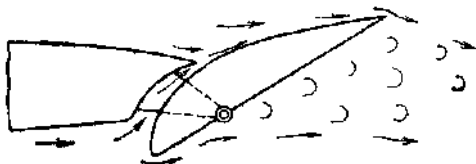


Рис. 25 Схема работы элерона

Элероны имеют весовую балансировку и осевую аэродинамическую компенсацию. Весовая балансировка, заключающаяся в совмещении его центра тяжести с осью вращения, достигается грузом, расположенным в носовой части элерона. В случае отсутствия весовой балансировки при колебаниях крыла вверх - вниз сила инерции элерона, приложенная в центре тяжести, будет вызывать его отклонение и создавать дополнительную аэродинамическую силу, направленную в сторону движения крыла и являющуюся возмущающей.

Работа, совершаемая возмущающей силой, может быть настолько большей, что приведет к возникновению одного из видов флаттера - изгибно-элеронного (упругих самовозбуждающихся колебаний крыла самолета). С момента возникновения флаттер настолько быстро развивается, что через весьма незначительный промежуток времени конструкция разрушается.

Для уменьшения усилия на штурвале при управлении элеронами последние имеют аэродинамическую компенсацию, которая осуществляется с помощью осевого компенсатора - части элерона, расположенной перед его осью вращения на всей его длине. Уменьшение усилий на штурвале при применении аэродинамической компенсации происходит за счет того, что часть аэродинамической силы, действующей на элерон, приходится на осевой компенсатор и создает момент, противоположный моменту на самом элероне. Относительная площадь осевой компенсации элерона самолета Як-18Т составляет 0,265. Больше увеличение относительной площади компенсатора уравнивает моменты элерона и компенсатора и приводит к «перекомпенсации», которая недопустима в управлении самолетом.

Конструкция элерона самолета Як-18Т состоит из каркаса и обшивки (см. рис. 24). Каркас элерона собран из трубчатого лонжерона, изготовленного из трубы Д16Т 38x2 мм, одиннадцати нервюр и хвостового стрингера. Нервюры отштампованы из материала Д16. Крепление нервюр к лонжерону производится заклепками с помощью дюралевого штампованного уголка. В стенках нервюр имеются отверстия под лонжерон и отверстия облегчения. Носок элерона по всей длине обшит дюралевым листом толщиной 0,5 мм, хвостики нервюр связаны между собой хвостовым стрингером, изготовленным из материала Д16АМ с толщиной листа 0,5 мм.

К хвостовому стрингеру между нервюрами № 4 и 6 приклепан триммер элерона, представляющий собой пластинку из материала Д16АТ толщиной 1,2 мм с десятью отверстиями  $\varnothing 1,5$  мм, расположенными в одну линию, позволяющими

легко отгибать пластинку на земле при подготовке к полету для необходимой балансировки самолета по замечанию пилота. Обшивка элерона выполнена из полотна АМ - 100 и натянута на каркас элерона «чулком». При обтяжке каркаса полотном допускается расположение основы полотна перпендикулярно нервюрам. Крепление полотна к нервюрам осуществляется нитками «Маккей» 9,5/8.

Все заклепочные соединения под полотняной обшивкой оклеиваются бумагой с клеем АК - 20. Сверху обшивка покрыта аэролаком и окрашена эмалью. Лакокрасочное покрытие полотняной обшивки элерона производят аналогично покрытию консолей крыла.

Навеска элерона на консоль осуществляется на трех узлах. Два узла приклепаны к лонжерону элерона в районах нервюр № 4 и № 10. Третий узел навески, представляющий собой сварной из стали 20 кронштейн с впрессованным в него шарикоподшипником, приклепан к нервюре № 1. На лонжероне элерона, кроме узлов навески, установлен в районе нервюры № 4 кронштейн для подсоединения тяги управления.

Кронштейн выполнен из материала АК-6. В ушко кронштейна для подсоединения тяги запрессован шарикоподшипник. В носке элерона в корневой и концевой частях установлены балансировочные грузы, представляющие собой стальные трубки, закрепленные с помощью специальных дюралевых кронштейнов на лонжероне элерона.

**Посадочный щиток.** Для уменьшения посадочной скорости и длины пробега при посадке на центроплане установлен посадочный щиток типа «Шренк», расположенный по всему размаху центроплана. Хорда щитка равна 450 мм. Увеличение подъемной силы крыла при отклонении щитка происходит за счет увеличения вогнутости (кривизны) профиля и образования зоны разрежения между неподвижной частью крыла и щитком.

Щиток (рис. 26) представляет собой клепаную конструкцию, состоящую из лонжерона швеллерного сечения, 13 штампованных нервюр, подкрепляющих носков Z - образного сечения, хвостового стрингера, верхней коробки и листовой дюралевой обшивки. Лонжерон щитка изготовлен из материала Д16АТ - Л1,0; нервюры - из Д16АМ - 0,8; подкрепляющие носки щитка - из Д16АМ - 0,6. Передняя часть каркаса щитка с

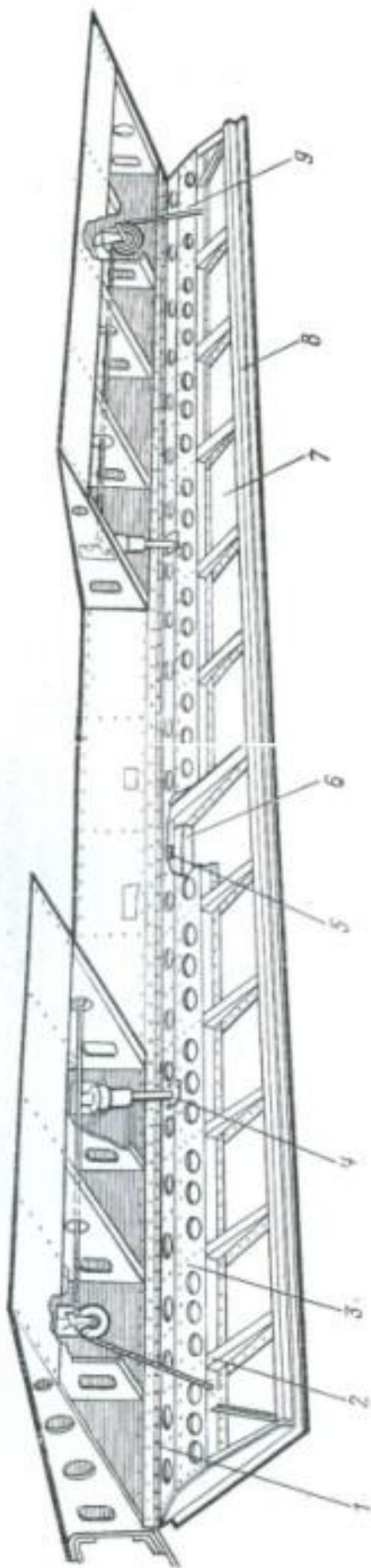


Рис 26. Посадочный щиток:

1 - петля крепления щитка к центроплану; 2 - нервюра; 3 - коробка; 4 - левый узел крепления штока подъемника щитка; 5 - подкрепляющий носок; 6 - лонжерон; 7 - обшивка; 8 - хвостовой стрингер; 9 - левый узел крепления амортизатора

внутренней стороны усилена коробкой 3, изготовленной из материала Д16АМ с толщиной листа 1 мм, с выштампованными по всей длине рядами отверстий облегчения. На задней кромке щитка приклепан стрингер 8, изготовленный из материала Д16АТ, который связывает хвостики нервюр.

Обшивка щитка изготовлена из материала Д16АТ и крепится к каркасу заклепками. Щиток крепится к центроплану с помощью петли 1.

Одна створка петли прикреплена к щитку, вторая к заднему лонжерону центроплана. Створки петель соединены между собой шомполом из проволоки ОВС. В носовой части щитка по нервюрам № 5 и 10 (считая слева по полету) установлены узлы крепления штоков подъемников щитка 4. Узлы представляют собой сварные из материала 30ХГСА кронштейны, которые крепятся заклепками к обшивке и лонжерону центроплана. Узлы крепления шнурового амортизатора 9 состоят из двух ушков, изготовленных из материала Д16АТ толщиной 1,2 мм, соединенных между собой трубчатой стальной заклепкой С203Т 8х1 мм, образующей отверстие для крепления амортизатора. Узлы крепятся к задней стенке и борту лонжерона щитка четырьмя заклепками.

К правой (по полету) торцевой нервюре щитка на расстоянии 245 мм от оси его навески приклепан стальной сварной кронштейн с втулкой, в которую вворачивается регулируемый нажимной винт концевого выключателя щитка.

#### 4. Люки и вырезы в крыле

Для обслуживания оборудования, размещенного в крыле, для монтажа и осмотра узлов управления на верхней и нижней поверхности обшивки крыла сделаны люки. Все люки закрываются крышками, устанавливаемыми заподлицо с обшивкой, а вырезы для «их с внутренней стороны крыла усиливаются окантовками, выполненными из листового материала Д16АМ различной толщины и отбортованными.

На верхней поверхности центроплана люков нет. Снизу на правой половине центроплана за передним лонжероном, между торцевой нервюрой и диафрагмой расположен люк для подхода к аккумулятору. Последний крепится непосредственно к крышке люка, выполненной из листового материала Д16АТ толщиной 0,8 мм и окантованной по контуру профилями Д16Т Пр101. Крышка люка установлена на шомпольной петле и удерживается в закрытом положении двумя пружинными замками типа «Дзус». В открытом положении при обслуживании аккумулятора крышка удерживается на двух тросиках Ø 3 мм.

С правой стороны в месте установки маслорадиатора в центроплане вырезана лобовая обшивка и установлен фигурный съемный воздухозаборник, который с помощью винтов и анкерных гаек прикреплен к переднему лонжерону и носкам нервюр центроплана. В нижней части воздухозаборника имеется овальный люк для подхода к сливной пробке маслорадиатора. Люк закрывается крышкой, изготовленной из листового материала Д16АМ толщиной 0,8 мм.

По оси симметрии центроплана к нижней полке заднего лонжерона крепится петля крышки люка для подхода к сливному крану расходного бака топливной системы. Крышка отштампована из материала Д16АМ и удерживается в закрытом положении двумя «Дзусами». Снизу на левой половине центроплана расположен люк для подхода к преобразователю ПО - 250. Вырез под него окантован нижней полкой заднего лонжерона, двумя специальными профилями и диафрагмой ниши шасси. Преобразователь закреплен непосредственно на крышке; при его

обслуживании крышка удерживается в открытом положении на двух тросиках Ø 3 мм. На верхней поверхности каждой консоли между нервюрами № 6 и 7 сделаны люки под топливомеры, а между нервюрами № 7 и 8 - люки под заливные горловины топливных баков (см. рис. 18). Крышки люков выполнены из листового материала Д16АМ толщиной соответственно 1 мм и 1,2 мм и в закрытом положении удерживаются пружинными замками типа «Дзус». Между нервюрами № 9 и 10 только на правой консоли имеется люк для подхода к датчику ИД - 3. Люк закрыт крышкой, выполненной из материала Д16АМ толщиной 1 мм, закрепленной шестью винтами с анкерными гайками. За задним лонжероном каждой консоли между нервюрами № 11 и 12 имеется люк для подхода к угловой качалке управления элеронами. Люк закрывается крышкой, установленной на петле. Крышка изготовлена из листового материала Д16АМ толщиной 0,8 мм и удерживается в закрытом положении пружинным замком типа «Дзус». На нижней поверхности каждой консоли за задним лонжероном между нервюрами № 8 и 8А расположены два люка - люк для подхода к промежуточной качалке управления элеронами и люк для подхода к корневому узлу навески элерона. Крышки обоих люков выполнены из листового материала Д16АМ толщиной 1 мм и крепятся к каркасу винтами с анкерными гайками и пружинным замком типа «Дзус». На съемных панелях каждой консоли, обеспечивающих подход к топливным бакам, на расстоянии 560 мм от оси переднего лонжерона расположен лючок для подхода к крану слива топлива. Он выполнен из материала Д16Т и крепится к панели двумя винтами с анкерными гайками. На участке между нервюрами № 9 и 10 в лобовом отсеке левой консоли расположен отсек фары. Сделанный в лобовой обшивке вырез под фару подкреплен дюралевой окантовкой, на которой установлены лапки из листовой стали 20 толщиной 0,6 мм для крепления стекла. Остекление выреза под фару выполнено органическим стеклом толщиной 3 мм. Окантовка и стекло поставлены по контуру носка консоли.

## ГЛАВА 4. ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

### 1. Общие сведения

Аэродинамические поверхности, образующие оперение самолета, обеспечивают продольную и путевую балансировку, устойчивость и управляемость.

Самолет Як-18Т - самолет нормальной аэродинамической схемы, который имеет горизонтальное и вертикальное оперение (рис. 27). Оперение самолета - однокилевое, подкосно-расчалочного типа.

Горизонтальное оперение представляет собой часть оперения самолета, предназначенную для обеспечения продольной балансировки, устойчивости и управляемости. На самолетах с дозвуковой скоростью полета, к которым относится и Як-18Т, горизонтальное оперение состоит из неподвижного стабилизатора 1 и подвижного руля высоты 2. Вертикальное оперение предназначено для путевой балансировки, устойчивости и управляемости самолета. Вертикальное оперение состоит из неподвижного киля 5 и подвижного руля направления 6. При определении размеров и компоновке оперения самолета учитывались следующие основные требования:

- оперение во всем диапазоне скоростей и высот на всех режимах полета должно обладать достаточной эффективностью;
- в конструкции и при компоновке должны быть исключены причины, способные вызвать вибрации типа флаттер или бафтинг при его обтекании воздушным потоком;
- оперение должно обеспечивать балансировку при возникновении несимметричной нагрузки в случае посадки с боковым ветром и т. д.

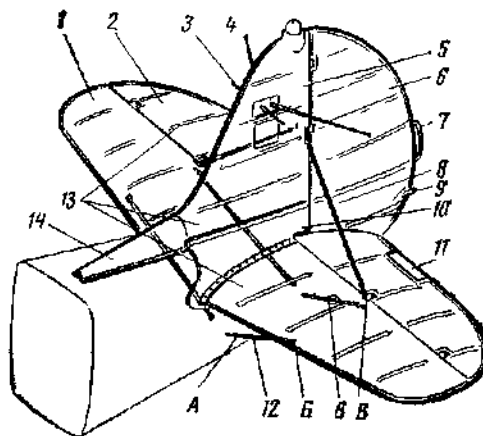


Рис. 27 Хвостовое оперение

- |   |  |
|---|--|
| 1 - стабилизатор;                             | 8 - ленточная расчалка;                |
| 2 - руль высоты,                              | 9 - хвостовой навигационный огонь;     |
| 3 - антенны посадочной системы самолета;      | 10 - зализ;                            |
| 4 - маяк;                                     | 11 - триммер руля высоты;              |
| 5 - киль;                                     | 12 - подкос стабилизатора;             |
| 6 - руль направления;                         | 13 - полотняная обшивка,               |
| 7 - компенсатор;                              | 14 - гаргрот;                          |
| А и Б - узлы крепления подкоса стабилизатора; | В - узел крепления ленточных расчалок. |

Выполнение этих требований, как и в крыле, в значительной мере зависит от геометрических параметров оперения. Внешние формы оперения.

#### Абсолютные геометрические параметры горизонтального оперения следующие:

Площадь, м <sup>2</sup>	3,185
Размах, м	3,540
Поперечное	0°
Установочный угол стабилизатора	0°
Площадь руля высоты, м <sup>2</sup> (с триммером)	1,235
Площадь двух триммеров руля высоты, м <sup>2</sup>	0,102

#### Абсолютные геометрические параметры вертикального оперения имеют вид:

Площадь (без гаргрота), м <sup>2</sup>	1,7
Высота киля, м	1,745
Площадь руля направления, м <sup>2</sup>	0,982

Стабилизатор имеет в плане трапециевидную форму с закругленными концами и постоянный по размаху симметричный профиль. Руль высоты вписывается в общий профиль горизонтального оперения. Передняя кромка руля параллельна заднему лонжерону стабилизатора и на концах закругляется. Киль самолета Як-18Т имеет треугольную форму в плане с закругленным верхним концом.

Профиль кия симметричный. Для улучшения штопорных характеристик самолета на верхней части фюзеляжа установлен гаргрот, плавно переходящий в киль.

Большое значение имеет положение горизонтального оперения относительно крыла. Чтобы избежать вредного влияния сходящей с крыла на больших углах атаки спутной струи воздуха, которая может привести к потере самолетом продольной устойчивости и возникновению на оперении вибрации типа бафтинг, горизонтальное оперение должно быть либо поднято над крылом, либо опущено ниже его. На самолете Як-18Т горизонтальное оперение поднято над крылом.

Установкой оперения на хвостовой части фюзеляжа достигается простота конструкции, высокая ее жесткость и малая масса узлов крепления оперения к фюзеляжу.

**Конструктивно-силовая схема оперения.** Исходя из требований прочности, жесткости и минимума массы на самолете установлено однокилевое оперение подкосно-расчалочного типа металлической конструкции с полотняной обшивкой (см. рис. 27).

Крепление кия и стабилизатора к фюзеляжу и между собой производится стыковыми узлами, двумя трубчатыми подкосами 12 и четырьмя ленточными расчалками 8.

Стык оперения с фюзеляжем закрыт легкоъемным зализом 10, состоящим из двух половин, изготовленных из листового алюминиевого сплава АМГ6 - БМ. Крепление зализа к фюзеляжу, стабилизатору и килю осуществляется с помощью винтов и анкерных гаек. По кромке зализа приклеен дерматиновый кант. Гаргрот изготовлен из материала Д16М и приклепан к фюзеляжу и килю.

Подкосы 12, связывающие консоли стабилизатора с фюзеляжем, изготовлены из дюралевого трубы каплевидного сечения. В один конец трубы каждого подкоса вставлен вкладыш, изготовленный из листовой стали 20 толщиной 1 мм, склепанный с трубой трубчатыми заклепками. В другой конец трубы вклепан вкладыш, отштампованный из той же стали и имеющий внутреннюю резьбу под вильчатый болт. Вильчатым болтом обеспечивается регулировка подкоса по длине. Концы трубы подкоса обжаты под вкладыш.

В конструктивно - силовой схеме оперения использованы ленты-расчалки 8, изготовленные из материала С45А согласно ГОСТ 1874А. Нижний предел их натяжения 245 кгс, верхний - 305 кгс.

В верхней части кия самолета установлен навигационный световой маяк. В средней части кия, на панелях, приклепанных к его нервюрам, установлены курсовая и глиссадные антенны системы инструментального захода на посадку.

**Нагрузки, действующие на оперение в полете.** В полете на оперение действуют следующие внешние нагрузки:

- распределенные по поверхности аэродинамические нагрузки от аэродинамических сил;
- распределенные массовые силы от массы конструкции.

Массовые силы сравнительно невелики, и обычно в расчетах прочности оперения ими пренебрегают.

Нагрузки на горизонтальное оперение можно разделить на нагрузки уравнивающие, маневренные и нагрузки при полете в турбулентной (неспокойной) атмосфере, которые определяются по нормам прочности для ряда расчетных случаев. Нагрузки уравнивающие определяются из условия равенства моментов относительно оси OZ, самолета с горизонтальным оперением и без него.

На рис. 28 приведены силы, действующие на оперение. Приблизительно уравнивающая сила горизонтального оперения определяется в виде:

$$P_{э.о.ур} = Y_{кр} a / L_{э.о.}$$

где

$Y_{кр}$  - аэродинамическая сила крыла;

$L_{э.о.}$  - расстояние от центра тяжести самолета до центра давления горизонтального оперения;

$a$  - расстояние от центра давления крыла до центра тяжести самолета.

Другая часть расчетных случаев соответствует полету при выполнении маневра, когда при отклонении руля высоты возникает дополнительная нагрузка на горизонтальном оперении, называемая маневренной. Эта нагрузка ( $\Delta P_{э.о.}$ ) неуравновешена и пропорциональна величине скоростного напора и площади горизонтального оперения.

Суммарная нагрузка горизонтального оперения (см. рис. 28):

$$P_{э.о.} = P_{э.о.ур} \pm \Delta P_{э.о.}$$

В расчетных случаях принимается во внимание и приращение нагрузки при порыве ветра. Она зависит от скорости потока, набегающего на горизонтальное оперение, и его площади. Уравнивающая (демпфирующая) нагрузка на вертикальное оперение обусловлена равновесием моментов рысканья (относительно оси Oy) самолета с вертикальным и без вертикального оперения. Эта нагрузка определяется аналогично уравнивающей нагрузке горизонтального оперения:

$$P_{э.о.ур} = Y_{кр} b / L_{э.о.}$$

Аналогично нагрузкам на горизонтальное оперение определяются маневренные нагрузки, и нагрузки при полете в турбулентной атмосфере на вертикальное оперение. Нагрузка по размаху горизонтального и вертикального оперения распределяется пропорционально длине хорд. По хорде оперения нагрузка распределяется в зависимости от величины отклонения руля (рис. 29). Вследствие того, что по конструкции горизонтальное оперение аналогично вертикальному, метод их расчета на прочность один и тот же.

Равнодействующая аэродинамической нагрузки на стабилизатор и киль приложена в центре давления и распределяется между лонжеронами - основными силовыми элементами. При построении эпюр изгибающих моментов, переизгибающих сил и крутящих моментов исходят из следующих условий:



- передний лонжерон стабилизатора рассматривается как балка на двух опорах - подкосе и узле на фюзеляже;
- задний лонжерон стабилизатора рассматривается совместно с рулем высоты, реакции которого передаются на задний лонжерон, причем жесткая опора стабилизатора - опора на ленточной расчалке;
- передний лонжерон киля рассчитывается как балка с заделкой в основании;
- задний лонжерон киля рассматривается совместно с рулем направления, при этом основание лонжерона считается заделкой, а точки крепления ленточных расчалок - опорой (см. рис. 27).

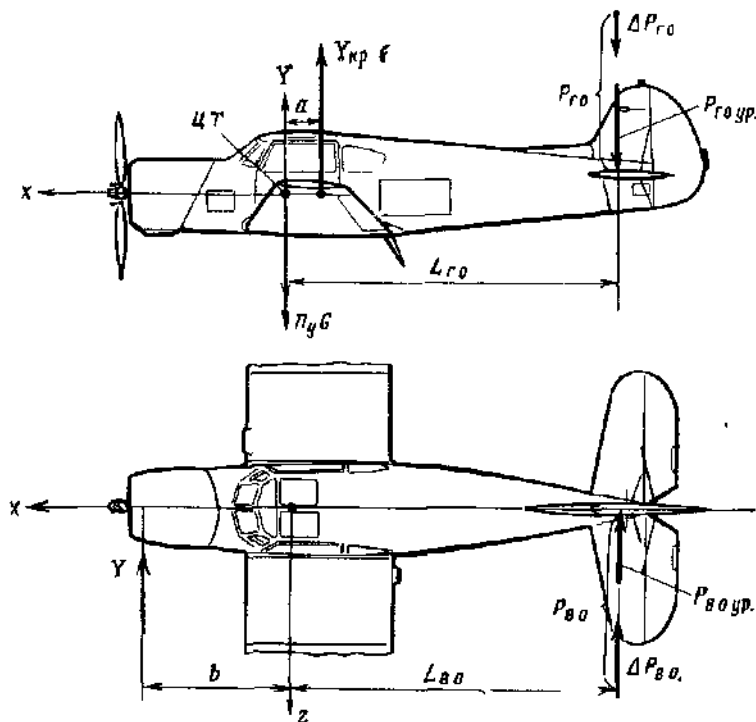


Рис 28. Силы, действующие на оперение:

$Y_{кр}$ ;  $Y_{нос}$  - аэродинамические силы крыла и фюзеляжа;

$L_{г.о}$  - расстояние от ц.т. самолета до ц.т. соответствующего оперения.

При такой силовой схеме подкосы работают на растяжение и сжатие, передавая нагрузку от горизонтального оперения на силовой шпангоут № 19 фюзеляжа. Максимальное усилие по подкосу составляет - 840 на сжатие; 825 на растяжение; на растяжение по ленточной расчалке - 105 кгс.

Нервюры стабилизатора и киля, как и нервюры крыла, обеспечивают заданную форму профиля оперения, передают воздушную нагрузку на лонжероны и подкрепляют обшивку и стенки лонжеронов. Полотняная обшивка образует заданную форму оперения и воспринимает аэродинамическую нагрузку.

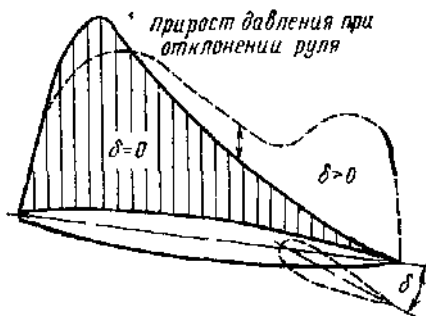


Рис 29 Распределение нагрузки по хорде оперения

Передача нагрузок на элементы руля высоты и руля направления и расчет их на прочность производятся так же, как для элерона крыла

## 2. Стабилизатор

Стабилизатор является органом продольной устойчивости самолета. Он состоит из каркаса, узлов и полотняной обшивки и собран из двух симметричных половин, соединенных между собой накладками по переднему и заднему лонжеронам.

Каркас стабилизатора (рис. 30) состоит из двух лонжеронов 1 и 2, десяти контурных нервюр 21, двух раскосных усиливающих нервюр 18, установленных по диагонали между нервюрами № 1 и 2, и восьми расчалок из проволоки ОВС диаметром 2 мм. Передний и задний лонжероны швеллерного сечения состоят из двух половин. Лонжероны изготовлены из материала Д16АМ толщиной: передний 1 мм, задний - 1,2 мм.

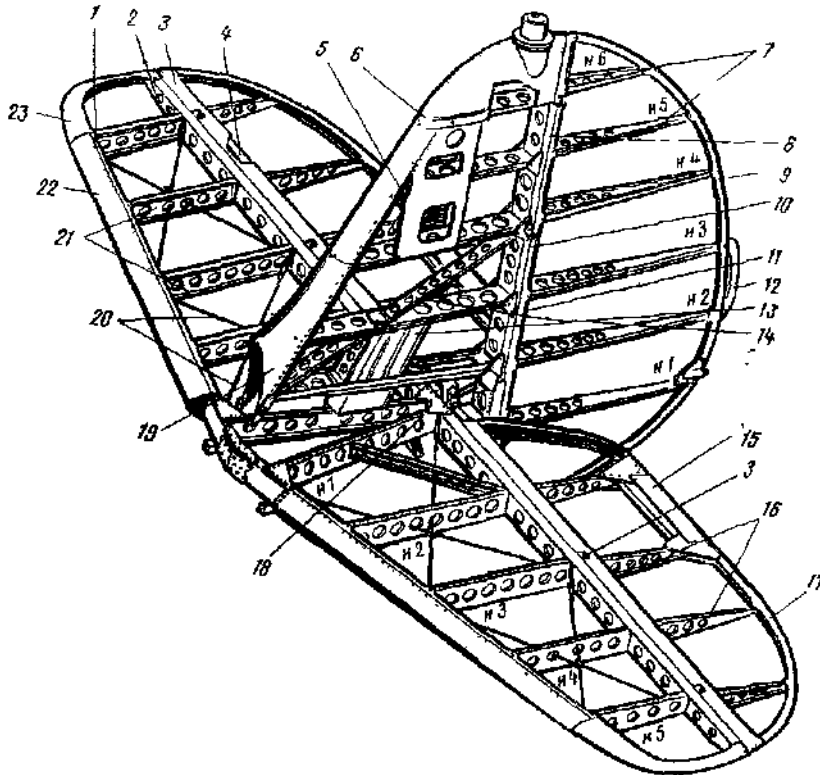


Рис 30. Каркас хвостового оперения:

- 1 - передний лонжерон стабилизатора;
- 2 - задний лонжерон стабилизатора;
- 3 - лобовой обтекатель руля высоты;
- 4 - лонжерон руля высоты;
- 5 - передний лонжерон киля;
- 5 - законцовка киля;
- 7 - нервюры руля направления;
- 8 - задний лонжерон киля;
- 9 - обод руля направления;
- 10 - лобовой обтекатель руля направления;
- 11 - лонжерон руля направления;
- 12 - компенсатор руля направления;
- 13 - коробка;
- 14 - раскосные нервюры киля;
- 15 - триммер руля высоты;
- 16 - нервюры руля высоты;
- 17 - обод руля высоты;
- 18 - раскосные усиливающие нервюры стабилизатора;
- 19 - лобовой обтекатель киля;
- 20 - проволочные расчалки стабилизатора;
- 21 - нервюры стабилизатора;
- 22 - лобовой обтекатель стабилизатора;
- 23 - законцовка стабилизатора.

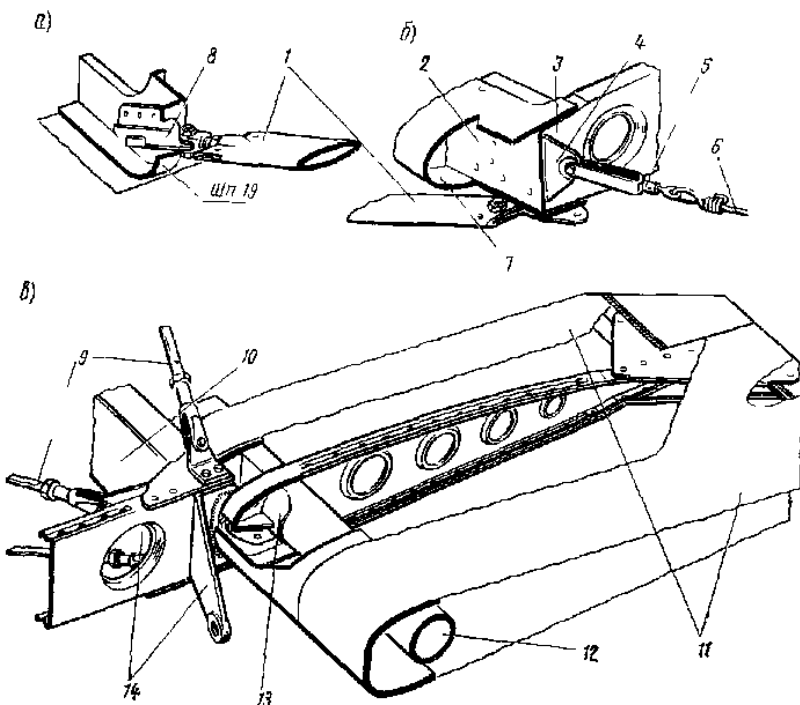


Рис 31. Узлы крепления расчалки и подкоса стабилизатора:

- а, б - узлы крепления подкоса к стабилизатору и фюзеляжу;
- в - узел крепления расчалки стабилизатора;
- 1 - подкос;
- 2 - передний лонжерон стабилизатора;
- 3 - нервюры № 3;
- 4 - ушко для крепления проволочной расчалки;
- 5 - тандер проволочной расчалки;
- 6 - проволочная расчалка;
- 7 - лобовой обтекатель стабилизатора;
- 8 - кронштейн фюзеляжа;
- 9 - ленточные расчалки;
- 10 - задний лонжерон стабилизатора;
- 11 - полотняная обшивка руля высоты;
- 12 - лонжерон руля высоты;
- 13 - кронштейн навески руля высоты;
- 14 - ушки для крепления проволочных расчалок.

По всей длине в стенках лонжеронов имеются отверстия облегчения.

Центральная часть лонжеронов, где производится стыковка обеих половин, усилена дюралевыми профилями, приклепанными сверху и снизу к полкам лонжеронов. Нервюры изготовлены из листового материала Д16АМ толщиной 0,5 : 0,8 : 1 мм. Стенки нервюр имеют отверстия облегчения. Контурные нервюры по поясам имеют зиги с отверстиями для крепления полотняной обшивки. Крепление нервюр к лонжеронам выполнено заклепками. В местах крепления нервюр № 1 к переднему и заднему лонжеронам установлены кницы из материала Д16АТ толщиной 1,5 мм.

Нервюры № 1, 3 и 5 крепятся к переднему и заднему лонжеронам вместе с ушками для крепления проволочных расчалок. На заднем лонжероне в месте крепления нервюр № 3 установлены ушки для крепления ленточных расчалок, а на переднем лонжероне - ушки для крепления подкосов (рис. 31).

Ушки для крепления подкосов и ленточных расчалок стабилизатора изготовлены из листовой стали 20 толщиной 3 мм. К ушкам у отверстий для подсоединения подкосов и ленточных расчалок припаяны шайбы. Ушки для крепления проволочных расчалок изготовлены из материала Д16АМ.

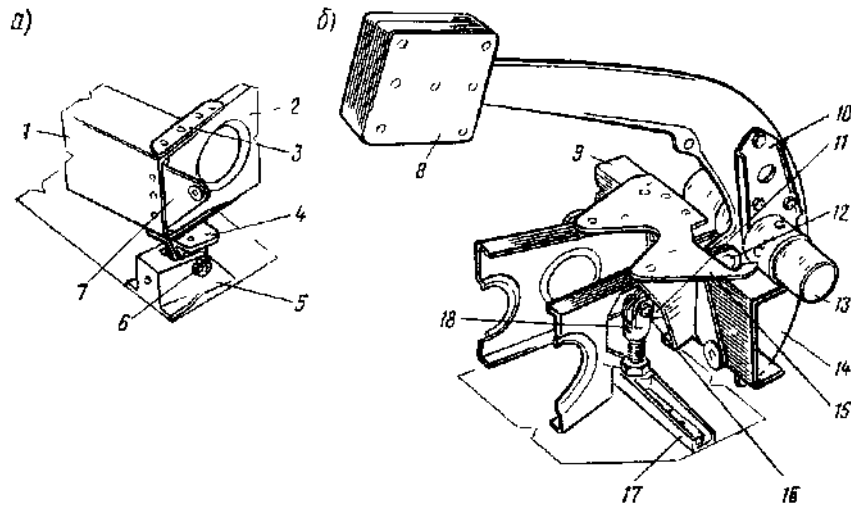


Рис. 32. Узлы крепления стабилизатора и руля высоты:

а - передний узел крепления стабилизатора; б - задний узел крепления стабилизатора и центральный узел навески руля высоты, 1 - передний лонжерон стабилизатора; 2 - нервюра № 1; 3 - кница; 4 - стыковой узел; 5 - кронштейн фюзеляжа; 6 - стыковой болт; 7 - ушко крепления проволочной расчалки; 8 - балансировочный груз руля высоты; 9 - задний лонжерон стабилизатора; 10 - соединительные фланцы руля высоты; 11 - узел крепления стабилизатора; 12 - узел навески руля высоты; 13 - лонжерон руля высоты; 14 - рычаг управления рулем высоты; 15 - кница; 16 - стыковой болт; 17 - кронштейн фюзеляжа; 18 - вильчатый болт.

Стабилизатор крепится к фюзеляжу с помощью трех стыковых узлов.

Два стыковых узла 7 установлены на переднем лонжероне у носков нервюры № 1. Они изготовлены из двух стальных уголков с толщиной полок 1,5 мм с сваренной в них трубкой под стыковой болт (рис. 32).

Третий стыковой узел установлен на заднем лонжероне стабилизатора по оси симметрии и представляет собой сварной кронштейн из листовой стали 20 толщиной 1 и 1,5 мм с тремя ушками, усиленными по отверстиям приваренными шайбами (см. рис. 30, 32). Отверстие в среднем ушке - овальное по горизонтали. Правое и левое ушки предназначены для крепления проволочных расчалок, центральное - для крепления стабилизатора к заднему стыковому кронштейну фюзеляжа.

Вильчатый болт 18 ввертывается в кронштейн фюзеляжа 17 и вилкой соединяется со средним ушком кронштейна болтом 16 Ø10 мм. Контрится болт контргайкой. С помощью вильчатого болта 18 осуществляется регулирование угла установки стабилизатора, что обеспечивает возможность балансировки самолета при различных вариантах его загрузки и изменении центровки.

На заднем лонжероне по оси симметрии установлен узел навески руля высоты, представляющий собой сварной кронштейн с двумя ушками, имеющими отверстия под болт Ø 6 мм. Узел изготовлен из листовой стали 20 толщиной 1 мм и приклепан к заднему лонжерону, кницам и первым нервюрам стабилизатора (см. рис. 32).

Остальные четыре узла навески руля высоты установлены на заднем лонжероне у нервюры № 3 и 5 (см. рис. 30). Узлы изготовлены в виде сварных коробочек из листовой стали толщиной 1 мм.

К стенкам узлов приклепаны штампованные из алюминиевого сплава АК6 фланцы, с запрессованными подшипниками НУ 1006 под штыри руля высоты. Обшивка лобовой части стабилизатора и законцовки изготовлены из материала Д16АМ толщиной 0,8 мм. Стабилизатор обтянут авиационным полотном АМ - 100, сшитым в виде чехла. Сшивают чехол машинным однострочным швом нитками № 10.

Окраску обшивки производят аналогично окраске обшивки ранее описанных агрегатов.

### 3. Руль высоты

Руль высоты 2 (см. рис. 27) состоит из двух симметричных половин, соединенных между собой пятью болтами через фланцы 10, приклепанные к трубчатому лонжерону руля (см. рис. 32). Между фланцами на этих же болтах закреплен рычаг управления рулем высоты 14. Каркас каждой половины руля (см. рис. 30) состоит из трубчатого лонжерона, четырех штампованных нервюры, обода и обтекателей лобовой части.

Лонжерон 4 изготовлен из трубы Д16Т, один конец которой обжат для крепления обода. Нервюры 16 изготовлены из материала Д16; их стенки имеют отверстия под лонжерон и отверстия облегчения. Нервюры крепятся к лонжерону заклепками с помощью штампованных из листового дюралюминия фланцев.

К носкам нервюры приклепан лобовой обтекатель 3 (рис. 30), состоящий из каждой половины руля высоты из трех частей и изготовленный из материала Д16АМ. Разрывы в обтекателях находятся в местах установки узлов навески руля. Концы нервюры связаны с лобовым обтекателем в общий контур штампованным ободом 17, изготовленным из материала Д16АМ. Обод каждой - половины состоит из двух частей, образуя разрыв между нервюрами № 1 и 2 руля в местах установки триммера. В разрыве установлен штампованный профиль для навески триммера. Места крепления нервюры с ободом и профилем усилены дюралевыми кницами. Обод к нервюрам и лобовому обтекателю крепится заклепками. В местах соединения нервюры с ободом установлены дюралевые сухари.

Руль высоты имеет пять узлов подвески. Средним узлом подвески является рычаг управления рулем высоты 14 (см. рис. 32). Рычаг отштампован из материала АК-6. В нем имеется ушко с запрессованным шарикоподшипником для подвески руля на стабилизатор и два отверстия с запрессованными латунными втулками для подсоединения тросов

управления рулем. На верхнем удлиненном плече рычага закреплен на трех винтах балансировочный груз руля высоты. С его помощью осуществляется весовая балансировка руля, заключающаяся в совмещении его центра тяжести с осью вращения. Весовая балансировка руля высоты предотвращает вибрации горизонтального оперения типа флаттер.

Рычаг закреплен между фланцами 10, соединяющими обе половины руля высоты. Фланцы сварены из листовой стали 30ХГСА толщиной 2 мм и трубы из стали 30ХГСА размером 40х2,5 мм. На лонжероне руля фланцы закреплены заклепками, а между собой соединены пятью болтами  $\varnothing$  5 мм.

Остальные четыре узла навески руля высоты представляют собой кронштейны 13 (см. рис. 31,в), сваренные из листовой стали 30ХГСА толщиной 1 и 1,5 мм. К ним приварены штыри  $\varnothing$  6 мм, с помощью которых руль фиксируется в подшипниках узлов на стабилизаторе. Кронштейны крепятся к лонжерону руля заклепками.

Руль высоты обтянут обшивкой из полотна АМ - 100. Сшивают чехол, крепят его к каркасу и окрашивают так же, как и для описанных выше агрегатов, имеющих полотняную обшивку. Триммер руля высоты самолета (см. рис. 30) состоит из обшивки, выполненной из материала Д16АМ и образующей замкнутый контур треугольного сечения и трех текстолитовых вкладышей. Два вкладыша установлены по торцам триммера и один в месте установки стального сварного кронштейна для тяги управления. Триммер крепится к профилю, вклепанному между нервюрами № 1 и 2 руля высоты с помощью штампованной петли. Шомпол петли изготовлен из углеродистой проволоки  $\varnothing$  1,5 мм и состоит из двух частей.

#### 4. Киль

Конструктивная схема кия аналогична схеме стабилизатора и состоит из тех же элементов: каркаса, узлов и полотняной обшивки. Каркас кия (см. рис. 30) состоит из двух лонжеронов, пяти контурных и двух раскосных нервюр, установленных между нервюрами № 1 и 2, № 2 и 3. Передний и задний лонжероны выполнены в виде балок швеллерного сечения. По всей длине в стенках лонжеронов имеются отверстия облегчения. Передний лонжерон кия 5 изготовлен из материала Д16АМ толщиной 1,5 мм, задний 8 - из материала Д16АМ толщиной 1,2 мм. Все нервюры кия отштампованы из материала Д16АМ толщиной 0,5 и 0,8 мм. В стенках нервюр имеются отверстия облегчения. Контурные нервюры по полкам имеют отверстия для крепления полотняной обшивки.

Нервюры крепятся к заднему лонжерону кия заклепками с помощью книц и отбортовок стенок нервюр, а к переднему лонжерону заклепками за отбортовки стенок нервюр. К переднему лонжерону кия приклепан лобовой обтекатель 19, изготовленный из материала Д16АТ. Он состоит из двух частей, склепанных по нервюре № 3. Нижняя часть обтекателя кия обеспечивает плавное сопряжение с установленным на хвостовой части фюзеляжа гаргротом. Обтекатель подкреплен носком из материала Д16АМ толщиной 0,6 мм и прокладкой из Д16АТ толщиной 0,8 мм, которые приклепаны к стенке лонжерона в местах крепления к нему нервюры № 2 и 3.

Лобовой обтекатель в верхней части соединен с задним лонжероном законцовкой кия 6, сваренной из двух штампованных из материала АМГ2М обшивок. Законцовка приклепана к нервюре № 5 и заднему лонжерону. В нижней части законцовки имеются зиги с отверстиями для крепления полотняной обшивки, в верхней части установлен сигнальный маяк.

В стенке нервюры № 1 сделан продольный вырез под балансировочный груз руля высоты, поэтому стенка усилена двумя прессованными уголками. Балансировочный груз перемещается в коробке 13, которая крепится к нервюре № 2 винтами, а к нервюре № 1 - заклепками через дюралевого уголки. Коробка изготовлена из материала Д16АМ толщиной 0,8 мм. Узлы стыковки кия с фюзеляжем находятся на нижних концах лонжеронов. Передний узел (рис. 33) выполнен в виде двух пар накладок, склепанных с полками лонжерона и образующих два ушка узла.

Накладки, установленные с наружных сторон полок переднего лонжерона кия, изготовлены из листовой стали 30ХГСА толщиной 1,5 мм. С внутренних сторон полок установлены накладки из материала Д16АТ.

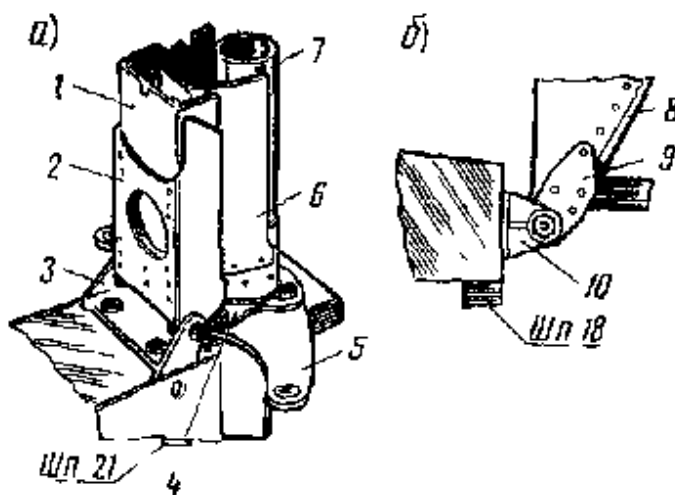


Рис. 33. Узлы крепления кия и руля направления

а - узел крепления заднего лонжерона кия и нижний узел навески руля направления;  
б - узел крепления переднего лонжерона кия;

- 1 - задний лонжерон кия;
- 2 - обойма;
- 3 - кронштейн фюзеляжа;
- 4 - фланец крепления качалки управления рулем;
- 5 - качалка управления рулем направления;
- 6 - лобовой обтекатель руля направления;
- 7 - лонжерон руля направления;
- 8 - передний лонжерон кия;
- 9 - стальная накладка;
- 10 - кронштейн фюзеляжа.

Крепление кия к фюзеляжу по заднему лонжерону производится с помощью двух ушков, образованных обоймой, полками лонжерона и стенкой кронштейна узла навески руля поворота. Обойма 2 изготовлена из листовой стали

30ХГСА толщиной 1,2 мм и приклепана с наружной поверхности лонжерона. В отверстия стыковых узлов вставлены и развальцованы стальные пистоны.

На заднем лонжероне киль установлены три узла навески руля направления; по конструкции они одинаковы с узлами навески руля высоты на стабилизаторе и состоят из стальных коробок, приклепанных к лонжерону, и штампованных фланцев из материала АК-6. Во фланцы двух верхних узлов и фланец нижнего запрессованы шарикоподшипники.

К полкам заднего лонжерона у нервюры № 3 приклепаны два ушка из стали 20 толщиной 3 мм для крепления ленточных расчалок.

Слева по полету к нервюрам № 3, 4 и 5 и справа - к нервюрам № 4 и 5 приклепаны дюралевые панели под установку курсовой и глиссадной антенны.

Киль обтянут обшивкой из полотна АМ - 100. Чехол сшивают, крепят к каркасу и окрашивают так же, как для описанных выше агрегатов хвостового оперения.

### **5. Руль направления**

Руль направления 6 (см. рис. 27) по конструкции аналогичен рулю высоты и состоит из тех же элементов. Каркас руля направления (см. рис. 30) состоит из трубчатого лонжерона (дюралевая труба размером 35×2 мм), шести штампованных нервюр, ободов и лобового обтекателя. Нервюра № 1 изготовлена из материала Д16АМ толщиной 1 мм; все остальные нервюры также из материала Д16АМ, но толщиной 0,8 мм.

В стенках нервюр имеются отверстия под лонжерон, отверстия облегчения, а по полкам - отверстия для крепления полотняной обшивки.

Нервюры крепятся к трубчатому лонжерону заклепками при помощи штампованных дюралевых фланцев. К носкам нервюр приклепан лобовой обтекатель 10, изготовленный из четырех отдельных частей. Между частями обтекателя установлены три узла навески руля.

Обод руля направления 9 состоит из двух частей, состыкованных между собой с помощью книц у хвостовика нервюры № 1, и изготовлен из материала Д16АМ. Кницы, приклепанные к оболу и нервюре № 1, имеют выштамповки для крепления хвостового аэронавигационного огня. Обод связывает лонжерон, хвостики нервюр и обтекатель в общий контур. Все нервюры крепятся к ободу заклепками, в хвостики нервюр вкладываются сухари из алюминиевого сплава. Между нервюрами № 2 и 3 к ободу приклепан пластинчатый компенсатор 12, изготовленный из материала Д16АТ.

Два верхних узла навески руля направления, установленные по нервюрам № 4 и 6, по конструкции аналогичны узлам навески руля высоты на стабилизаторе. Нижний фланец навески руля направления совмещен с фланцем крепления качалки управления рулем 5 (см. рис. 33).

Фланец и узел приварены к трубе из стали 20 размером 40×2,5 мм, через которую узел заклепками крепят на трубе лонжерона у нервюры № 1.

К фланцу четырьмя болтами Ø 6 мм прикреплен качалка управления рулем направления. В отверстия качалки для подсоединения тросов управления впрессованы стальные втулки. Руль направления обтянут обшивкой из полотна АМ - 100.

Пошив чехла, крепление его на каркасе и окраска выполнены так же, как на описанных ранее агрегатах с полотняной обшивкой.

### **6. Основные правила эксплуатации и ухода за планером самолета**

Поддержание заданного уровня надежности работоспособности фюзеляжа, крыла и хвостового оперения при эксплуатации самолета обеспечивается своевременным и качественным выполнением работ, определенных Регламентом технического обслуживания самолета.

**Обслуживание планера самолета** сводится к выполнению в процессе эксплуатации следующих основных положений:

1. В сроки, определенные регламентом, следует проверять надежность стыковки и исправность деталей, соединений и частей планера, обращая при этом внимание на выявление возможных трещин и деформаций в узлах стыковки и сопряженных с ними местах конструкций. Подобную проверку нужно выполнять вне очереди в тех случаях, если самолет совершил грубую посадку или если в полете была достигнута эксплуатационная максимальная положительная или отрицательная перегрузка.
2. При летной эксплуатации и хранении в периоды перерывов в полетах необходимо предохранять защитные лакокрасочные и антикоррозийные покрытия от повреждений и преждевременного износа. Эти повреждения полагается устранять немедленно в соответствии с действующими технологиями.
3. При длительных стоянках нужно обязательно чехлить крылья, фюзеляж, фонарь и двигатель. Для чехления следует использовать только чистые сухие чехлы.
4. При всех видах технического обслуживания необходимо обращать внимание на исправность заклепочных швов, винтовых и болтовых соединений. При обнаружении ослабленных или разрушенных заклепок и винтовых соединений нужно установить причину их появления. Если эти дефекты не связаны с нарушением общей прочности планера и если нет разрушений соединяемых заклепками или винтами элементов конструкции, заклепки следует заменить однотипными, а винтовые соединения подтянуть с усилием, предусмотренным для этого сочленения.
5. Необходимо своевременно производить замену смазки трущихся деталей кресел пилотов, замков, петель и шарниров подвески крышек люков, дверей, элеронов, рулей, триммеров. Работы по смазке полагается производить при периодических обслуживаниях планера, а также в тех случаях, когда это специально оговорено в картах смазки.

Смазку шомпольных петель подвески триммеров, посадочного щитка, щитков шасси, крышек и люков нужно производить без разборки шарнирных соединений.

6. Следует предупреждать появление загрязнений, царапин, «серебра» на остеклении и поддерживать герметичность между каркасом фонаря и стеклами. Остекление необходимо содержать в чистоте. Протирать остекление фонаря разрешается только замшей или чистой салфеткой из фланели, при необходимости увлажненной мыльной водой. При стоянке самолета детали остекления всегда должны быть закрыты мягкими фланелевыми или байковыми чехлами для защиты от механических повреждений и от вредного действия на остекление солнечных лучей.
7. Необходимо систематически следить за тем, чтобы между рулями, элеронами и неподвижными деталями крыла и оперения существовали требуемые зазоры, сохраняющиеся при полных отклонениях рулей и элеронов.
8. Следует контролировать состояние ленточных расчалок каркаса отъемных частей крыла, каркаса стабилизатора к килю. В процессе эксплуатации необходимо проверять натяжение расчалок и их состояние. Ослабленные расчалки нужно подтягивать, а расчалки, имеющие механические повреждения - заменить новыми.

**Меры по предохранению планера самолета от коррозии.** В процессе эксплуатации снижаются защитные свойства лакокрасочных покрытий узлов и агрегатов самолета. Необходимо принимать меры к сохранению защитных покрытий. Наиболее распространенной причиной, вызывающей коррозию частей самолета, является попадание на элементы конструкции самолета влаги, причем места деталей самолета, пораженные коррозией, обладая сами по себе гигроскопичностью, впитывают влагу даже из воздуха. Пыль и грязь, удерживая влагу и разрушая лакокрасочные покрытия, также способствуют появлению коррозии.

Внешним признаком коррозии алюминиевых сплавов является потускнение поверхности и образование на ней белых и серых пятен, постепенно увеличивающихся едва заметных язв. В результате этого тонкие листы конструкции самолета, обшивка и стенки лонжеронов могут быть разрушены с образованием сквозных отверстий, а отдельные силовые элементы конструкции планера вследствие их ослабления начнут разрушаться под действием нагрузки.

Коррозия стали сопровождается образованием на поверхности деталей коричневатого - красного налета ржавчины. Для сохранения защитных покрытий агрегатов самолета необходимо тщательно ухаживать за этими покрытиями как во время проведения регламентных работ, так и при обычной стоянке самолета.

Внешние поверхности обшивки самолета очищаются от пыли мягкими волосяными щетками или пылесосом, грязь и масляные пятна удаляются мыльным раствором (летом) и обезвоженным керосином или бензином Б - 70 (зимой). Пролитый на обшивку электролит необходимо удалить многократной промывкой теплой чистой водой и в течение месяца вести систематическое наблюдение за пораженными электролитом участками. Попадание воды внутрь самолета не допускается. Если вода все же попадает во внутренние отсеки, влажные детали самолета необходимо быстро и тщательно вытереть ветошью или специальными салфетками.

Влажную поверхность самолета следует немедленно вытирать ветошью насухо, не допуская высыхания влаги на лакокрасочном покрытии. Для сохранения лакокрасочного покрытия необходимо соблюдать следующие основные меры предосторожности:

- не класть на поверхность крыльев и фюзеляжа инструмент, детали и агрегаты самолета и двигателя;
- обязательно пользоваться предохранительными матами, которые следует укладывать на центроплане в местах нахождения технического персонала;
- избегать ударов по металлической и полотняной обшивке;
- после дождя ни в коем случае не оставлять мокрыми чехлы самолета.

**Уход за полотняной обшивкой** заключается в своевременном осмотре ее на отсутствие повреждений (порывов, проколов, ослабления натяжения), своевременном ремонте и проведении профилактических работ по сохранению лакокрасочного покрытия и содержанию обшивки в чистоте.

Необходимо помнить, что полет на самолете даже с незначительным разрывом полотняной обшивки запрещается. Разрушению лакокрасочного покрытия обшивки способствует длительное воздействие влаги и солнечных лучей, поэтому самолет на стоянке должен быть зачехлен. Необходимо также систематически прочищать дренажные отверстия в обшивке крыла и элеронов.

Через каждые два - три месяца, начиная с третьего месяца эксплуатации, необходимо выполнять профилактические работы по сохранению лакокрасочного покрытия самолета, руководствуясь инструкцией. Запрещается удалять грязь и масляные пятна металлическими щетками и скребками путем соскабливания и поливки горячей водой.

После полетов накопившуюся грязь, пыль и масляные пятна следует удалять сухой, чистой хлопчатобумажной тканью. Протирать полотняную поверхность обшивки самолета бензином запрещается, так как вследствие его интенсивного испарения и охлаждения поверхности обшивки в пленке защитного лакокрасочного покрытия образуются трещины, через которые впоследствии проникают солнечные лучи, разрушающие пленку покрытия, а в дальнейшем и влага, вызывающая гниение полотняной незащищенной обшивки. При первых признаках гниения полотняной обшивки ее следует немедленно заменить.

При внешнем осмотре планера самолета легко обнаруживаются и дефекты заклепочных соединений. К ним относятся: срез заклепок, забоины, трещины и царапины на склепанных деталях и головках заклепок, неплотное прилегание головок заклепок к поверхности детали, выпучивание материала между заклепками, а также коррозия заклепок - наличие белого или серого шероховатого налета на их головках. При наличии легкого шероховатого налета, поддающегося зачистке, заклепку следует зачистить и оставить на месте; при обнаружении раковин заклепку необходимо заменить.

Ослаблению затяжки заклепок, как правило, предшествует отставание краски вокруг головок, а в дальнейшем обнаруживается зазор между головкой и поверхностью обшивки. Ослабление или срез заклепки можно определить

легким постукиванием по обшивке рядом с заклепкой: сорванная заклепка должна выскочить; если же заклепка ослабла, то, приложив к ее головке палец, можно почувствовать, как она при ударах вибрирует. При ослаблении - заклепок их прочность уменьшается, поэтому при первой возможности такие заклепки нужно заменить.

### 7. Неисправности планера

Основными причинами, вызывающими неисправности планера самолета Як-18Т, являются перегрузки, возникающие при выполнении фигур сложного пилотажа и при полетах в беспокойном воздухе. Нередко причиной неисправности является неправильное техническое обслуживание или неправильная эксплуатация планера.

В табл. 7 приведены наиболее характерные неисправности планера самолета, наблюдающиеся в процессе его эксплуатации.

Таблица 7. Характерные неисправности планера

	Неисправности	Причина неисправности	Способы устранения
1	Коррозия в элементах конструкции	Нарушение лакокрасочного покрытия самолета и лакированной пленки обшивки при техническом обслуживании. Коррозия образуется также в местах скопления грязи, например в нишах шасси, между щитком и центропланом	Необходимо периодически проверять целостность лакокрасочного покрытия и восстанавливать его, самолет, находящийся на длительном хранении, нужно систематически проветривать
2	Трещины передних и задних зализов центроплана и фюзеляжа, обшивки центроплана в зоне люков аккумулятора и преобразователя	Влияние больших перегрузок, возникающих при выполнении на самолете фигур сложного пилотажа	Трещины по концам засверлить сверлом 1,5 - 2,0 мм. При необходимости поставить накладки.
3	Ослабление винтов крепления обтекателей, зализов и люков	Влияние больших перегрузок, возникающих при выполнении на самолете фигур сложного пилотажа	Осмотр и подтяжка винтов
4	Облом ручек подъема сидений летчиков, вильчатых болтов крепления нижней части капота, концов глиссадной антенны, лирок фиксации ручки аварийного сброса двери	Неосторожное обращение в эксплуатации	Замена деталей
5	Хлопуны обшивки или зализов	Длительная эксплуатация самолета с большими перегрузками	Поставить подкрепляющие профили
6	Трещины и потускнение органического стекла кабины самолета	Некачественная подгонка стекол Неравномерное завертывание зажимов стекла. Протирка оргстекла грязной ветошью	Царапины глубиной до 0,15 мм следует удалить пастой № 2 для полировки оргстекла Удаление «серебра» путем зачистки, шлифованием и полированием не допускается
7	Пробоина обшивки	Неосторожное обращение в эксплуатации	Поставить заплату - заглушку

## ГЛАВА 5. ШАССИ

### 1. Общие сведения

Шасси представляет собой систему опор самолета и предназначено для поглощения и рассеивания энергии самолета в момент приземления, при движении его по земле, а также обеспечения его разбега при взлете и пробега после посадки.

Шасси воспринимает статические и динамические нагрузки, действующие на конструкцию самолета, предохраняя ее от разрушения.

Конструкция шасси самолета Як-18Т удовлетворяет основным специфическим требованиям, предъявляемым к шасси любого самолета, и обеспечивает: достаточную устойчивость и управляемость самолета во время разбега, пробега и руления:

- хорошую проходимость при его эксплуатации на грунтовых аэродромах, т. е. способность самостоятельно передвигаться по грунтовому аэродрому, производить взлет и посадку, не разрушая поверхности аэродрома;
- эффективное поглощение кинетической энергии при приземлении, пробеге, разбеге и движении по неровному аэродрому;
- эффективное торможение самолета при пробеге после посадки с помощью колесных тормозов, удобное размещение в убранном положении благодаря малым габаритам;
- надежное фиксирование замками в выпущенном и убранном положении.

На самолете установлено шасси, выполненное по трехопорной схеме с передним расположением третьей опоры (рис 34). Эта схема шасси наиболее полно удовлетворяет требованиям, предъявляемым к учебно - тренировочному самолету и его компоновке, обеспечивает безопасность при взлете и посадке и значительно улучшает обзор из кабины пилотов при движении самолета по земле.

Передняя опора, расположенная впереди центра тяжести, практически исключает возможность капотирования, т. е. опрокидывания самолета после посадки. Самолеты с трехопорным шасси, но с хвостовым колесом, при энергичном торможении имеют тенденцию к капотированию.

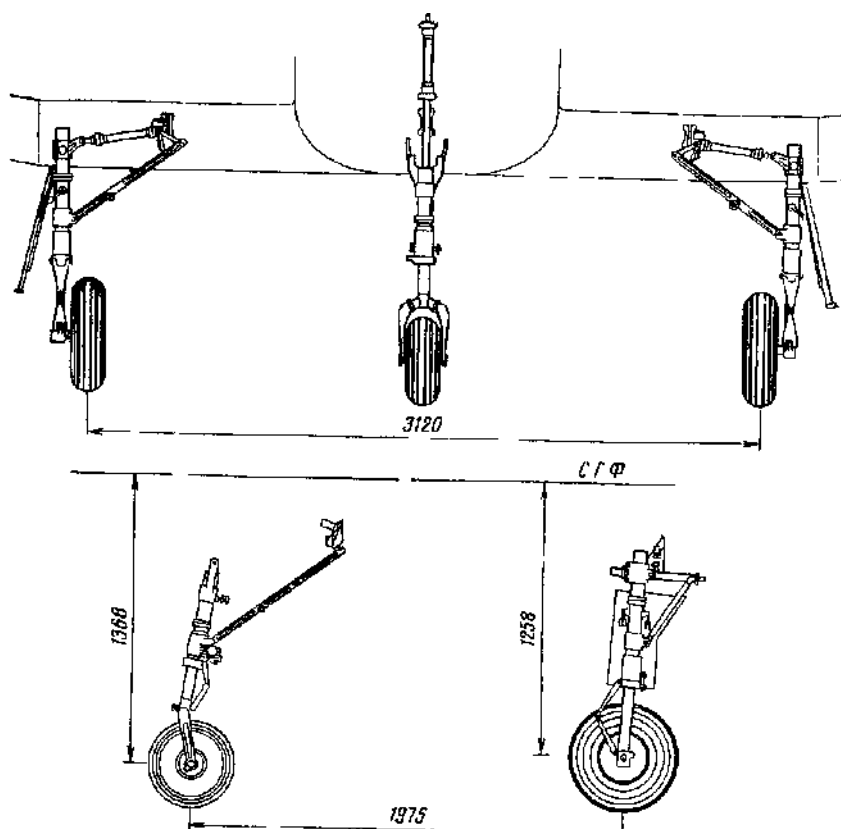


Рис 34 Схема шасси

Применение шасси с передней опорой упрощает посадку. В этом случае самолет приземляется на главные опоры, а затем с уменьшением скорости «переваливается» на переднюю. При этом уменьшается его угол атаки и исключается возможность взмывания. Самолет с носовой опорой при разбеге и пробеге обладает большой путевой устойчивостью, что является большим преимуществом, так как облегчает выполнение взлета и посадки при сильном боковом ветре. В случае применения шасси с хвостовой опорой боковой ветер при взлете и посадке может привести к самопроизвольному развороту самолета против ветра и опрокидыванию на крыло.



Опора шасси состоит из следующих конструктивных элементов:

- опорного элемента, передающего на землю массу самолета и обеспечивающего его движение по земле (таким элементом является колесо);
- амортизирующего устройства для поглощения кинетической энергии самолета в момент приземления и при движении по аэродрому;
- механизмов уборки и выпуска шасси;
- устройств, фиксирующих опоры шасси в выпущенном или убранном положении.

Каждая из опор имеет одно колесо. Колесо передней опоры - нетормозное, самоориентирующееся в каждую сторону от нейтрального положения; главные опоры - колеса с камерными тормозами. Амортизаторы шасси и пневматики колес воспринимают энергию удара при посадке и уменьшают ударные нагрузки на конструкцию при движении самолета по аэродрому.

В момент посадки скорость самолета можно разложить на две составляющие: горизонтальную и вертикальную. Горизонтальная составляющая определяет величину кинетической энергии, которая гасится во время пробега самолета с помощью его тормозных устройств и за счет трения колес о землю, вертикальная - величину энергии, которую необходимо поглотить и рассеять с помощью амортизации шасси.

Амортизация самолета жидкостно-газовая, с использованием масла АМГ - 10 для гидравлического торможения при обратном ходе штока амортизатора за счет изменения объема рабочего газа

Передняя нога шасси установлена в носовой части фюзеляжа на нулевом шпангоуте и убирается в полете в фюзеляж назад по потоку. Главные опоры шасси установлены в центроплане и убираются вдоль размаха крыла к оси самолета.

Уборка и выпуск шасси, а также торможение колес производятся от воздушной системы. Управление положением шасси производится рукояткой крана шасси, расположенной на нижнем левом пульте приборной доски, а управление торможением - тормозными рычагами, расположенными на штурвалах управления самолетом, и педалями управления рулем поворота. Для контроля за положением шасси на самолете установлена световая и механическая сигнализация.

Уборка и выпуск шасси для исключения резких ударов производятся с противодавлением, т. е. при уборке рукоятка крана шасси ставится сначала в положение «Выпущено», а затем, минуя положение «Нейтрально», в положение «Убрано», при выпуске - сначала в положение «Убрано», а затем - в положение «Выпущено».

Основные характеристики шасси самолета приведены на рис. 34 и в табл. 8

## 2. Передняя опора шасси

Передняя опора шасси - одностоечного типа балочной конструкции, с подкосом и непосредственным креплением колеса к штоку амортизатора. Передняя опора (рис 35 и 36) установлена в носовой части фюзеляжа и закреплена на нулевом шпангоуте.

Амортизационная стойка 13 - основной силовой элемент, связывающий опору шасси (колесо) с конструкцией самолета. Внутренняя полость стойки использована для устройства жидкостно - газового амортизатора.

Таблица 8

Показатель	Главные ноги шасси	Передняя нога шасси
Тип колеса	К 141/Т141	44 - 1
Размер авиашины, мм	500X150	400x150
Давление в авиашине, кгс/мм <sup>2</sup>	3 + 0,5	3 + 0,5
Тип тормоза	Однорядный, пневматический	-
Рабочая жидкость в амортизаторе	Масло АМГ - 10 ГОСТ 6794 - 53	Масло АМГ - 10 ГОСТ 6794 - 53
Рабочий газ в амортизаторе	Азот ГОСТ 9293 - 59	Азот ГОСТ 9293 - 59
Полный ход штока амортизатора, мм	290+3	180±2
Количество масла в амортизационной стойке (верхняя камера), см <sup>3</sup>	755	355
Начальное давление газа в амортизаторе, кг/см <sup>2</sup> :		
нижняя полость	65±1	55±1
верхняя полость	24±1	23±1
Стояночное обжатие, мм	60	0

Подкос 5 представляет собой систему двух стержней, которые, являясь дополнительной опорой стойки, уменьшают изгибающие моменты, действующие на нее, и увеличивают жесткость конструкции. Кроме того, применение подкоса упрощает проблему крепления ноги к планеру самолета. При убранном положении шасси подкос складывается. Цилиндр - подъемник 7 предназначен для уборки и выпуска ноги шасси. Замок убранного положения 6 обеспечивает фиксацию ноги шасси в убранном положении и исключает произвольный выход ноги из этого положения.

Колесо 2 - опора передней ноги шасси - нетормозное, неуправляемое, с фиксацией в нейтральном положении при не обжатой стойке. Угол поворота колеса от нейтрального положения при движении по земле ±55°. Гаситель колебаний (демпфер «шимми») 4 служит для предотвращения колебаний самоориентирующегося колеса при разбеге самолета. Для сигнализации положения передней ноги на ней смонтирован механический указатель 9. В убранном положении

нога удерживается механическим замком, в выпущенном - шариковым замком цилиндра подъемника и складывающимся подкосом.

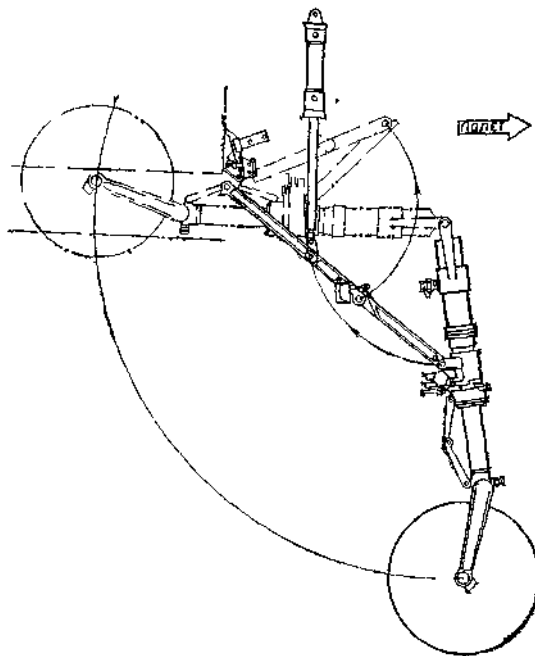
Амортизационная стойка (рис. 37) передней опоры состоит: из сварного стакана и штока с вилкой для крепления колеса; гасителя колебаний; шлиц шарнира; пакета деталей амортизации и механизма установки колеса передней стойки шасси в нейтральное положение после отрыва колеса от земли. Верхняя часть сварного стакана 23 амортизационной стойки образует вилку для крепления стойки к кронштейну на наклонном нулевом шпангоуте фюзеляжа. В отверстия ушей вилки запрессованы бронзовые втулки 1 под Болты крепления контрятся от проворачивания контрочными шайбами, гайки болтов контрятся шплинтами.

В верхнюю часть сварного стакана вварено гнездо. Оно служит для заправки стойки маслом АМГ - 10, а штуцер 2, ввернутый в гнездо, - для зарядки верхней полости амортизационной стойки азотом. В штуцере расположен шток 26 с клапаном 25, пружина 27 и опорная шайба 28. На штуцер навернута заглушка 24, законтренная проволокой. Нижняя часть сварного стакана имеет две проушины для крепления гасителя колебаний 3; под ним установлен обод 6 - стальной цилиндр с запрессованной в него бронзовой втулкой, закрепленный на стакане с помощью гайки 11. Обод связан тягой 5 с рычагом поводка гасителя колебаний 4, а звеньями шлиц - шарнира - со штоком амортизационной стойки.

Внутри нижней части сварного стакана с помощью гайки 11 законтренной тремя винтами 12, установлен неподвижный пакет деталей амортизации и механизма установки колеса в нейтральное положение, состоящий из неподвижной бронзовой буксы 10, обтюлятора 30, уплотнений 31 и неподвижного профилированного кулачка 9. Винты контрятся проволокой и пломбируются.

Полый шток амортизационной стойки выполнен из материала 30ХГСА. На нижнем конце штока приварена вилка для крепления колеса, а в верхний ввернута гайка, крепящая на штоке детали амортизации и механизма установки колеса в нейтральное положение: бронзовая букса, клапан с тремя отверстиями диаметром 1,4 мм, втулка, стопорное кольцо, резиновая манжета, гайка и профилированный кулачок. Кулачок 17 закреплен на штоке амортизационной стойки с помощью двух сухарей. Герметичность амортизаторной стойки обеспечивается пакетом уплотнения, состоящим из фторопластовых шайб и резиновых колец, расположенных в кольцевых выточках на внутренней и внешней поверхности неподвижной буксы и внешней поверхности поршня, расположенного внутри штока. Установка внутри штока стального поршня 19, способного перемещаться вдоль штока (ход — 78 мм), способствует лучшему поглощению ударов при взлете, посадке и рулении на грунтовых аэродромах.

Рис. 36 Кинематическая схема уборки-выпуска передней опоры шасси



Амортизаторы обычной конструкции обладают небольшим остаточным ходом при максимальных нагрузках во время руления и передают очень большие нагрузки не только на узлы крепления шасси и опорную конструкцию, но и на весь самолет в целом. Эти нагрузки значительно снижают долговечность элементов конструкции самолета.

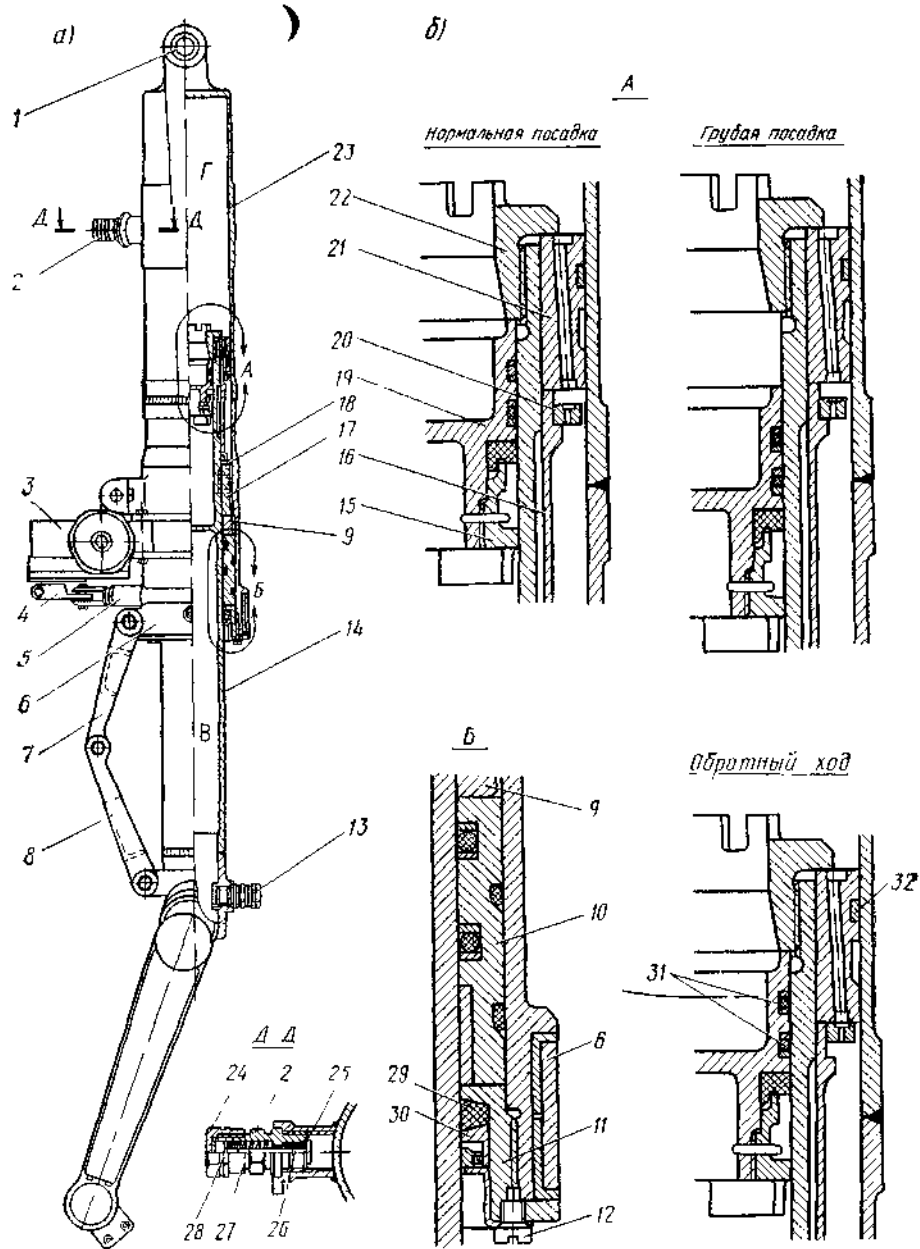


Рис. 37. Амортизационная стойка передней опоры

- 1 - бронзовая втулка;
- 2 - верхний штуцер;
- 3 - гаситель колебаний;
- 4 - рычаг поводка;
- 5 - тяга;
- 6 - обод;
- 7 - верхнее звено шлиц шарнира;
- 8 - нижнее звено шлиц шарнира;
- 9 - неподвижный кулачок;
- 10 - неподвижная буска;
- 11 - гайка;

а — общий вид, б — схема работы.

- 12 - винт;
- 13 - нижний штуцер;
- 14 - шток с вилкой;
- 15 - гайка;
- 16 - втулка;
- 17 - подвижный кулачок;
- 18 - кольцо;
- 19 - поршень;
- 20 - клапан;
- 21 - подвижная буска;
- 22 - гайка;

- 23 - сварной стакан;
- 24 - заглушка;
- 25 - клапан;
- 26 - шток;
- 27 - пружина;
- 28 - опорная шайба;
- 29 - сальник;
- 30 - obtюратор;
- 31 - уплотнение;
- 32 - чугунное кольцо.

Учитывая это, на самолете Як-18Т использованы амортизаторы двойного действия, обеспечивающие возможность преодоления неровностей аэродрома с малыми нагрузками на конструкцию планера. Амортизатор состоит из двух воздушных камер, на которые делит полость амортизационной стойки поршень 19. Камера Г через гнездо, в которое ввернут штуцер, заряжается маслом АМГ-10, а через штуцер — азотом до 23 кгс/см<sup>2</sup>. Камера В заряжается азотом до давления 55 кгс/см<sup>2</sup> через штуцер, расположенный в нижней части штока стойки. Работа амортизатора характеризуется диаграммой обжатия (рис. 38), т. е. кривой усилия по ходу штока. Площадь диаграммы заключенная между кривой обжатия, осью перемещений начальной и конечной ординат, равна поглощенной амортизационной стойкой работе при восприятии посадочного удара. Амортизация должна поглощать эксплуатационную работу с заданной перегрузкой при посадке и некотором запасе хода штока амортизатора (10% полного обжатия как амортизатора, так и пневматика).

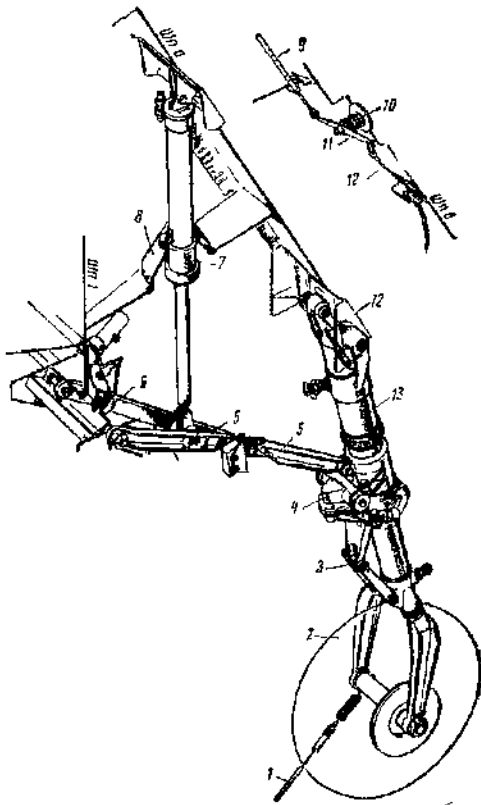


Рис. 35. Передняя опора шасси:

- 1 - заземление;
- 2 - колесо;
- 3 - втулка замка убранного положения шасси;
- 4 - гаситель колебаний;
- 5 - подкос;
- 6 - замок убранного положения;
- 7 - цилиндр - подъемник передней ноги;
- 8 - защитный чехол;
- 9 - механический указатель сигнализации положения передней ноги;
- 10 - пружина;
- 11 - качалка;
- 12 - трос;
- 13 - амортизационная стойка

В качестве примера сравним изображенные на рис. 38 диаграммы стояночного обжатия двух амортизаторов. Площадь  $abcd$  равна поглощенной эксплуатационной работе амортизатора двойного действия, площадь  $oaend$  - обычного амортизатора.

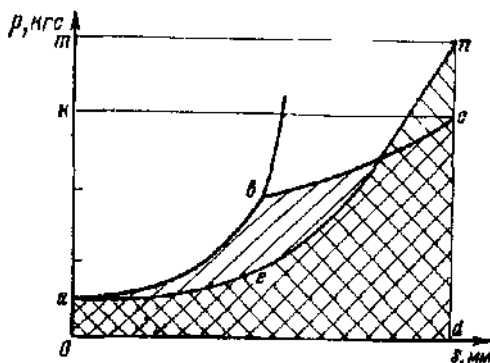


Рис. 38. Сравнение диаграмм обжатия амортизаторов (стояночная нагрузка принята за единицу):

- $oa$  - усилие предварительной затяжки;
- $abc$  - кривая изменения усилий при прямом ходе поршня амортизатора двойного действия;
- $aen$  - кривая изменения усилий в обычном амортизаторе.

Основной характеристикой любой диаграммы обжатия является коэффициент полноты диаграммы  $\eta$ :

$$\eta = \frac{\text{площадь}(abcd)}{\text{площадь}(okcd)} \quad \text{или} \quad \eta = \frac{\text{площадь}(oaend)}{\text{площадь}(omnd)},$$

Работа фактически поглощенная амортизатором, выражается как:

$$A_{AM} = \eta p_{\max} S_{KOH},$$

где:

$p_{\max}$  - конечное усилие по оси амортизатора;

$S_{KOH}$  - конечный ход штока по диаграмме обжатия.

Сравнение площадей показывает, что при одинаковом ходе штока обычный амортизатор не сможет воспринять всю энергию, возникающую при ударе самолета о землю при посадке, а также удары при движении самолета по неровностям аэродрома. Следовательно, при использовании обычного амортизатора необходимо увеличить ход штока или эксплуатационную перегрузку (обычно она выбирается в пределах 2÷4). И то и другое ведет к усложнению конструкции, ухудшению условий работы стойки и снижению долговечности ее конструкции.

Работа амортизатора передней стойки самолета рассматривается в двух положениях: прямой и обратный ход (см. рис. 37). Для достижения достаточно эластичной амортизации и обеспечения необходимого гистерезиса в конструкции амортизатора применен на прямом и обратном ходах клапан торможения. При прямом ходе удара колеса о землю шток 14 с деталями амортизации под действием ударной нагрузки движется вверх, объем камеры Г уменьшается, а

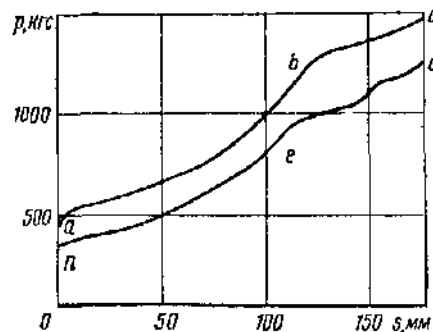
давление в ней увеличивается. При сжатии газ, находящийся в камере Г, поглощает часть энергии посадочного удара самолета о землю, поглощенная им работа аккумулируется и передается на конструкцию самолета при обратном ходе амортизатора.

При движении штока вверх (при прямом ходе) клапан торможения 20 отжат к буртику втулки 16, и масло из камеры Г через отверстия в буксе 21, через кольцевой зазор между стаканом и клапаном и отверстия в клапане торможения вытесняется в полость между стаканом и втулкой. При перетекании жидкости через отверстия происходит потеря напора, так как энергия затрачивается на сообщение жидкости кинетической энергии и на трение. Эта часть энергии рассеивается, передаваясь конструкции амортизатора в виде тепла

На рис. 39 изображена диаграмма обжатия передней амортизационной стойки. Работа амортизации на прямом ходе представлена на этой диаграмме в виде кривой *abc*. Характер кривой показывает, что работа, поглощенная амортизатором, затрачивается на сжатие газа, на преодоление трения опорных букс штока и трения уплотнительных манжет. Работа, затрачиваемая на преодоление гидравлического сопротивления жидкости при прохождении последней через отверстия в клапане на прямом ходе, незначительна и не находит отражения в характере кривой. Кривая *abc* распадается на два участка. Участок *ab* показывает работу амортизации на прямом ходе при нормальной посадке. Участок *bc* характеризует работу нижней камеры. В амортизационной стойки (см. рис. 37), которая вступает в работу при поглощении энергии грубой посадки (сильного удара) или наезда самолета на высокое препятствие при движении по аэродрому. В этом случае давление в камере Г при прямом ходе штока становится больше, чем давление в камере В, и при движении штока вверх поршень 19, находящийся внутри штока, под действием разности давлений в камерах Г и В перемещается относительно штока вниз, создавая дополнительный объем камеры Г. За счет этого давление в камере Г растет медленнее, что смягчает амортизацию на прямом ходе штока.

Амортизация на обратном ходе осуществляется торможением жидкости в клапане 20, а также трением букс и манжет. Кривая усилий на обратном ходе изображена на диаграмме статического обжатия передней стойки (см. рис. 39) в виде кривой *ned*, состоящей из двух участков *ne* и *ed*, характеризующих работу двух камер амортизатора.

**Рис. 39** Диаграмма обжатия передней амортизационной стойки.



При обратном ходе штока клапан торможения 20 перекрывает отверстия в подвижной буксе 21 и жидкость вытесняется из полости между стаканом 23 и втулкой 16 в камеру Г только через отверстия в клапане торможения и буксе. Протекание жидкости через эти отверстия происходит с большим торможением, чем при прямом ходе штока, в результате этого стойка разжимается медленнее, что уменьшает обратный удар. Площадь, заключенная между кривыми *abc* и *ned*, соответствует работе гистерезиса (работе жидкости и сил трения на прямом и обратном ходе).

Механизм установки колеса в нейтральное положение показан на рис. 40. На штоке амортизатора установлен кулачок 1, который входит в зацепление с кулачком, установленным в стакане 2, чем обеспечивает фиксирование колеса в нейтральном положении при отрыве колеса от земли (на обратном ходе штока). При передвижении же по земле кулачки разъединены, и шток с колесом может поворачиваться.

**Гаситель колебаний** служит для демпфирования самовозбуждающихся колебаний колеса передней ноги шасси. Он крепится двумя болтами в проушинах нижней части сварного стакана амортизационной стойки.

Гаситель колебаний (рис. 41) состоит из корпуса 6, крышки 15, двух гаек 9 и 12, поводка 7, поршня 11, двух вкладышей 10 и двух клапанов 14. Во внутренние полости гасителя колебаний заправляется масло АМГ - 10.

Поводок гасителя колебаний 7 шлицевым соединением связан с рычагом 4, который, в свою очередь, тягой 3 связан с ободом амортизационной стойки. Корпус гасителя колебаний 6 представляет собой полый цилиндр, закрытый с торцов гайками 9 и 12 с заглушками 13. Для уплотнения между гайками и цилиндром установлены резиновые кольца. Корпус, гайки, рычаг и тяга изготовлены из стали 30ХГСА. Поршень 11 делит внутреннюю полость цилиндра на три части.

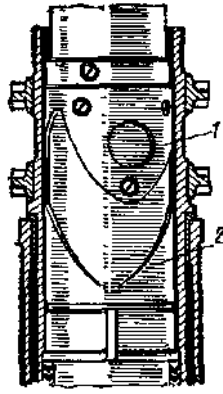


Рис 40

Механизм установки  
колеса в нейтральное  
положение

Крайние полости цилиндра соединены между собой калиброванным отверстием поршня. Средняя полость закрыта крышкой с резиновой прокладкой и сообщается с крайними через перепускные клапаны 14, 16 поршня. Перепускной клапан состоит из клапана, пружины и упора.

Колебания колеса через звенья шлиц-шарнира передаются на обод, а с него - на поводок гасителя колебаний. При этом поводок, поворачиваясь, давит на вкладыши, запрессованные в поршень, и перемещает его вправо и влево. При перемещении поршня, которое является следствием колебаний колеса, изменяются объемы полостей А к В (объем одной полости увеличивается, а другой уменьшается) и масло через калиброванное отверстие в поршне вытесняется из полости с уменьшающимся объемом в полость с увеличивающимся объемом (возникает гидросопротивление); колебания колеса демпфируются.

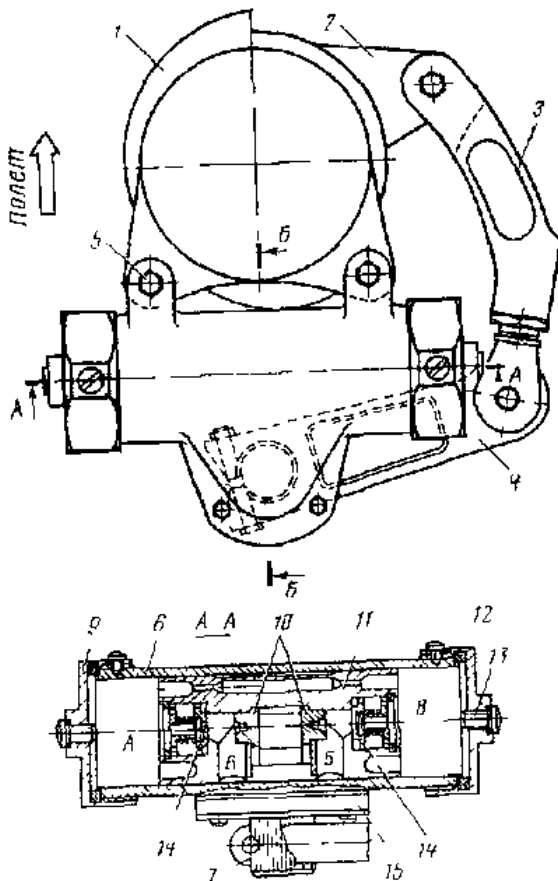


Рис 41. Гаситель колебаний

- 1 - амортизационная стойка;
- 2 - обод;
- 3 - тяга;
- 4 - рычаг;
- 5, 8 - болты;
- 6 - корпус;
- 7 - поводок;
- 9, 12 - гайка;
- 10 - вкладыш;
- 11 - поршень;
- 13 - заглушка;
- 14 - клапан;
- 15 - крышка.

При большом усилии, передаваемом от колеса на поршень гасителя колебаний, масло из полости, объем которой уменьшается, проходит между поршнем и корпусом в полость Б. Давление в полости Б возрастает, один из клапанов открывается и масло стравливается из полости Б в полость А или В, в зависимости от соотношения объемов этих полостей.

**Складывающийся подкос** (см. рис. 35) служит для фиксации передней ноги шасси в выпущенном положении. Он передает усилия с амортизационной стойки на узлы фюзеляжа и совместно с цилиндром - подъемником входит в механизм уборки и выпуска передней ноги шасси.

Складывающийся подкос состоит из нижнего и верхнего звеньев, шарнирно соединенных между собой полым болтом, изготовленным из хромоникелевой стали 12ХНЗА. Нижнее звено подкоса цельное, верхнее звено разъемное и состоит из двух штампованных из материала 30ХГСА половин. Стык обеих половин верхнего звена осуществляется с

помощью двух болтов с гайками. В состыкованном положении приливы обеих половин верхнего звена образуют проушину для соединения с ушковым болтом штока цилиндра - подъемника.

Соединение нижнего звена подкоса со сварным стаканом амортизационной стойки и крепление верхнего звена подкоса к кронштейну на шпангоуте № 1 фюзеляжа производится с помощью болтов с гайками.

В ушко нижнего подкоса, соединяющего его с амортизационной стойкой, установлен шаровой вкладыш. На верхнем звене подкоса с помощью стального штампованного кронштейна установлен концевой выключатель АМ800К, а на нижнем с помощью кронштейна, согнутого из стального листа, - нажимной регулируемый винт.

В выпрямленном положении передней ноги шасси выступ нижнего звена подкоса упирается в площадку между ушками верхнего звена, образуя обратную стрелу прогиба подкоса вниз от прямой на 5 мм, чем обеспечивается установка подкоса «враспор» при выпущенном положении ноги. В этом положении подкос фиксируется цилиндром - подъемником, шток которого запирается шариковым замком, при этом винт нажимает на шток выключателя и на сигнальном табло шасси на приборной доске в кабине загорается зеленая сигнальная лампа выпущенного положения передней ноги шасси.

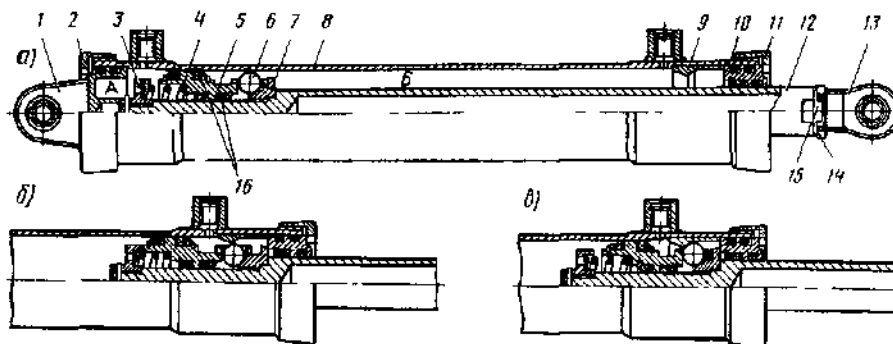


Рис. 42. Цилиндр - подъемник передней стойки шасси:

а - общий вид; б - замок открыт, в - замок закрыт.

1 - ушко; 2, 11, 14 - гайки; 3 - упор; 4 - пружина; 5 - поршень; 6 - шарик; 7 - подвижное конусное кольцо; 8 - корпус; 9 - неподвижное конусное кольцо; 10 - муфта; 12 - шток; 13 - ушковый болт; 15 - контрольная шайба; 16 - резиновые уплотнения.

Смазку шарнирных соединений складывающегося подкоса производят через масленки, ввернутые в ушки обеих его половин.

**Цилиндр-подъемник уборки - выпуска передней стойки шасси** служит для уборки и выпуска передней ноги шасси, а также для фиксации стойки в выпущенном положении. Конструкция цилиндра - подъемника показана на рис. 42. Внутри корпуса 8, представляющего собой стальной цилиндр с приваренными штуцерами подвода и отвода сжатого воздуха, перемещается стальной шток 12 с поршнем 5. Снаружи на корпус наворачиваются две стальные гайки 2 и 11 одна из которых фиксирует ушко 1 с запрессованным в него сферическим подшипником для крепления к кронштейну на нулевом шпангоуте, другая - муфту 10, изготовленную из материала Д16Т, и стальное неподвижное конусное кольцо 9, относящееся к шариковому замку цилиндра - подъемника. Кроме кольца 9, шариковый замок состоит из стального подвижного кольца 7 и пяти шариков 6, перемещающихся внутри корпуса вместе со штоком, на котором они закреплены вместе с поршнем 5, упором 3 и пружиной 4.

В нижний конец штока ввернут стальной ушковый болт со сферическим подшипником для крепления к проушине верхнего звена складывающегося подкоса. Длина штока регулируется с помощью ушкового болта, который контрится гайкой и шайбой. Герметичность подвижного соединения между поршнем и корпусом обеспечивается резиновыми уплотнителями 16, установленными в кольцевых канавках на наружной поверхности поршня.

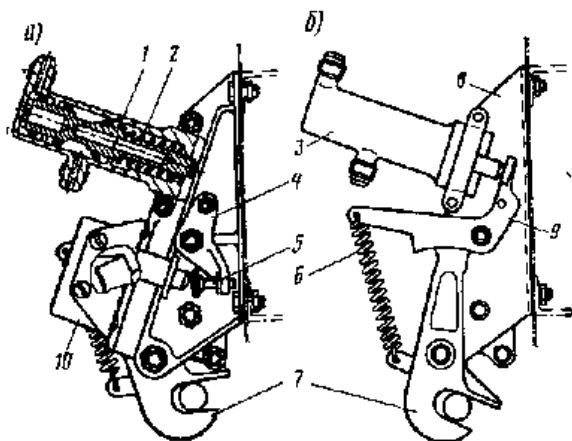
Уплотнение штока в муфте 10 осуществляется с помощью резинового манжета, установленного в верхней кольцевой канавке на внутренней поверхности муфты. В нижней канавке имеется кожаное кольцо, которое защищает уплотнительный пакет от грязи и пыли. Герметичность цилиндра - подъемника обеспечивается также набором уплотнительных и защитных колец из резины и фторопласта, установленных в кольцевые канавки на наружной поверхности ушка 1 и муфты 10.

Корпус цилиндра - подъемника проходит через резиновый защитный чехол 8 (см. рис. 35), препятствующий проникновению грязи и пыли из ниши передней ноги внутрь фюзеляжа. При уборке шасси цилиндр - подъемник работает следующим образом (см. рис. 42, б).

При закрытом шариковом замке и установке рукоятки крана шасси в кабине самолета в положение «Убрано» воздух под давлением подводится в полость Б, а полость Л сообщается с атмосферой. Под действием этого давления поршень отжимается влево до упора (поднимается вверх в цилиндре - подъемнике, установленном на самолете), сжимая пружину. Шарик выходит из уступа неподвижного конусного кольца, и шариковый замок открывается. Затем поршень перемещается влево совместно со штоком и подвижным конусным кольцом, звенья подкоса складываются и нога убирается до фиксации амортизационной стойки в замке убранного положения б (см. рис. 35).

При выпуске шасси рукоятка крана шасси в кабине устанавливается в положение «Выпущено». При этом полость Б сообщается с атмосферой, а воздух подводится в полость А. При открытом замке убранного положения амортизационная стойка под действием собственной массы и давления воздуха на поршень штока цилиндра - подъемника сходит с замка б и перемещается вниз в положение «Выпущено». В конце хода штока шарики накатываются на выступ неподвижного конусного кольца, отжимаются сначала вниз, а затем, скользя по поверхности неподвижного конусного кольца, вверх и западают за уступ неподвижного кольца. Шариковый замок закрывается.

**Замок убранного положения** (рис. 43) предназначен для фиксации передней ноги шасси в убранном положении.



**Рис. 43. Замок убранного положения передней стойки шасси:**

а - открыт;  
б - закрыт

Две штампованные из материала 30ХГСА щеки замка 8, образующие его обойму, крепятся четырьмя болтами с гайками к профилям на шпангоуте № 1 в нише передней ноги шасси. В обойме замка расположены крюк 7, защелка 9 и пружина 6, связывающая защелку с крюком. Кроме того, на обойме замка крепится воздушный цилиндр открытия замка 3, концевой выключатель АМ800К 10 и рычаг 4 с нажимным регулируемым винтом 5.

При уборке шасси амортизационная стойка передней ноги втулкой 3 (см. рис. 35), надетой на болт, соединяющий звенья шлиц-шарнира, входит в зев крюка замка; крюк поворачивается, пружина растягивается, и крюк, скользя своей криволинейной поверхностью по закругленной поверхности защелки, западает за ее выступ: замок закрыт. При этом нажимной регулируемый винт 5 (см. рис. 43), ввернутый в рычаг 4, связанный с защелкой, отходит от штока концевого выключателя 10, и на сигнальном табло шасси в кабине загорается красная сигнальная лампа убранного положения передней ноги шасси.

При выпуске шасси воздух от основной или аварийной воздушной системы через соответствующий штуцер подается в цилиндр открытия замка 3, который представляет собой стальной штампованный корпус, в котором находится пружина 2 и перемещающийся в ней шток 1 с двумя поршнями, делящими внутреннюю полость цилиндра на полости, связанные с основной и аварийной воздушными системами. Ход штока -  $9 + 0,5$  мм. Цилиндр крепится к щекам обоймы замка двумя болтами с гайками.

При подаче воздуха в цилиндр при выпуске шасси шток цилиндра выдвигается, нажимая на плечо защелки 9; она поворачивается, растягивая пружину 6, и освобождает крюк от западания за выступ защелки. Под действием массы передней ноги и сил от растянутой пружины крюк поворачивается и выходит из зацепления со втулкой шлиц-шарнира, освобождая переднюю ногу. При открытом замке шток концевого выключателя нажимает на винт, ввернутый в рычаг, связанный с защелкой, и на сигнальном табло шасси в кабине красная сигнальная лампа убранного положения передней ноги шасси погаснет.

**Колесо передней стойки.** На передней стойке установлено нетормозное колесо (рис. 44). Оно представляет собой литой барабан 7, выполненный из магнитного сплава и пневматика размером 400х150 мм, состоящего из покрышки 2 и камеры 12. Покрышка изготавливается из корда - ткани, плетеной из капроновых, нейлоновых и металлических нитей.

Снаружи корд покрыт протектором из вулканизированной резины со специальным рисунком для лучшего сцепления с поверхностью аэродрома. Камера изготовлена из высококачественной резины.

Для обеспечения хорошей проходимости колес при эксплуатации с грунтовых аэродромов на самолете применяются колеса с пневматиками низкого давления. Давление в камере пневматика переднего колеса -  $3 + 0,5$  атм. Для обеспечения монтажа пневматика на барабан одна из реборд обода барабана сделана съемной 11. Она выполнена в виде двух полуреборд, которые в собранном колесе скрепляются между собой планками и болтами. Съемная реборда удерживается на барабане кольцом (замком реборды) 10, а для предотвращения ее проворачивания фиксируется штифтами 13.



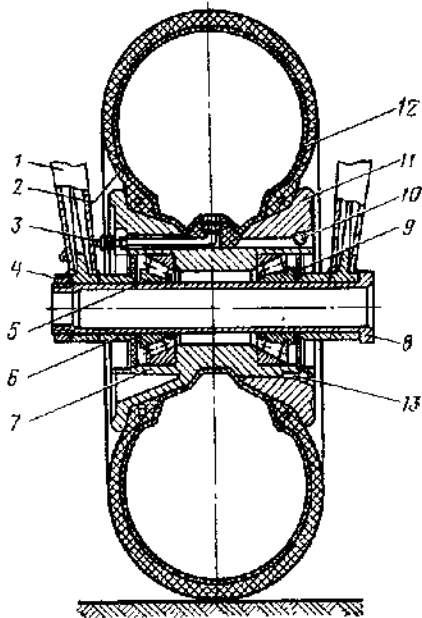


Рис. 44. Колесо передней стойки:

- 1 - вилка амортизационной стойки;
- 2 - крышка;
- 3 - зарядный штуцер;
- 4 - гайка;
- 5 - роликоподшипник;
- 5 - втулка;
- 7 - барабан;
- 8 - ось колеса;
- 9 - сальник;
- 10 - конtringщее кольцо;
- 11 - съемная реборда;
- 12 - камера;
- 13 - штифт.

В барабан колеса запрессованы два конических радиально - упорных роликоподшипника 5, которые для защиты от попадания грязи и влаги и сохранения смазки закрыты с двух сторон сальниками 9. Колесо устанавливается в вилку штока амортизационной стойки с помощью оси 8, выполненной из материала 30ХГСА, и крепится гайкой 4. Гайка конtringтся проволокой. Зазоры между пневматиком и вилкой выдерживаются за счет установки между роликоподшипниками колеса и лапами вилки распорных втулок.

**Механический указатель положения передней ноги шасси** (см. рис. 35) служит для дополнительной информации пилота (в дополнение к световому табло шасси на приборной доске) о положении передней ноги шасси. Он состоит из троса 12, заключенного почти на всей своей длине в боуденовскую оболочку, стальной качалки 11 с пружиной 10 и указателя 9.

Боуденовская оболочка закреплена в трех местах на нулевом шпангоуте с помощью специальных кронштейнов. Нижний конец троса через промежуточную вилку крепится к кронштейну, установленному на двух болтах с гайками на правом ухе верхнего стакана амортизационной стойки. Верхний конец троса также через промежуточную вилку соединен с рычагом качалки 11, установленной на нулевом шпангоуте. Другим рычагом качалка шарнирно соединена с указателем 9, представляющим собой шток, выточенный из материала АМгЗ, покрытый красной эмалью и лаком АК - 113Ф - 072.

Качалка 11 с помощью пружины 10 при убранном положении передней ноги «втягивает» указатель внутрь фюзеляжа, оставляя снаружи лишь его головку, выступающую над поверхностью фюзеляжа на  $4 \pm 1$  мм. Трос 12 при этом положении ноги находится в натянутом состоянии.

При выпуске передней ноги шасси пружина 10 сжимается и с помощью троса поворачивает качалку 11; указатель при этом выходит за обводы фюзеляжа примерно на 100 мм, что является дополнительным сигналом о выпуске передней ноги шасси.

### 3. Главные стойки шасси

На самолете Як-18Т установлены главные стойки шасси одностоечного типа ферменно-балочной конструкции с боковым и задним подкосами и с непосредственным креплением колеса к штоку амортизатора. Главные стойки шасси (рис. 45, 46) установлены в центроплане и состоят из следующих элементов.

Стойка 1 - основной силовой элемент главной ноги, передающий нагрузки от колеса к самолету. Она испытывает нагрузки от сил и моментов по всем трем осям. Как и в конструкции передней ноги шасси, стойка главной ноги представляет собой одно целое с амортизатором.

Складывающийся подкос 2 (боковой) воспринимает усилия, действующие на стойку от боковой силы, приложенной к колесу, и увеличивает жесткость конструкции стойки в боковом направлении. Состоит из верхнего и нижнего звеньев. Жесткий подкос (см. рис. 45) 4 (задний) воспринимает силы, действующие на стойку в плоскости колеса, и увеличивает жесткость конструкции стойки в продольном направлении.

Цилиндр-подъемник 6 и замок убранного положения 8 выполняют те же функции, что и аналогичные элементы конструкции передней ноги шасси.

Ось 5 и шкворень 7 служат для крепления и фиксации амортизационной стойки главной ноги шасси в кронштейнах, находящихся соответственно на заднем лонжероне и диафрагме центроплана; изготовлены из поковки материала 30ХГСА.

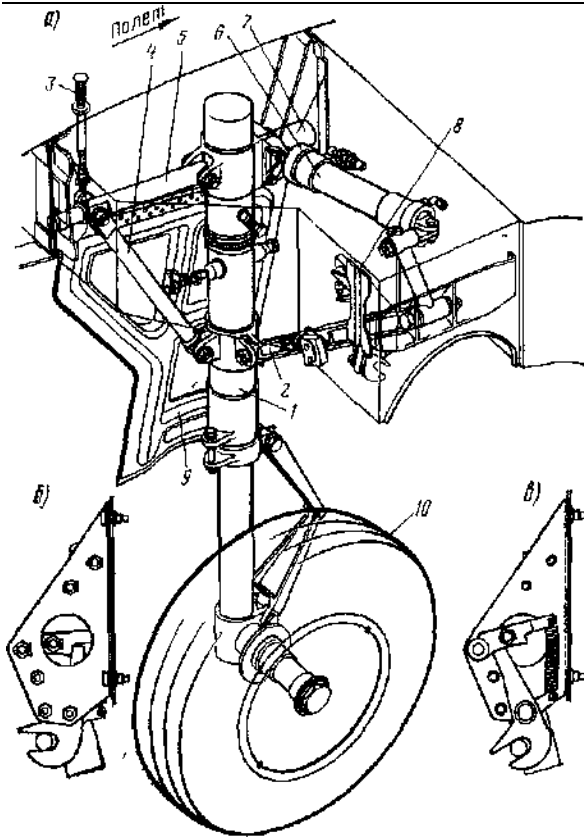


Рис. 45. Главная стойка шасси (левая):

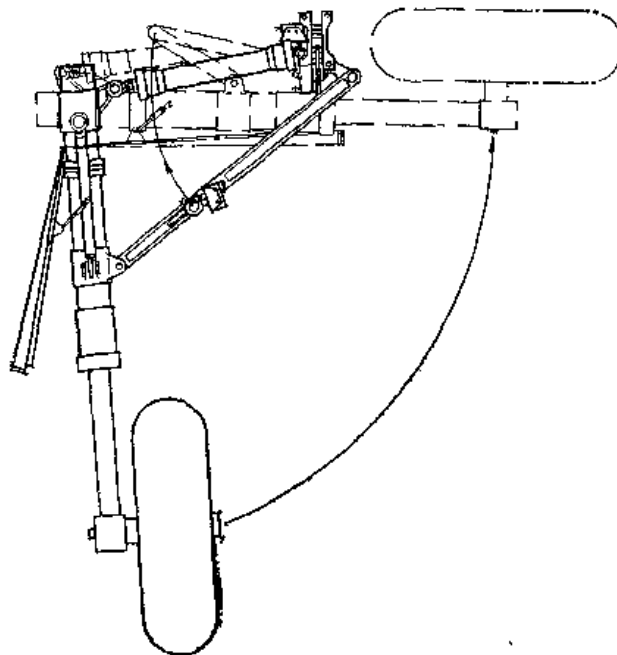
а - общий вид;  
 б - замок закрыт;  
 в - замок открыт;

1 - стойка;  
 2 - складывающийся подкос;  
 3 - механический указатель;  
 4 - жесткий подкос;  
 5 - ось;  
 6 - Цилиндр-подъемник;  
 7 - шкворень;  
 8 - замок убранного положения;  
 9 - щиток;  
 10 - колесо.

Щиток 9 служит для частичного закрытия ниши при убранном положении главной ноги. Колесо 10 - опора главной ноги шасси, тормозное. Для сигнализации положения главной ноги на ней смонтирован механический указатель 3. Главные ноги шасси в убранном положении удерживаются механическими замками, в выпущенном - шариковыми замками цилиндров - подъемников и боковыми складывающимися подкосами.

**Амортизационная стойка главной ноги шасси** (рис. 47) состоит из стального стакана (из материала 30ХГСА), стального штока с полуосью для крепления колеса, шлиц-шарнира, фиксирующего шток от поворота вокруг вертикальной оси, и деталей амортизации. В верхней части стакан 4 имеет проушины для оси 14 и шкворня 2, с помощью которых главная стойка крепится к центроплану, а также кронштейн 1 для крепления к стойке ушкового болта штока цилиндра-подъемника.

Рис. 46 Кинематическая схема уборки – выпуска главной стойки шасси.



В средней части стакана, представляющей собой толстостенную стальную трубу, расположены верхний зарядный штуцер 3, узлы крепления тяг щитка и проушины крепления жесткого и складывающегося подкосов. В нижней своей

части стакан имеет проушину для крепления верхнего звена шлиц-шарнира и узла подвески стойки на замок убранного положения.

Узел подвески представляет собой проушину с вставленным в ее отверстия болтом 12 с внутренней распорной и внешней 11 стальными втулками и двумя шайбами 10. Шайбы и лапы проушин имеют рифленую поверхность для регулировки положения болта с втулкой. На болт наворачивается гайка, контрящаяся шплинтом.

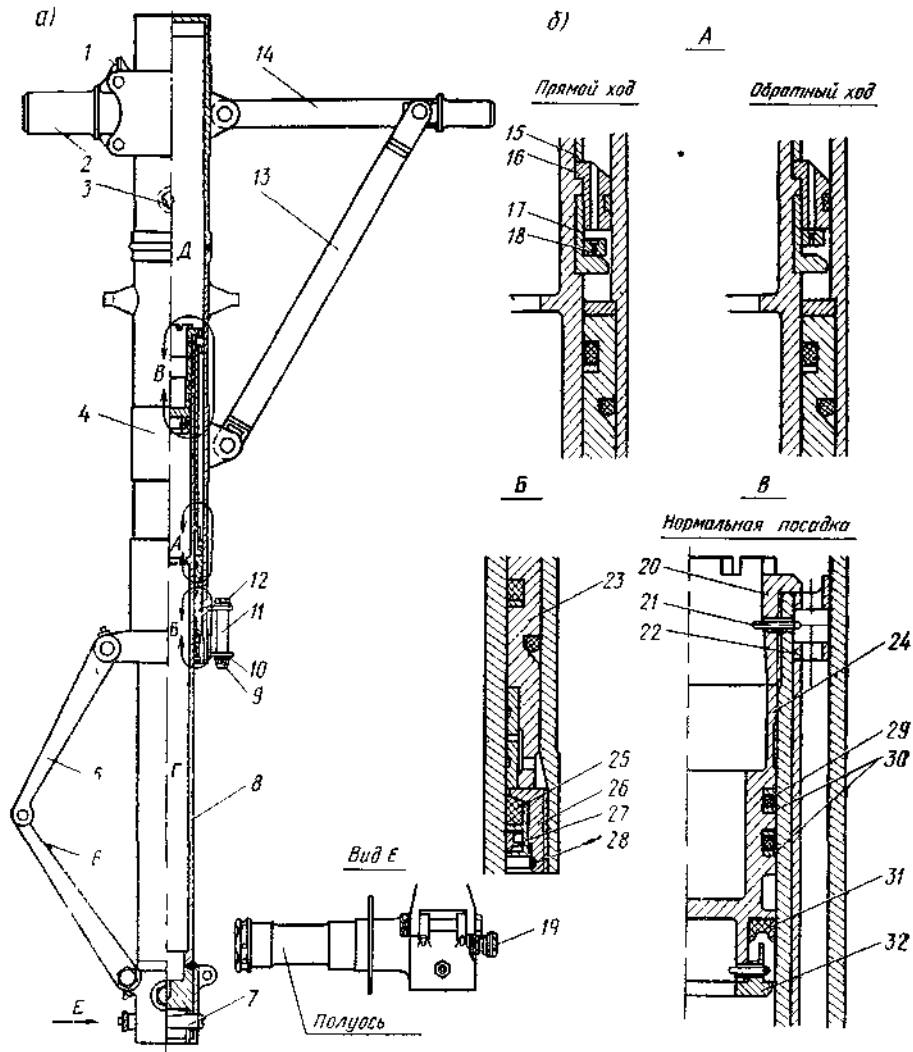


Рис 47. Амортизационная стойка главной опоры шасси

а - общий вид б - схема работы.

1 - кронштейн, 2 - шкворень, 3 - верхний штуцер, 4 - сварной стакан; 5 - верхнее звено шлиц шарнира, 6 - нижнее звено шлиц-шарнира; 7 - конусный болт; 8 - шток с полуосью; 9, 20, 26, 32 - гайки, 10 - рифленая шайба; 11 - внешняя втулка; 12 - болт; 13 - жесткий подкос, 14 - ось, 15, 22 - втулки, 16 - подвижная буска, 17 - разрезное кольцо, 18 - клапан, 19 - нижний штуцер, 21 - шплинт, 23 - неподвижная буска, 24 - поршень, 25 - сальник; 27 - obtюратор, 28 - стопорное кольцо, 29 - уплотнение, 30 - шайба, 31 - уплотнение.

Внутри стакана в нижней его части с помощью гайки 26, законтренной винтом, установлена неподвижная буска 23 с уплотнениями, а с помощью стопорного кольца 28 в гайку установлен obtюратор 27 с сальником 25.

Шток амортизационной стойки полый и выполнен из материала 30ХГСА. К нижнему концу штока приварен узел с полуосью для крепления колеса с нижним зарядным штуцером и проушиной крепления нижнего звена шлиц-шарнира. В верхней части с помощью гайки 20, законтренной шплинтом 21, закреплен пакет деталей амортизации, движущийся вместе со штоком и состоящий из подвижной буски 16, разрезного кольца 17, клапана 18, выполненного в виде стального кольца с тремя отверстиями  $\varnothing 1,4$  мм для протекания жидкости, втулок 22 и 15. Подвижная буска 16 и втулка 22 выполнены из материала БРАЖМЦ.

С помощью гайки 20 на штоке установлен поршень 24, который имеет возможность перемещаться внутри штока (ход  $120 \pm 3$  мм) и делит полость амортизационной стойки на две изолированные друг от друга камеры Д и Г.

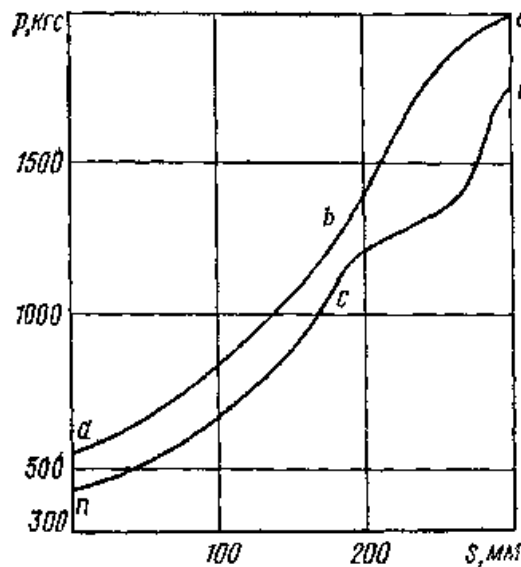
Через нижний штуцер камера Г заряжается азотом до давления  $65 \pm 1$  кгс/см<sup>2</sup>, через гнездо верхнего штуцера камера Д заполняется маслом АМГ - 10, а через штуцер заряжается азотом до  $24 \pm 1$  кгс/см<sup>2</sup>. По конструкции штуцеры подобны штуцерам передней амортизационной стойки. Герметичность главной амортизационной стойки обеспечивается применением уплотнений, состоящих из фторопластовых шайб и резиновых колец, расположенных в кольцевых выточках на внутренней и внешней поверхности неподвижной буски и внешней поверхности поршня. Работа амортизационной стойки главной ноги шасси аналогична работе передней амортизационной стойки.

Диаграмма обжатия главной амортистойки показана на рис. 48.

Работа амортизации на прямом ходе представлена на диаграмме в виде кривой *abc*. Как и на диаграмме (см. рис. 39) обжатия передней стойки, кривая *abc* отчетливо распадается на два участка: *ab* - показывает работу амортизации при нормальной посадке (работа верхней камеры Д амортизационной стойки); *bc* - работу нижней камеры Г. Последняя вступает в работу при поглощении энергии грубой посадки или преодолении самолетом высокого препятствия при движении по аэродрому. Доля работы, затрачиваемой на преодоление гидравлических сопротивлений жидкости, в общем объеме работы, поглощенной амортизатором, при прямом ходе несколько выше, чем при обжатии передней стойки, что видно на участке *bc* диаграммы, характеризующей работу нижней камеры амортизационной стойки. Амортизация на обратном ходе осуществляется в основном торможением жидкости в клапане 18, который прижимается к буксе 16, и жидкость вытесняется из полости между стаканом 4 и втулкой 15 только через отверстия в клапане и буксе.

Кривая усилий *ned* при движении штока вниз, изображенная на диаграмме обжатия главной стойки, состоит из двух участков, характеризующих работу верхней и нижней камер амортизатора.

Рис 48. Диаграмма обжатия главкой амортизационной стойки.



**Складывающийся и жесткий подкосы.** Складывающийся подкос 2 (см рис. 45) служит для фиксации главной ноги шасси в выпущенном положении, передает усилия с амортизационной стойки на узел центроплана и совместно с цилиндром-подъемником входит в механизм уборки и выпуска главной ноги шасси.

Подкос состоит из верхнего и нижнего штампованных из материала 30ХГСА звеньев, соединенных между собой болтом с гайкой.

Нижнее звено подкоса соединено с амортизационной стойкой, верхнее - с кронштейном на стенке ниши шасси. Под соединительный болт в нижнем звене подкоса установлен шаровой вкладыш. Гайки соединительных болтов верхнего и нижнего звеньев кончаются шплинтами.

Верхнее звено подкоса шарнирно соединено с кронштейном на стенке ниши шасси и с цилиндром-подъемником. Соединение с цилиндром - подъемником осуществляется с помощью специального ушкового болта, вращающегося в бронзовых втулках, впрессованных в бобышку верхнего звена подкоса. С помощью болта и гайки, законтренной шплинтом, ушковый болт подкоса соединен с ушковым болтом, ввернутым в шток цилиндра - подъемника.

В кронштейн верхнего звена подкоса установлен концевой выключатель АМ800К, а в кронштейн нижнего звена ввернут нажимной регулируемый винт. При уборке шасси подкос складывается, нажимной винт освобождает от нажатия шток концевой выключателя и на табло сигнализации шасси в кабине гаснет зеленая сигнальная лампа выпущенного положения главной ноги шасси.

В выпущенном положении главной ноги звенья складывающегося подкоса устанавливаются в распор и фиксируются в этом положении цилиндром-подъемником, шток которого запирается шариковым замком, что препятствует складыванию подкоса от внешних боковых усилий, действующих на ногу шасси. Нажимной винт нижнего звена подкоса нажимает на шток концевой выключателя, и на сигнальном табло шасси горит зеленая сигнальная лампа выпущенного положения главной ноги. Обратная стрелка прогиба подкоса вниз от прямой -  $5 \pm 0,2$  мм.

Жесткий подкос 4 (см. рис. 45), соединяющий ось со стойкой, представляет собой толстостенную стальную трубку диаметром 25Х2, в которую вварены вилка и ухо. С помощью вилки подкос крепится к оси, с помощью уха - к стойке. Крепление подкоса осуществляется болтовыми соединениями. Гайки болтов кончаются шплинтами.

**Цилиндр-подъемник уборки-выпуска главной стойки шасси** по конструкции аналогичен цилиндру - подъемнику передней стойки. Ухо цилиндра-подъемника крепится к ушковому болту, установленному на верхнем звене подкоса, а шток - ввернутым в него ушковым болтом к кронштейну (см. рис 45), установленному на болтах крепления шкворня к стакану амортизационной стойки. Отличие в работе цилиндра - подъемника главной ноги от цилиндра-подъемника передней ноги при выпуске шасси состоит в том, что фиксация главной ноги в выпущенном положении и закрытие шарикового замка обеспечиваются при штоке, втянутом в корпус цилиндра.

**Щиток главной стойки шасси.** Щиток 9 (см. рис. 45) служит для частичного закрытия ниши шасси при убранном положении главной ноги. Он состоит из обшивки и приваренной к ней штампованной из материала Д16 жесткости. Крепление штока к нижней обшивке центроплана осуществлено с помощью шомпольной петли, а к амортизационной стойке - с помощью двух регулируемых по длине стальных тяг. Тяги соединяют кронштейны на щитке с узлами, приваренными к стакану амортизационной стойки. Гайки болтов, соединяющих тяги с кронштейнами на щитке и болты соединения тяг со стаканом амортизационной стойки, кончаются шплинтами.

**Замок убранного положения главной стойки шасси 8** (см. рис. 45) крепится четырьмя болтами с анкерными гайками к стенке ниши главной ноги шасси. По конструкции элементов и принципу работы замок аналогичен замку убранного положения передней ноги шасси. При открытом замке на сигнальном табло шасси в кабине красная сигнальная лампа убранного положения главных ног шасси гаснет.

**Колесо.** На каждой амортизационной стойке главных ног шасси установлено по тормозному колесу К141/Т141. Тормозное колесо (рис. 49) состоит из колеса и камерного тормоза. При установке на самолет тормозное колесо собирается совместно с пневматикой размером 500х150 мм. Колесо состоит из барабана 3, несущего специальные узлы конструкции, и представляет собой отливку из магниевого сплава МЛ4 или МЛ5. Во внутренней полости барабана размещена тормозная рубашка 10, в которой размещен камерный тормоз.

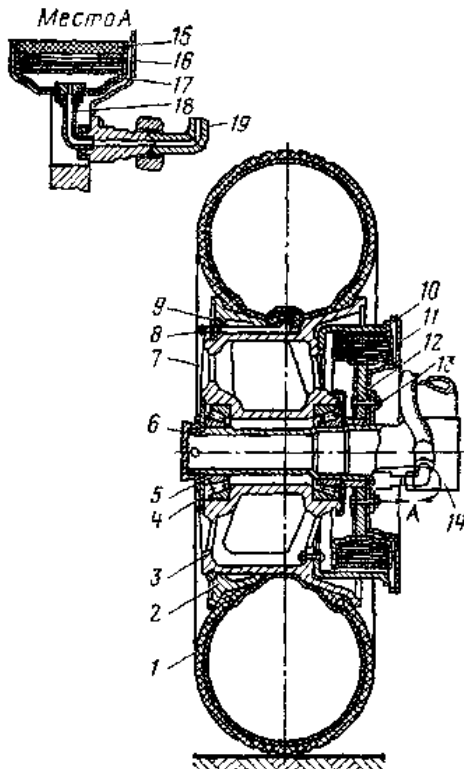


Рис. 49. Колесо главной стойки:

- 1 - пневматик;
- 2 - реборда;
- 3 - барабан;
- 4 - обтюратор;
- 5 - роликоподшипник;
- 6 - гайка;
- 7 - щиток;
- 8 - зарядный штуцер;
- 9 - полукольцо;
- 10 - тормозная рубашка;
- 11 - обтекатель;
- 12 - корпус тормоза;
- 13 - болт;
- 14 - полуось;
- 15 - тормозная колодка;
- 16 - возвратная пружина;
- 17 - тормозная камера;
- 18 - штуцер;
- 19 - угольник.

Реборда 2 выполнена съемной для облегчения монтажа пневматика 1 на колесо. В собранном колесе реборда удерживается в осевом направлении двумя концентрическими полукольцами 9, а от проворачивания - втулками, установленными в пазы реборды и барабана.

Вращение колеса осуществляется на конических радиально - упорных роликоподшипниках 5. Их наружные кольца запрессованы в гнездо ступицы барабана. Внутренние обоймы с роликами монтируются на полуоси 14 штока амортизационной стойки и затягиваются гайкой 6. С внешних сторон подшипники защищены от засорения и вытекания смазки колпачком и войлочным кольцом обтюратора. От попадания грязи во внутренние полости колесо закрыто щитком 7.

Камерный тормоз, размещенный в тормозной рубашке 10, состоит из корпуса тормоза 12, двенадцати колодок 15, тормозной камеры 17, штуцера 18 с фланцем, возвратных пружин 16, обтекателя 11, а также деталей крепления. Корпус 12 отлит из магниевого сплава МЛ4 или МЛ5. Шестью болтами 13 корпус (а с ним и весь тормоз) крепится к фланцу полуоси штока амортизационной стойки. Колодки 15 армированные - фрикционная пластмасса спрессована совместно с металлическим каркасом. Наружная поверхность колодок образует с поверхностью рубашки 10 фрикционную пару. Колодки имеют возможность перемещаться только в радиальном направлении под давлением сжатого воздуха, подведенного в тормозную камеру 17 через штуцер и угольник 19.

Возвратные пружины 16 типа ленточных рессор проходят через торцевые пазы в колодках и отводят колодки от рубашки после сброса давления из тормозной камеры.

В обтекателе 11 имеются четыре отверстия, закрытые специальными крышками и служащие для контроля за износом колодок в эксплуатации.

При нажатии на тормозные рычаги, установленные на штурвалах управления, воздух поступает в тормозную магистраль и дифференциалом ПУ-8 (У138) в зависимости от положения педалей распределяется в тормозную камеру левого или правого колеса. Давление сжатого воздуха, подведенного в тормозную камеру, создает распорное усилие, перемещающее колодки в радиальном направлении. Колодки, перемещаясь, преодолевают усилие возвратных пружин 16 и прижимаются к тормозной рубашке 10, предварительно выбрав зазор между колодками и рубашкой. При их

соприкосновении возникают силы трения, создающие тормозной момент. При сбросе давления из тормозной камеры возвратные пружины отжимают колодки от рубашки в исходное положение. Между колодками тормоза и рубашкой колеса устанавливается зазор, обеспечивающий свободное вращение колеса на полуоси.

**Механический указатель положения главной стойки шасси** (см, рис. 45) состоит из трех основных элементов: серьги, вилки и самого указателя 3. Штампованная из материала АК-6 серьга смонтирована на болте крепления жесткого подкоса 4 к оси 5 навески амортизационной стойки. С помощью болта с гайкой, законтренной шплинтом, серьга соединена со стальной вилкой, которая вворачивается непосредственно в указатель.

При выпущенном положении шасси указатель выходит за обводы центроплана на расстоянии 70 мм перед задним лонжероном. Отверстие в обшивке центроплана для выхода указателя окантовано фторопластовым пистоном. При уборке шасси ось 5 вращается в кронштейне крепления главной ноги, а вместе с ней изменяет свое положение и серьга. При этом указатель втягивается внутрь центроплана, и пилот получает информацию о нахождении стоек в убранном положении.

#### **4. Основные правила эксплуатации и ухода за шасси**

Безопасная работа шасси, поддержание заданного уровня надежности и работоспособности - задачи, успешное выполнение которых может быть гарантировано лишь при периодическом выполнении определенного комплекса работ в соответствии с Регламентом технического обслуживания самолета Як-18Т.

При выполнении технического обслуживания самолета основными работами по шасси являются: осмотр и визуальный контроль состояния элементов шасси; смазка шарнирных и подвижных узлов и соединений; зарядка воздухом камер колес; зарядка жидкостью АМГ - 10 и азотом цилиндров амортизационных стоек шасси; проверка зазоров и люфтов в узлах шасси.

Уход за шасси в процессе эксплуатации предусматривает, прежде всего, повседневный осмотр и визуальный контроль состояния его элементов, при котором должны быть выполнены основные работы.

Для этого необходимо:

- очистить ниши, купола, стойки шасси от пыли и грязи;
- убедиться, что нет механических повреждений амортизационных стоек шасси, подкосов и течи масла АМГ - 10 из под уплотнений, касания шасси о стенки ниш;
- проверить состояние воздушных трубопроводов (нет ли нарушений контровок, ослабления соединений, забоин, вмятин, потертостей и крутых изгибов);
- исправность крепления стоек шасси и контровку всех болтов;
- убедиться, что нет трещин в сварных швах стоек шасси;
- убедиться в исправности крепления гасителя колебаний, в отсутствии потеков масла из цилиндра, в исправности его поводка, рычага и тяги;
- проверить исправность замков убранного положения, концевых выключателей на замках и подкосах и электропроводки к ним;
- проверить состояние щитка шасси и узлов его крепления;
- проверить состояние покрышек колес шасси, отсутствие проворачивания пневматиков относительно барабанов колес (по контрольным меткам на ободе колеса и покрышке);
- проверить исправность контровки гаек крепления колес шасси и при необходимости произвести их подтяжку;
- проверить исправность контровки гаек на штуцерах подсоединения воздушных шлангов к тормозным камерам;
- проверить через контрольные отверстия величину износа тормозных колодок.

Одной из основных работ, выполняемых при уходе за шасси, является смазка штоков амортизационных стоек, шарнирных соединений, подвижных деталей замков убранного положения. Она производится с целью исключения преждевременного износа, заклиниваний и разрушений деталей подвижных соединений. Обязательным условием при осмотре и контроле состояния шасси является проверка по обжатию и с помощью манометра давления в пневматиках колес шасси.

При необходимости зарядка воздухом камер производится от баллона со сжатым воздухом с помощью зарядного шланга с редуктором. При этом давление в них проверяется контрольным манометром с приставкой, обеспечивающей герметичность стыка манометра с корпусом ниппеля. Камеры колес передней и главных стоек шасси заряжаются до давления  $3 \pm 0,5$  кгс/см<sup>2</sup>.

Проверка зарядки пневматиков по обжатию производится с помощью линейки, которой замеряется вертикальное расстояние от оси колеса до земли. Величина этого расстояния вычитается из величины радиуса колеса. Величина обжатия при нормальной зарядке авиашин должна составлять для колеса передней стойки 15 - 20, для колеса главной стойки 25 - 30 мм.

После проверки зарядки амортизационных стоек шасси необходимая зарядка их жидкостью АМГ - 10 и азотом производится на самолете, поднятом на подъемниках на высоту, обеспечивающую полный отрыв стоек от земли (3 ÷ 5 см). После сборки зарядного шланга с приспособлением для зарядки азотом отворачиваются заглушки нижних камер стоек. Зарядка нижних полостей амортизационных стоек производится до давления  $55 \pm 1$  кгс/см<sup>2</sup> передней стойки и  $65 \pm 1$  кгс/см<sup>2</sup> для главной стойки.

Контролируется зарядное давление по манометру на шланге. Затем верхние зарядные штуцеры выворачивают, и через отверстия в гнезде под штуцер шприцем заправляют в верхние камеры масло АМГ - 10.

При нормальной заправке масло заполняет камеру до уровня отверстия гнезда под зарядный штуцер. Пены и пузырьки азота в жидкости не должно быть. Чтобы их удалить, заливают жидкость до тех пор, пока из отверстия не польется сплошная струя без пузырьков и пены. После этого в гнезда вворачивают зарядные штуцеры и контрят их.

Зарядка верхних полостей стоек шасси азотом производится от баллона через зарядный штуцер и зарядный шланг при полностью выпущенном штоке амортизатора.

Давление азота в амортизационных стойках должно быть: в передней  $23 \pm 1$  кгс/см<sup>2</sup>; в главных -  $34 \pm 1$  кгс/см<sup>2</sup>.

Зарядное давление контролируется по манометру на шланге.

Уход за шасси включает в себя и обязательный контроль. величинами зазоров и люфтов его в узлах и элементах.

Необходимо проверять следующее:

- зазоры в складывающихся подкосах (между опорными поверхностями звеньев подкосов) при полностью выпущенном шасси и закрытых шариковых замках цилиндров - подъемников должны быть не более 0,3 мм. При проверке к подкосу должно быть приложено усилие 8 - 10 кгс на складывание перпендикулярно среднему шарниру подкоса; глубина захода шупа при этом должна быть не более 2 мм;
- зазоры между узлами подвески амортизационных стоек на замки убранного положения и зевами их крюков должны быть в пределах 1 - 3 мм;
- суммарно допустимые люфты передней и главных стоек шасси (в выпущенном положении) при приложении усилия 20 - 30 кгс к оси колеса должны быть в продольном и поперечном направлении не более 3 мм. Замеры люфтов производятся по оси стойки с помощью линейки;
- суммарный люфт в шлиц-шарнирах передней и главных стоек шасси должны быть не более: для главных стоек - 5 мм; для передней стойки - 3 мм. Люфт следует измерять линейкой по торцу полуоси для главных стоек и по торцу оси колеса для передней стойки;
- допустимые вертикальные люфты передней и главных стоек шасси в убранном положении должны быть не более 2 мм. Замеры люфтов производятся по оси колес с помощью линейки при приложенном к ним усилие 20 - 30 кгс.

При проверке люфтов и зазоров нужно иметь в виду, что зазоры и люфты в шитке проверяются при установке рукояток крана шасси в положение «Убрано», все остальные люфты и зазоры - в положение «Нейтрально».

При полетах по кругу с малыми интервалами времени между посадками, при длительном рулении с торможением или при подтормаживании во время руления с боковым ветром возможен перегрев колес и выход их из строя. Для исключения этого необходим строгий контроль за тепловым состоянием колес. Колесо рассчитано на условия торможения при единичных посадках. При частых посадках необходимо обеспечивать охлаждение колес и тормозов для предотвращения их перегрева.

Особыми случаями посадок самолета считаются посадки: после прерванного взлета; вынужденная с завышенной полетной массой; на увеличенной скорости приземления; приземление на заторможенные колеса.

В таких случаях вопрос о дальнейшей эксплуатации колес и тормозов решается только после их тщательного осмотра и изучения условий посадки.

### 5. Неисправности шасси

В процессе летной эксплуатации самолета были выявлены характерные неисправности (табл. 9).

Таблица 9. Характерные неисправности шасси.

	Неисправность	Причины появления неисправности	Способы устранения
1	Поломка поводка поршня гасителя колебаний	Усталостные нагрузки	Поводок заменить
2	Неэффективное торможение одного или обоих колес	Недостаточное давление в тормозах Деформация колодок, неполное прилегание их к тормозному барабану, овальность барабана Неплотное крепление упора боуденов на шпангоуте № 0	Проверить, нет ли пробок в магистрали тормоза, величину давления и отрегулировать его Заменить тормозной механизм или заменить колесо. Заменить кронштейны крепления боуденов на более жесткие
3	Перетекание азота в стойках шасси из одной полости в другую	Производственный дефект, неправильный монтаж	Стойки заменить. До замены стоек производить периодическую подзарядку полости азотом
4	При рулении и в полете мигают лампочки сигнального табло выпуска - уборки ног шасси	Дефект производства	Замена кронштейнов крепления микровыключателей на стойках на более жесткие
5	Люфты в шлиц - шарнирах стоек шасси	Износ шарнирных соединений (болтов и отверстий в проушинах)	Установить болты увеличенного диаметра. Улучшить смазку болтов в шлиц - шарнирах
6	Разрыв пневматика на земле и в воздухе	Разворот на одном колесе, резкое торможение с нагревом барабана	Заменить камеру и покрышку
7	«Жесткая» амортизация при посадке при нормальном давлении в амортизационной стойке	Большое количество смеси в амортизационной стойке	Уменьшить количество смеси
8	«Мягкая» амортизация с большим ходом штока при посадке	Малое количество смеси в амортизационной стойке	Увеличить количество смеси

9	Слабое торможение колеса	Замасливание фрикционных колодок и тормозной рубашки. Повреждение тормозной камеры - стравливание воздуха	Ремонтировать колесо, удалить смазку. Заменить камеру
10	Износ покрышки или срыв рисунка	Длительная эксплуатация. Резкое торможение	Сменить покрышку колеса
11	Отказ замка убранного положения передней и главной ног шасси	Отказ цилиндра открытия замка вследствие отсутствия смазки, коррозии. Заедание деталей замка вследствие несвоевременной смазки, надиров и коррозии	Перебрать и отремонтировать цилиндр замка. Заменить цилиндр открытия замка
12	Срез поводка гасителя колебаний передней стойки по шейке под шлицевым соединением с рычагом	Большой демпфирующий момент гасителя колебаний вследствие засорения калиброванного отверстия, заклинивания поршня гасителя из-за коррозии или поломки.	Заменить гаситель колебаний



## ГЛАВА 6. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

### 1. Общие сведения

Воздушная система самолета обеспечивает запуск двигателя, выпуск и уборку ног шасси, щитка и управление тормозами колес.

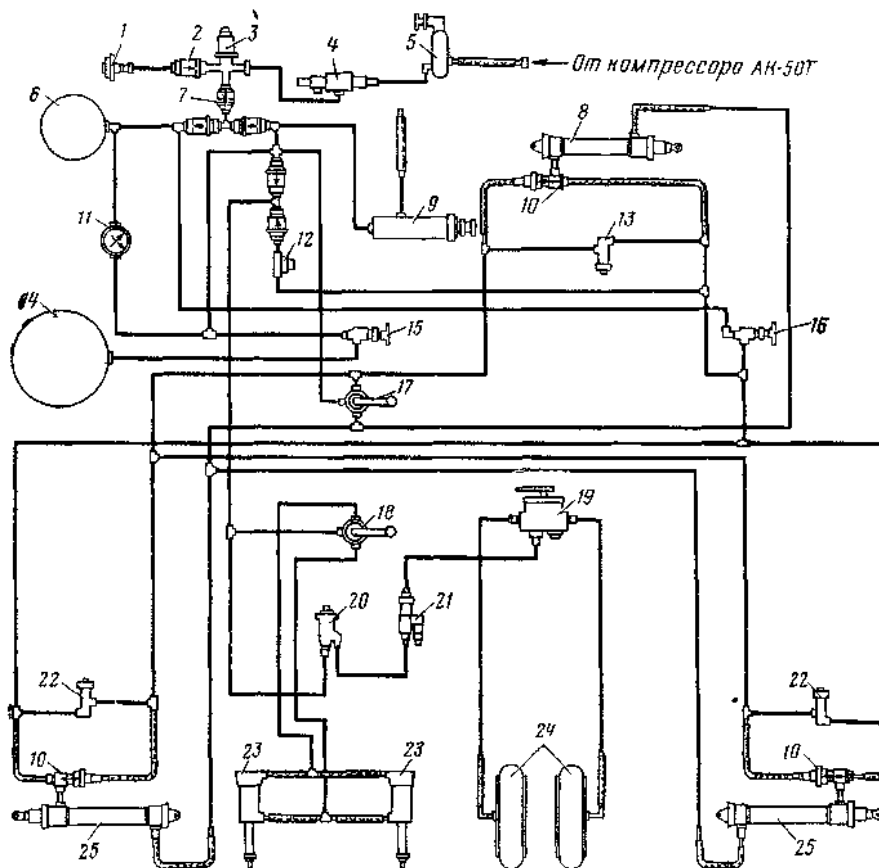


Рис. 50. Принципиальная схема воздушной системы:

1 - зарядный штуцер 642800; 2 - обратный клапан; 3 - предохранительный клапан; 4 - автомат давления АД - 50; 5 - фильтр - отстойник ФТ, 6 - баллон аварийной системы; 7 - фильтр 723900; 8 - Цилиндр-подъемник передней ноги шасси; 9 - электропневмоклапан ЭК - 48М; 10 - аварийный клапан; 11 - манометр 2М - 80; 12 - стравливающий клапан 562300; 13 - цилиндр открытия замка передней ноги шасси; 14 - баллон основной системы, 15 - кран сети; 16 - кран аварийного выпуска шасси; 17 - кран выпуска и уборки шасси от основной системы; 18 - кран выпуска и уборки щитка; 19 - дифференциал ПУ-8; 20 - редукционный клапан ПУ - 7; 21 - электроклапан экстренного растормаживания УП53/1М; 22 - цилиндр открытия замка главной ноги шасси; 23 - цилиндр выпуска и уборки щитков; 24 - тормозное колесо; 25 - цилиндр подъемник главной ноги шасси.

Воздушная система (рис. 50) состоит из компрессора АК - 50Т, автомата давления АД - 50, фильтра - отстойника ФТ, предохранительного клапана, обратных клапанов, фильтра 723900, электропневмоклапана ЭК - 48М, редукционного клапана ПУ - 7, трех аварийных клапанов, двух вентильных кранов: зарядки сети и аварийного выпуска шасси, трехходовых кранов шасси и посадочного щитка, электроклапана экстренного растормаживания, дифференциала, зарядного штуцера, баллона основной системы, баллона аварийной системы, двухстрелочного манометра 2М - 80, трех дросселей, установленных в магистралях уборки ног шасси, четырех дросселей, установленных в магистралях подъема и выпуска посадочного щитка, трубопроводов, гибких шлангов, соединительной и крепежной арматуры.

Все крепежные трубопроводы воздушной системы изготовлены из дюралевых труб Т6х4, за исключением трубопроводов, соединяющих клапан ПУ-7 с электроклапаном растормаживания и электроклапан растормаживания с дифференциалом, которые изготовлены из труб Т8х1. Трубопроводы воздушной системы изготовлены из АМгМ и окрашены в черный цвет.

Воздушная система разделена на две автономные системы: основную и аварийную. Аварийная система выполняет главные функции основной системы в случае выхода ее из строя (выпуск шасси, уборку и выпуск посадочного щитка и торможение колес шасси).

Запас сжатого воздуха воздушной системы размещается в двух шаровых баллонах основной системы емкостью 12 л и аварийной емкостью 3 л.

Рабочее давление в системе составляет 50 кгс/см<sup>2</sup>. Контроль давления осуществляется по двухстрелочному манометру 2М - 80, установленному на приборной доске в кабине экипажа. Для удобства эксплуатации часть агрегатов системы - предохранительный клапан, фильтр, обратные клапаны, стравливающий клапан и

электропневмоклапан ЭК - 48М расположены на одной панели, установленной на внешней стороне стенки ниши передней ноги шасси, слева между шпангоутами № 0 и 1.

## 2. Агрегаты воздушной системы

**Компрессор АК-50М** - авиационный двухступенчатый, не выключающийся, воздушного охлаждения. Он смонтирован на двигателе, имеет механический привод от его вала. Производительность компрессора 20 л/мин.

**Автомат давления АД-50** (рис. 51) предназначен для автоматического перевода воздушного компрессора с рабочего режима на холостой и обратно - на заполнение баллона.

В корпус 3 ввернут входной штуцер 1 с сетчатым фильтром 2 для очистки воздуха. Внутри корпуса имеются три канала И, Б к В. Канал В сообщается с каналом Б. На выходе в канал В ввернут обратный клапан, служащий для пропуска воздуха только в направлении канала В и автоматического перекрытия входного отверстия при обратном потоке воздуха.

Обратный клапан состоит из седла 18, внутри которого вставлены клапан 16, пружина 17 и упор 4, удерживаемый штифтом 30. Пружина 17 прижимает клапан 16 к торцу седла 18, перекрывая путь воздуха в обратном направлении. Герметичность клапана достигается уплотнением из резины, привулканизированной к торцу клапана.

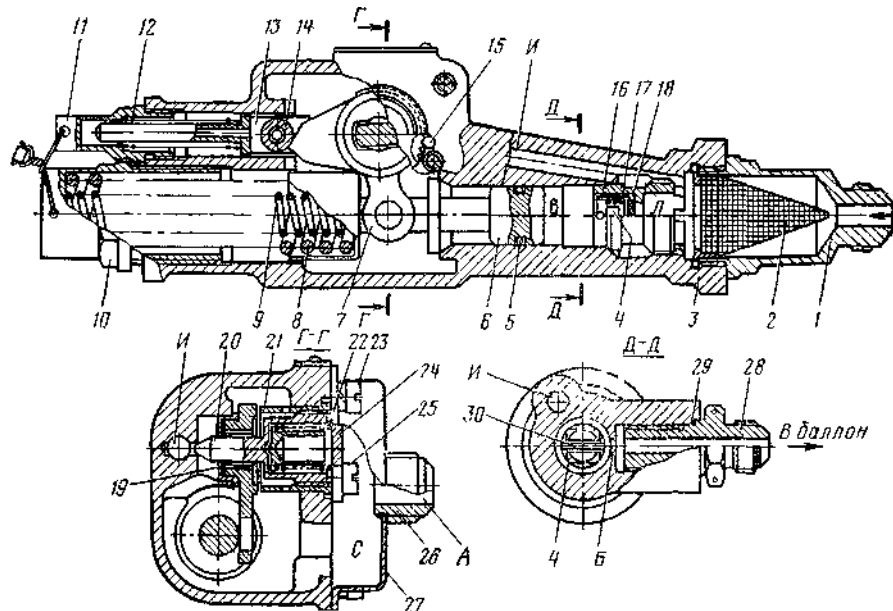


Рис. 51. Автомат давления АД - ГО:

1, 26, 28 - штуцер входной; 2 - сетчатый фильтр; 3 - корпус; 4 - упор; 5 - резиновое кольцо; 6 - поршень; 7 - рычаг; 8, 9, 12, 17, 22 - пружины; 10, 11 - заглушки; 13 - фиксатор; 14 - ролик; 15 - фиксатор возвратного клапана; 16 - клапан; 18 - седло; 19 - втулка; 20 - запорная игла; 21 - гайка; 23 - винт; 24 - планка; 25 - винт; 27 - кожух; 29 - кольцо; 30 - штифт.

В канале В перемещается поршень 6, поджимаемый пружинами 8 и 9. Герметичность поршня 6 обеспечивается установленным на нем резиновым кольцом 5. В расточке корпуса 3 укреплена посредством планки 24, винтов 25 и фиксатора 15 гайка 24 со специальной девятизаходной резьбой, в которую ввертывается запорная игла 20. Пружина 22 прижимает запорную иглу к гайке, благодаря чему устраняется зазор между их резьбами. На запорную иглу насажен рычаг 7, вращающийся во втулке 19. Один конец рычага 7 заходит в проточку поршня 6, а другой конец упирается в ролик 14 фиксатора 13. На хвостовике фиксатора надета пружина 12, которая прижимает ролик фиксатора к скосам рычага 7, фиксируя его в отклоненных положениях. Под действием усилия пружин 8 и 9 поршень 6 перемещается вправо, поворачивая в ту же сторону соединенный с ним рычаг с запорной иглой 20.

При повороте запорной иглы 20 против хода часовой стрелки она вывертывается из резьбы гайки 21, вследствие чего конус запорной иглы перекрывает отверстие канала И на корпусе 3. Усилие пружин 8 и 9 может регулироваться ввертыванием заглушки 10 в корпус 3. В резьбу канала Б ввернут штуцер 28 для присоединения трубопровода. Плоскость стыка штуцера с корпусом загерметизирована металлическим кольцом 29. Снаружи корпуса прикреплен четырьмя винтами 23 кожух 27, к которому приварен штуцер 26 для присоединения трубопровода. На корпусе имеются две бобышки с отверстиями для болтов, крепящих автомат давления на самолете.

Работа автомата давления (рис. 52). Сжатый воздух из компрессора подводится по трубопроводу к штуцеру 1 (см. рис. 51), проходит через фильтр 2 и, заполнив камеру Л, поступает в канал И, закрытый конусом иглы 20, и в обратный клапан 16. Преодолев усилие пружины 17, воздух отжимает клапан 16 от седла 18 и проходит в каналы В и Б. Из канала Б воздух направляется в штуцер 28 и по трубопроводу в бортовой баллон. Поступивший в канал В сжатый воздух давит на поршень 6, испытывая сопротивление пружин 8 и 9.

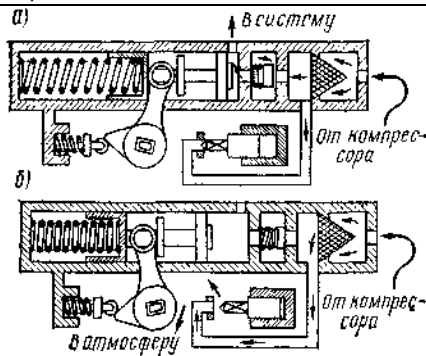


Рис. 52. Схема работы автомата давления АД-50:

а - давление в системе меньше 50 кгс/см<sup>2</sup>;  
 б - давление в системе больше 50 кгс/см<sup>2</sup>

Когда давление воздуха в баллоне (а следовательно, в каналах Б и В) достигнет 50 кгс/см<sup>2</sup>, поршень 6, преодолевая усилие пружин 8 и 9, передвигается влево, поворачивая в ту же сторону рычаг 7 с запорной иглой 20. Вследствие поворота запорной иглы по ходу часовой стрелки она будет ввинчиваться в гайку 21, откроет проход воздуху из канала И в полость С.

Из полости С воздух стравливается через штуцер 26 и присоединенный к нему трубопровод в атмосферу. Таким образом осуществляется перевод компрессора с режима наполнения баллона (до давления 50 кгс/см<sup>2</sup>) на холостой ход. После поворота рычага 7, ролик 14 фиксатора 13, прижимаемый пружиной 12, перекатится на другой скос рычага. Благодаря этому рычаг и соединенная с ним запорная игла 20 зафиксируются в открытом положении до тех пор, пока давление в канале Б не понизится до 40 кгс/см<sup>2</sup>. Обратному проходу воздуха из канала В в штуцер 1 препятствует клапан 16, который прижимается пружиной 17 и давлением воздуха к седлу 18.

При понижении давления воздуха в канале Б до 40 кгс/см<sup>2</sup> пружины 8 и 9 возвращают подвижные части автомата в исходное положение, т. е. на рабочий режим наполнения баллона.

#### Технические данные автомата давления.

Рабочая среда	Воздух
Давление рабочей среды кгс/см <sup>2</sup> : при переводе воздушного компрессора с рабочего режима на холостой при переводе с холостого режима в режим наполнения баллона.	50+4 Не ниже 40
Окружающая среда	Воздух
Температура рабочей и окружающей среды, °С.	От -60 до +60
Диаметр проходных отверстий штуцеров, мм	
входного	6
выходного	4
Для стравливания воздуха	9
Масса автомата давления, кг	0,9

Допускается утечка воздуха через закрытый обратный клапан до 225 см<sup>3</sup>/мин.

**Фильтр - отстойник ФТ** (рис. 53) представляет собой баллон с двумя штуцерами для входа и выхода воздуха и сливным краном. Фильтр устанавливается в воздушной системе и предназначен для очистки поступающего из компрессора воздуха от масла, механических примесей и конденсата влаги. Для крепления фильтра к нему приварены лапки. На корпусе фильтра нанесена стрелка для указания направления движения воздуха.

Входной штуцер расположен ниже выходного. Проходящий воздух, попадая через входной штуцер в баллон с большим диаметром, резко изменяет скорость и направление движения; частицы масла, воды и твердые частицы, находящиеся в воздухе во взвешенном состоянии, оседают на стенки баллона и стекают по ним на дно. Очищенный таким образом воздух выходит из фильтра через выходной штуцер. Скопившийся на дне баллона конденсат сливается через сливной кран, расположенный в нижней части фильтра.

Фильтр - отстойник на самолете устанавливается вблизи от автомата давления, благодаря чему достигается более эффективная его работа и обеспечивается удобный подход к сливному крану. Уход за фильтром сводится к регулярному сливу конденсата, который необходимо сливать через каждые 5 - 6 ч полета и работы двигателя на земле и после каждого летного дня. Объем фильтра рассчитан на заполнение его через 5 - 6 ч работы при максимальном выбросе масла компрессором.

Сливать конденсат желательно сразу после остановки двигателя. В зимнее время при низкой температуре следить, чтобы сливная трубка не забилась замерзшим конденсатом. При закупорке трубку надо отвернуть, прогреть лампой и продуть воздухом. Кроме того, необходимо убедиться в исправности крана, для чего конденсат сливать без отводной трубки в какую - либо посуду. Возможные неисправности фильтра и способы их устранения приведены в табл. 10.

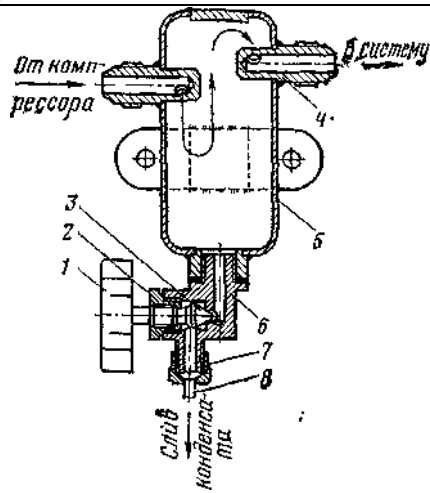


Рис. 53. Фильтр - отстойник.

- 1 - Маховичок слива конденсата;
- 2, 7 - гайки;
- 3 - игла;
- 4 - штуцер;
- 5 - корпус;
- 6 - кран слива конденсата;
- 8 - отводящая трубка

Таблица 10. Возможные неисправности фильтра, их причины и способы устранения.

Неисправность	Причина	Способ устранения
Проходит воздух по резьбе штуцеров	Поврежден конус штуцера или ослабла затяжка	Зачистить и отполировать конус штуцера. Подтянуть накидную гайку. В случае неустранения фильтр направить в ремонтную мастерскую
При вывернутой игле не сливается конденсат	Конденсат загустел	Фильтр подогреть до температуры + 100° С и продуть воздухом
Люфт маховика относительно иглы сливного крана	Выпрессовался конический штифт, стопорящий маховик, или выработались отверстия под него	Запрессовать штифт, если дефект не устранился, фильтр направить в ремонтную мастерскую

**Редукционный клапан ПУ-7** (рис. 54) служит для пропуска сжатого воздуха с редуцированием (понижением) давления, поступающего из бортового баллона под давлением 40 - 50 кгс/см<sup>2</sup> до 6 - 10 кгс/см<sup>2</sup>, необходимого для торможения колес или лыж шасси. Редукционный клапан ПУ-7 закреплен на кронштейне, установленном в нише передней ноги шасси на шанпоуте № 0.

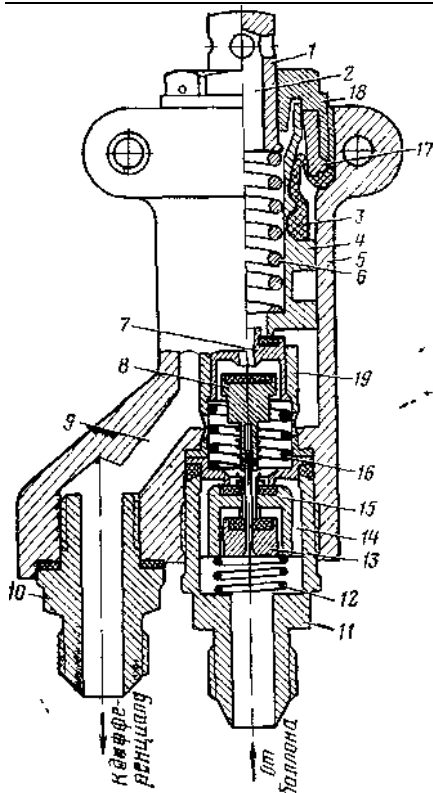
Клапан отлит из алюминиевого сплава и имеет три полости: верхнюю 2, среднюю 9 и нижнюю 14. Верхняя полость 2 сообщается через отверстие в толкателе 1 с атмосферой, средняя полость 9 - косым каналом в корпусе с магистралью, идущей, к дифференциалу ПУ-8 и дальше к тормозам; нижняя полость 14 - с магистралью, идущей к бортовому баллону.

Клапан ПУ-7 (рис. 55) имеет два положения: «Расторможено» и «Заторможено». Воздух из бортового баллона под давлением 40 - 50 кгс/см<sup>2</sup> поступает в клапан ПУ-7 (см. рис. 54) через входной штуцер 11 и затем попадает под клапаны впуска 15 и 13, которые под действием давления воздуха, подводимого из бортового баллона, и их возвратных пружин будут находиться в закрытом положении. При этом воздух в среднюю полость 9 клапана ПУ-7 пройти не может. Одновременно воздух, пройдя по боковым срезам штуцера подвода воздуха 11 в нижнюю полость 14, давит на большой клапан впуска сверху. Однако большой клапан впуска открыться не может из-за разности площадей над клапаном и под ним и усилия возвратных пружин 12 и малых клапанов впуска и выпуска.

**Работа клапана ПУ-7.** В положении «Расторможено» (см. рис. 55, а) при снятии нагрузки с толкателя 1 (см. рис. 55, а), а следовательно, и с редукционной пружины 6 поршень 4 под действием давления воздуха, имеющегося в полости низкого давления 9 и в тормозной магистрали, передвинется вверх.

Клапаны выпуска откроются, что приведет к выходу воздуха из тормозной системы в атмосферу через отверстия в толкателе 1.

Рис. 54. Редукционный клапан ПУ - 7:



- 1 - толкатель;
- 2 - верхняя полость клапана;
- 3 - мембрана;
- 4 - поршень;
- 5 - корпус;
- 6 - редукционная пружина;
- 7 - большой клапан выпуска;
- 8 - малый клапан выпуска;
- 9 - средняя полость клапана;
- 10 - штуцер отвода воздуха;
- 11 - входной штуцер;
- 12 - пружина большого клапана впуска;
- 13 - малый клапан впуска;
- 14 - нижняя полость клапана;
- 15 - большой клапан впуска;
- 16 - пружина большого клапана выпуска;
- 17 - распорное кольцо;
- 18 - затяжная гайка;
- 19 - направляющая втулка

Наличие в клапане ПУ-7 малых клапанов выпуска и впуска делает клапан более чувствительным. Большие клапаны выпуска и впуска обеспечивают быстроту торможения и растормаживания колес. Для регулирования редуцированного давления воздуха при постоянном нажиме на толкатель служит редукционная пружина. В положении «Затормозено» (рис. 55, б) при нажатии на толкатель 1 редукционная пружина 6 передвинет поршень 4 вниз, а он, в свою очередь, упиравшись кольцевым буртиком (седлом) в резиновое уплотнение большого клапана выпуска 7, закроет его и при дальнейшем нажатии на толкатель переместит этот клапан тоже вниз до соприкосновения с малым клапаном выпуска 8. При этом малые клапаны выпуска закрыты, а следовательно, и перекрыто сообщение средней полости низкого давления 9 с атмосферой.

При дальнейшем нажатии на толкатель открывается малый клапан впуска 13 (см. рис. 54), так как он установлен на одном штоке с малым клапаном выпуска 8. Тогда сжатый воздух из баллона поступает через нижнюю 14 и среднюю 9 полости в тормозную магистраль. При открытии малого клапана впуска давление воздуха под большим клапаном впуска 15 быстро снизится и вследствие разности давлений над большим клапаном впуска и под ним клапан 15 откроется, что значительно ускорит процесс торможения. С нарастанием давления в средней полости 9 давление воздуха будет передаваться снизу и на поршень 4, который, поднимаясь вверх, заставит редукционную пружину сжаться и даст возможность клапанам выпуска также подняться в своем закрытом положении вверх, а клапанам впуска, малому и большому, - закрыться своими возвратными пружинами. При этом клапаны выпуска и впуска будут закрыты и в тормозной магистрали установится редуцированное давление воздуха 6 - 10 кгс/см<sup>2</sup>, т. е. положение «Затормозено».

С изменением хода гашетки, т. е. степени сжатия редукционной пружины, соответственно меняется давление воздуха, пропускаемого в тормозную систему. После снятия усилия с толкателя все детали принимают исходное положение «Растормозено», и воздух из тормозной системы (из дифференциала) через среднюю и верхнюю полости клапана и отверстие в толкателе выпускается в атмосферу.

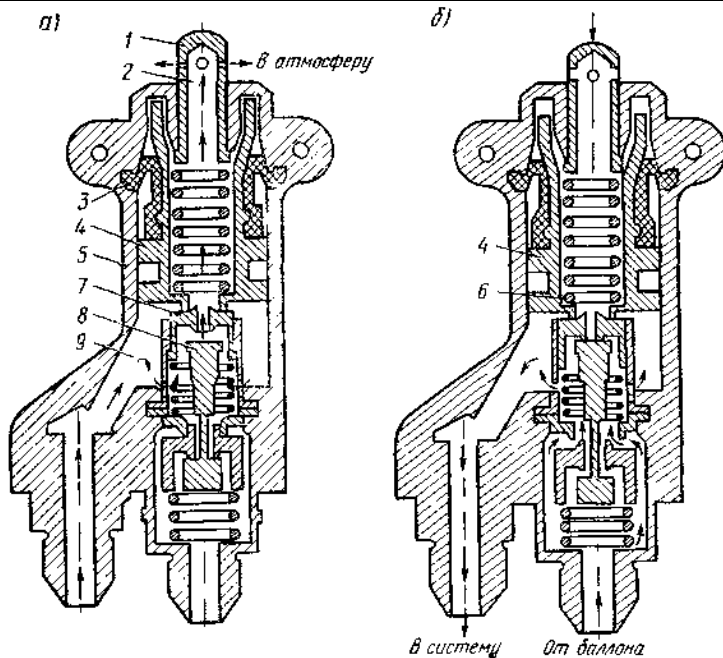


Рис. 55. Схема работы клапана ПУ - 7:

а - расторможено;  
б - заторможено

**Дифференциал ПУ-8 (У - 135)** (рис. 56) представляет собой агрегат воздушного управления тормозами колес, позволяющий тормозить одновременно оба главных колеса шасси и отдельно правое и левое колесо. При нейтральном положении педалей ножного управления и нажатом рычаге торможения сжатый воздух, подводимый от клапана ПУ-7 к штуцеру дифференциала, перемещает поршни до упора в коромысло, поступая одновременно через щель предохранительного (впускного) клапана в средние камеры дифференциала, и оттуда через боковые каналы в тормозные устройства колес.

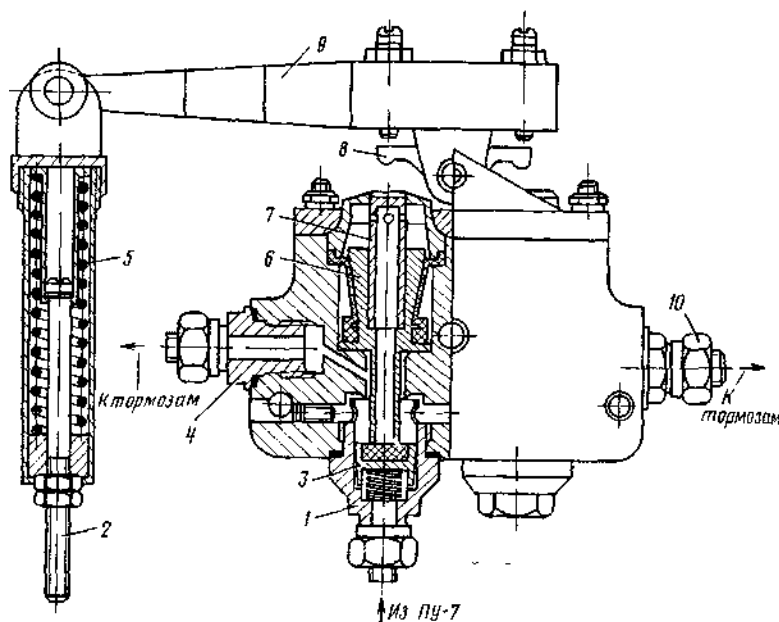


Рис. 56. Дифференциал У - 135 (ПУ-8):

1 - нижний штуцер;  
2 - редукционная тяга;  
3 - впускной клапан;  
4 - штуцер;  
5 - пружина;  
6 - мембрана;  
7 - поршень;  
8 - коромысло;  
9 - рычаг дифференциала;  
10 - штуцер

Рычаг дифференциала соединяется с педалями при помощи собственной редукционной тяги и тяги педали руля поворота. Небольшие отклонения педалей, при которых рычаг дифференциала отклоняется на угол не более  $15^\circ$  в ту или другую сторону от своего нейтрального положения при нажатом рычаге торможения не влияют на общее торможение колес и не вызывают раздельного торможения.

При отклонении правой педали вперед от нейтрального положения, при котором рычаг дифференциала повернется на угол более  $15^\circ$ , впускной клапан нижней полости поднимется до седла и закроет доступ сжатого воздуха из нижней камеры в верхнюю.

Под давлением воздуха, заблокированного в верхней камере и тормозе левого колеса, поршень поднимется и откроет выпускное отверстие, т. е. выход сжатому воздуху из тормоза левого колеса в атмосферу через верхнюю камеру левой полости и выпускные отверстия в толкателе поршня. Это будет продолжаться до тех пор, пока разность давлений в полостях дифференциала не уравновесится силой сжатия пружины в редукционной тяге, после чего левый выпускной клапан под давлением коромысла закроется.

Степень падения давления в полости пропорциональна углу поворота рычага дифференциала, а разность давлений в его полостях создает разность тормозных моментов в правом и левом колесах. Таким образом осуществляется

разворот самолета вправо. При отклонении левой педали от нейтрального положения вперед на угол, обеспечивающий отклонение рычага дифференциала более чем на  $15^\circ$ , самолет разворачивается влево.

Мертвое положение в одной из полостей дифференциала получается при отклонении рычага на угол около  $15^\circ$ . При этом предохранительный клапан (впускной клапан) закрыт, а выпускные отверстия поршня в толкателе еще не открылись. При выходе воздуха в атмосферу через редукционный клапан ПУ-7 в одной из полостей устанавливается атмосферное давление, а в другой заблокированной полости давление воздуха откроет предохранительный клапан и сжатый воздух выйдет в атмосферу. Этому способствует отсутствие давления в первой полости, нарушающее равновесие коромысла, которое повернется в соответствующую сторону. Давление в заблокированной полости поднимет поршень и откроет выпускные отверстия (выпускной клапан).

Дифференциал ПУ-8 обладает следующими качествами:

а) автоматически регулирует равенство наполнения и выпуска емкостей в магистралях и тормозных устройствах правого и левого колес при прямом торможении независимо от возможной разности этих объемов, обусловленной конструкцией тормозной системы;

б) изменяет разность давлений в тормозных устройствах колес в зависимости от угла поворота педалей и сохраняет эту разность постоянной независимо от изменения давления воздуха, поступающего к дифференциалу.

Таким образом, поворот педалей на определенный угол определяет разность тормозных моментов на колесах. Этим облегчается управление самолетом на земле, предотвращаются самопроизвольные развороты, а также значительно экономится расход сжатого воздуха;

в) детали дифференциала в полете, за исключением рычага, не работают, что значительно увеличивает долговечность дифференциала и повышает его эксплуатационную надежность.

Дифференциал установлен на кронштейне, закрепленном в нижней части шпангоута № 1. Рычаг дифференциала соединен с рычагом левой педали левого пилота редукционной и жесткой тягами. При полном отклонении педали до упора вперед редукционная тяга дифференциала должна иметь запас хода не менее 1 мм.

**Электроклапан экстренного растормаживания УП53/1М** предназначен для экстренного растормаживания колес главных ног шасси правым пилотом (инструктором) при нажатом рычаге торможения, установленном на левом штурвале. Он представляет собой комбинированный механизм, который при включении электромагнита отключает тормоза колес от источника давления воздуха и сообщает их с атмосферой.

Конструкция электроклапана изображена на рис. 57. Основной связующий узел агрегата - кожух 5 представляет собой стальной цилиндрический корпус с прямоугольным кронштейном; к корпусу и кронштейну припаяны трубки под крепежные шпильки.

На торцах кронштейна имеется восемь резьбовых отверстий, служащих для крепления штепсельного разъема и крышки 28. Внутри кожуха вставлен корпус 6, состоящий из трех сваренных между собой частей: левой, изготовленной из электротехнической стали, являющейся стопой электромагнита; средней, изготовленной из латуни, предназначенной для разрыва магнитного потока, возникающего при прохождении тока через катушку; правой, изготовленной из электротехнической стали. На корпус намотан обмоточный провод ПЭВ - 1 диаметром 0,38/0,42 мм. Концы обмотки через вырез в кожухе выведены внутрь кронштейна и припаяны к штырям штепсельного разъема, состоящего из колодки 31 и вставки 32. Для того чтобы выводные провода при сборке располагались против прорези в кожухе, корпус относительно кожуха фиксируется штифтом 1. Оголенные места выводных проводов и пайки покрыты теплостойким электроизоляционным лаком К - 55 и защищены трубками 27. Выводные провода обмотки в кронштейне кожуха закрыты алюминиевой крышкой 28, которая крепится к кронштейну четырьмя винтами 26. На крышке выбиты номер и индекс агрегата.

На выступающий из кожуха конец корпуса, выполненный по форме штуцера, надевается контровочная шайба 3 и навинчивается гайка 2, стягивающая кожух с корпусом.

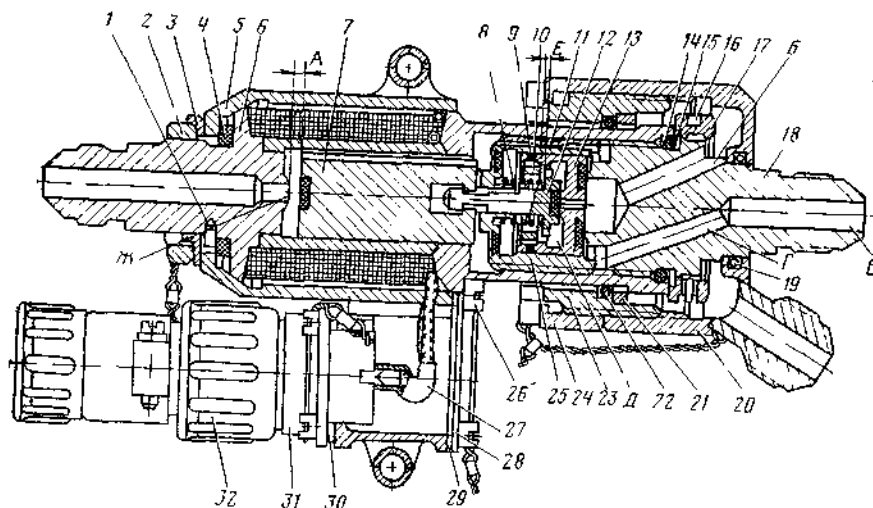


Рис. 57. Конструкция электроклапана УП53/1М:

1 - штифт; 2 - гайка; 3 - контровочное кольцо; 4 - уплотнительная прокладка; 5 - кожух; 6 - корпус с обмоткой; 7 - якорь; 8 - пружина; 9 - стопорное кольцо; 10 - втулка; 11 - контровочная пружина; 12 - сервоклапан; 13 - клапан выпуска; 14 - уплотнительное кольцо; 15 - защитная шайба; 16 - контрящее кольцо; 17 - гайка; 18 - штуцер; 19 - уплотнительное кольцо; 20 - корпус; 21 - кольцо; 22 - уплотнительное кольцо; 23 - кольцо; 24 - гайка; 25 - направляющая; 26 - винт; 27 - трубка; 28 - крышка; 29 - прокладка; 30 - прокладка;

31 - колодка (штепсельный разъем); 32 - вставка; 33 - штуцер; 34 - гайка, Л - длина хода якоря; Б, В, Г - отверстия; Е - длина хода сервоклапана; Ж - седло

Конусный конец штуцера служит для подсоединения трубопровода воздушной системы. Для предохранения от засорения и от проникновения внутрь кожуха влаги между торцами корпусов кожуха помещена резиновая уплотнительная прокладка. Внутри корпуса 6 расположен якорь 7, в торце которого в специальной расточке завулканизирован резиновый вкладыш, служащий для перекрытия входного отверстия в штуцере по седлу Ж. С обратной стороны в якорь через поперечный Т - образный паз вставлен сервоклапан 12 с резиновым вкладышем. На направляющем диаметре сервоклапана имеется лыска, предназначенная для перепуска сжатого воздуха из магистрали в полость Д.

Для обеспечения четкости срабатывания ход Е сервоклапана ограничен относительно клапана выпуска 13 втулкой 10 в пределах  $0,8 \pm 0,1$  мм. Для предохранения от самоотвинчивания втулка контрится стопорным кольцом 9, которое помещается в специальной канавке клапана выпуска 13. Для обеспечения заданной точности регулировки длины хода сервоклапана под ус стопорного кольца во втулке сделано два осевых паза, а в канавке клапана выпуска - шесть сквозных радиальных отверстий.

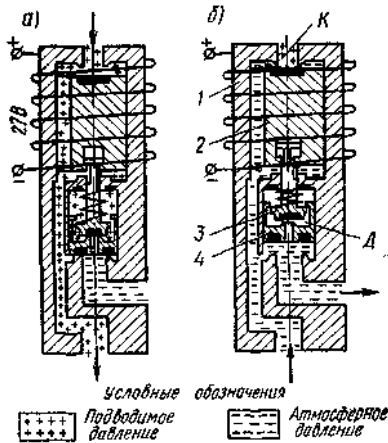


Рис. 58. Схема работы клапана УП53/1М

а - катушка обесточена;  
б - катушка под током

При пропускании тока через обмотку катушки якорь перемещается и открывает сервоклапан, который выпускает воздух из полости Д в атмосферу через отверстие в седле клапана выпуска 13. Между торцами направляющей 25 и сервоклапаном 12 установлена пружина 8, которая возвращает якорь и сервоклапан в исходное положение после размыкания электроцепи. Ход якоря регулируется в пределах  $2,2 \pm 0,1$  мм при помощи направляющей 25, ввертываемой в правую часть корпуса 6 на требуемую глубину. Снаружи на якорь и направляющей 25 сделаны продольные прорезы, служащие для пропуска воздуха из магистрали в тормоза колес. Внутри корпуса 6 имеются две прорезы. В одну из прорезей в корпусе и направляющей 25 вставляется контрольная пружина 11 для предохранения направляющей от самоотвинчивания. Внутри направляющей перемещается латунный клапан выпуска 13, имеющий седло под сервоклапан и резиновый вкладыш для перекрытия выхода воздуха из тормозов в атмосферу. Для предотвращения расклепа торца клапана выпуска 13 на внутреннем торце направляющей установлен резиновый буфер. Пружина 5 поднимает клапан выпуска к седлу штуцера 18; в центре его имеется отверстие, соединенное с атмосферой тремя наклонными отверстиями, через которые выпускается воздух при растормаживании колес.

Три других наклонных отверстия Г соединены с центральным отверстием В штуцера и в зависимости от положения клапанов сообщает тормоза колес с магистралью или атмосферой. Конусный конец штуцера 18 служит для подсоединения трубопровода воздушной системы тормозов. На резьбу штуцера накручена гайка 17. Герметичность по резьбе штуцера достигается при помощи резинового кольца 14. Для предохранения рабочей части кольца от порезов о срез резьбы при монтаже в специальной расточке гайки помещена фторопластовая защитная шайба 15. Защитный корпус 20 предохраняет рабочие каналы электроклапана от засорения.

**Схема работы клапана УП53/1М** показана на рис. 58. При отсутствии тока в обмотке катушки сжатый воздух свободно проходит через агрегат в тормоза колес и тормозит колеса.

При пропускании тока через обмотку (рис. 58, б) якорь 2 намагничивается и притягивается к торцу корпуса 1, закрывая резиновым вкладышем отверстие К и прекращая тем самым доступ воздуха из магистрали в тормоза колес.

Одновременно якорь открывает сервоклапан 3, который выпускает воздух из полости Д в атмосферу, освобождая от противодавления клапан выпуска 4. Тогда под давлением воздуха клапан выпуска открывается и выпускает воздух в атмосферу. Происходит растормаживание колес.

**Аварийный клапан.** Аварийные клапаны установлены на штуцерах выпуска цилиндров подъемников ног шасси. Аварийные клапаны служат для подключения к цилиндрам шасси основной или аварийной воздушной системы.

Аварийный клапан представляет собой корпус, внутри которого перемещается золотник с пружиной. Один конец корпуса закрыт гайкой со штуцером, к которому подсоединяется аварийная система. Другой конец корпуса выполнен в виде штуцера, к которому подсоединяется основная система. При выпуске шасси от основной системы золотник силой давления воздуха и силой пружины прижимается к седлу штуцера, отсекая аварийную и соединяя основную систему с цилиндром шасси.

При выпуске шасси от аварийной системы золотник давлением воздуха аварийной системы прижимается к седлу корпуса, отсекая основную систему и соединяя цилиндр шасси с аварийной системой.



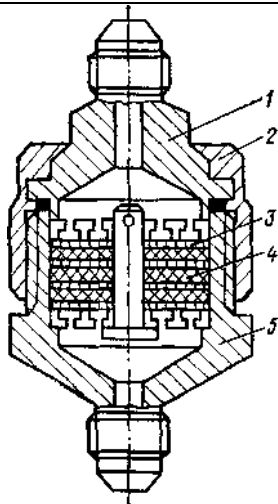


Рис 59. Фильтр 723900 - 4-Т:

- 1 - крышка;
- 2 - гайка,
- 3 - сетка;
- 4 - войлочная прокладка;
- 5 - корпус

**Баллоны.** Баллоны воздушной системы шаровые, сварены из двух полусфер, отштампованных из листовой стали толщиной 1,25 мм для основного баллона и 1,0 мм для аварийного. После сварки баллоны термически обрабатываются: основной баллон до  $\sigma_b = 100 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$  и аварийный до  $\sigma_b = 80 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$ . В каждую из полусфер баллона вварено по одному штуцеру. Верхние штуцеры служат для заполнения баллонов сжатым воздухом и для расхода воздуха, нижние - для слива конденсата. Снаружи баллоны воздушной системы красятся в черный цвет, внутри фосфатируются и олифятся. Баллон основной системы имеет емкость 12 л, баллон аварийной системы 3 л. Баллон аварийной системы установлен на противопожарной перегородке внизу слева. Крепление баллона к противопожарной перегородке осуществляется при помощи чашки со стяжными хомутами. Чашка имеет войлочные прокладки и закреплена к противопожарной перегородке болтами. Баллон основной системы установлен за пассажирским диваном. Крепление его аналогично аварийному.

**Фильтр прямоточный 723900-4-Т** (рис. 59) служит для очистки воздуха воздушной системы от механических примесей крупнее 10 мк. Он состоит из корпуса, крышки, накидной гайки, фильтрующего пакета и уплотнительного кольца. Фильтрующий пакет помещен внутри корпуса и прижат к днищу торцом крышки. Корпус соединен с крышкой посредством накидной гайки. Плоскость стыка корпуса с крышкой загерметизирована уплотнительным кольцом.

Фильтрующий пакет состоит из трех слоев авиационного войлока, четырех металлических сеток и двух решетчатых шайб, закрепленных на валике посредством спирального контровочного кольца. Снаружи корпуса и крышки имеются штуцера с резьбой для присоединения к ним трубопроводов.

**Принцип работы.** Сжатый воздух подводится к одному из штуцеров фильтра и проходит через фильтрующий пакет. Содержащиеся в воздухе твердые частицы осаждаются в мелких порах фильтрующего пакета, и из противоположного штуцера фильтра выходит очищенный от твердых частиц воздух. Через 50 - 100 л. ч. фильтрующие элементы необходимо очистить от осевших на них твердых частиц и других примесей.

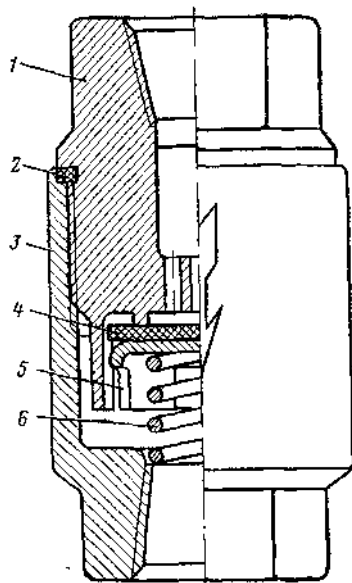


Рис. 60. Обратный клапан:

- 1 - седло;
- 2 - уплотнительная прокладка;
- 3 - корпус;
- 4 - резиновая прокладка;
- 5 - латунный клапан;
- 6 - пружина

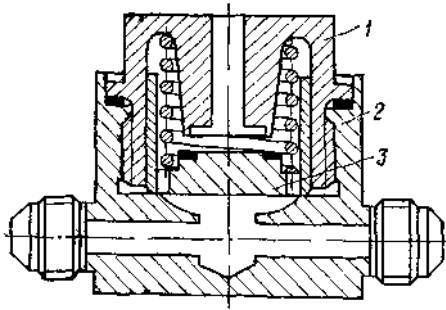


Рис. 61. Стравливающий клапан 562300:

- 1 - крышка;
- 2 - корпус;
- 3 - клапан

Для очистки фильтрующих элементов необходимо: сбросить давление рабочей среды в фильтре; отвернуть винты хомутов кронштейна крепления фильтра и присоединенных к нему трубопроводов (ниппельные гайки не отвертывать); снять пломбу и контровку фильтра; отвернуть накидную гайку с корпуса, придерживая корпус за имеющийся в нем шестигранник; отвести в сторону крышку от корпуса вместе с присоединенными к ним трубопроводами; вынуть из корпуса фильтрующий пакет, потянув его за контрольное кольцо; снять контрольное кольцо с валика и вынуть его из пакета; продуть фильтрующие элементы сжатым воздухом со стороны, противоположной направлению потока в фильтре; детали фильтрующего пакета промыть в чистом бензине и высушить при температуре  $+60^{\circ}\text{C}$  в течение 2 ч (при сушке в вакуумкамере в течение 1 ч); корпус, крышку и накидную гайку протереть чистой салфеткой, смоченной в бензине, и продуть сжатым воздухом.

В случае невозможности очистки от загрязнения войлочные фильтрующие элементы необходимо заменить новыми. Сборку фильтра производить в обратном порядке. После каждой разборки необходимо металлическое уплотнительное кольцо заменять новым. Перед сборкой резьбу на корпусе и уплотнительное кольцо следует покрыть тонким слоем смазки ЦИАТИМ 221. При разборке, промывке фильтрующих элементов и сборке фильтра необходимо предохранять детали от механических повреждений и попадания на них пыли и грязи. После сборки нужно проверить герметичность фильтра обмазыванием стыков мыльной пеной с последующим ее удалением и обдувкой сжатым воздухом. При наличии механических повреждений и коррозии деталей фильтра их необходимо заменить новыми.

**Обратный клапан.** В воздушной системе установлены шесть обратных клапанов (рис. 60), которые пропускают воздух только в одном направлении, обозначенном стрелкой на корпусе.

Сжатый воздух, поступая в клапан через отверстие в седле, отжимает латунный клапан с резиновой прокладкой, сжимает пружину и проходит через прорези седла в следующий участок магистрали. При обратном направлении движения воздуха латунный клапан с резиновой прокладкой плотно прижимается к гнезду седла давлением воздуха и силой пружины и перекрывает его отверстие.

Все шесть обратных клапанов расположены на панели агрегатов воздушной системы, установленной на внешней стороне левой стенки ниши передней ноги шасси.

**Стравливающий клапан 562300.** Стравливающий клапан (рис. 61) установлен в магистрали аварийной системы для предупреждения самопроизвольного повышения давления в ней при негерметичном обратном клапане или кране аварийного выпуска шасси. Стравливающий клапан состоит из корпуса, золотника и крышки. Золотник отжимается от седла крышки клапана пружиной.

Стравливание воздуха в атмосферу из аварийной системы при негерметичности крана аварийного выпуска шасси или из обратного клапана производится через отверстия в золотнике и крышке. При открытом кране аварийного выпуска шасси, т. е. при рабочем давлении в аварийной системе, воздух преодолевает сопротивление пружины и прижимает золотник к седлу крышки, перекрывая выходные отверстия.

Стравливающий клапан расположен на панели агрегатов воздушной системы и крепится к панели с помощью хомута.

**Электропневмоклапан ЭК - 48М** (рис. 62) установлен в магистрали запуска двигателя. В открытом положении он пропускает воздух в распределитель сжатого воздуха и из него в цилиндры двигателя.

Электропневмоклапан состоит из электросистемы и воздушного клапана, корпус которых соединены между собой с помощью резьбы. С целью предохранения от развинчивания корпус 13 электросистемы и корпус 3 воздушного клапана, а также корпус 13 и заглушка 16 контрятся двумя винтами 18.

В электросистему входят электромагнит, корпус 13 и заглушка 16. Электромагнит состоит из якоря 20, катушки 11, корпуса 12, колодки 14, стопорного устройства 19, заглушки 16, розетки 17 штепсельного разъема.

Корпус 13 имеет с одной стороны внутреннюю резьбу для соединения с корпусом 3, с другой - под заглушку 16, которая служит для крепления электромагнита в корпусе и для соединения его с розеткой 17 штепсельного разъема. На корпусе колодка 14 закреплена тремя винтами 15.

Воздушный клапан состоит из следующих основных деталей: впускной штуцера 1, корпуса 3, впускного клапана 4, корпусного штуцера 6, выпускного клапана 7, манжеты 8, поршня 23, сервоклапана 25. Во внутренней полости корпуса 3 имеются два седла, к которым поочередно прижимаются уплотнения 5 и 24, создающие герметичность в рабочем и нерабочем положениях электровоздушного клапана.

Впускной и выпускной клапаны собраны в специальной втулке 27 и составляют с поршнем 23 жесткий подвижный узел. В специальной втулке 27 имеется цилиндрический паз, в котором помещается уплотняющая манжета 8, служащая для создания герметичности полости Г поршня 23 от полости В выпускного клапана 7.

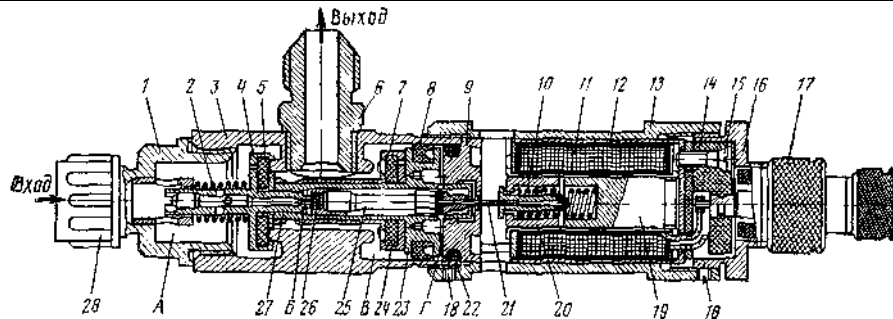


Рис. 62 Электропневмоклапан ЭК - 48М

1 - впускной штуцер; 2, 10 - пружины; 3 - корпус воздушного клапана; 4 - впускной клапан, 5, 27 - уплотнения впускного клапана; 6 - выпускной штуцер; 7 - выпускной клапан; 8 - манжета; 9 - стакан; 11 - катушка, 12 - корпус электромагнита, 13 - корпус электросистемы; 14 - колодка; 15 - винт; 16 - заглушка, 17 - розетка штепсельного разъема; 18 - винт; 19 - стопорящее устройство, 20 - якорь, 21 - игла, 22 - кольцо, 23 - поршень; 24 - уплотнение выпускного клапана; 25 - сервоклапан, 26 - уплотнение сервоклапана; 27 - специальная втулка; 28 - предохранительная заглушка

**Принцип работы.** Для приведения электропневмоклапана в рабочее состояние, т. е. для перепуска воздуха из полости А в воздушный цилиндр распределителя, необходимо подать напряжение 27В на обмотку электромагнита. Образовавшийся магнитный поток, замыкаясь на якорь 20, создает на нем тяговое усилие, необходимое для преодоления усилия пружины 10, и приводит в движение сервоклапан 25.

Перемещаясь, сервоклапан перекрывает отверстие в стакане 9 и открывает отверстие Б в клапане 4, через которое воздух поступит в полость Г поршня 23. Площадь поршня 23 больше площади впускного клапана 4, вследствие чего усилие, оказываемое воздухом на поршень, больше усилия, действующего на впускной клапан (усилие пружины 2 и воздуха). Под действием разности усилий поршень 23 переместит впускной 4 и выпускной 7 клапаны в направлении входа воздуха. Выпускной клапан плотно прижмется к седлу корпуса 3, а впускной клапан отойдет от седла корпуса 3, и воздух из полости А начнет поступать в воздушный цилиндр распределителя.

При снятии напряжения якорь 20 вместе с сервоклапаном 25 под действием пружины 10 переместится в направлении входа воздуха, откроется отверстие в стакане 9 и закроется отверстие Б. Воздух из полости Г через отверстие в стакане 9 и корпусе 3 выйдет в атмосферу. Под действием пружины 2 и давления воздуха впускной клапан 4 вместе с выпускным 7 переместится в направлении электромагнита. Впускной клапан прижмется к седлу корпуса 3 и закроет выход воздуха из полости А к воздушному цилиндру распределителя. Выпускной клапан отойдет от седла корпуса 3, и остаток воздуха выйдет в атмосферу через отверстие в корпусе 3. Режим работы клапана кратковременный - не более 60 с.

Клапан расположен на панели агрегатов воздушной системы в носовой части фюзеляжа и крепится к панели с помощью хомута. Возможные неисправности электропневмоклапана приведены в табл. 11.

Таблица 11. Возможные неисправности электропневмоклапана и способы их устранения

Неисправность	Причина неисправности	Способ устранения
При подаче напряжения электропневмоклапан не срабатывает	Плохо закреплен штепсельный разъем Отсутствует или мало давление воздушной сети Обрыв электрической цепи электромагнита Недостаточное напряжение источника питания	Закрепить штепсельный разъем Установить необходимое давление воздушной сети Заменять электромагнит Повысить напряжение аккумулятора
Утечка воздуха в нерабочем положении	Не полностью ввернут впускной штуцер 1 Сработало уплотнение 5 Сработало уплотнение 26 Сработало уплотнение 24	Довернуть впускной штуцер Заменить уплотнение То же
Утечка воздуха в рабочем положении более допустимой	Сработала манжета 8	Заменить манжету

**Вентильный кран 652200 А** (рис. 63) предназначен для закрытия или открытия прохода сжатого воздуха в трубопроводы пневматических систем. Управление вентилями ручное. В воздушной системе установлены два крана. Один, являющийся краном сети, установлен в основной системе и служит для открытия или закрытия прохода воздуха из основного воздушного баллона в систему. Другой, являющийся краном аварийного выпуска шасси, служит для открытия или закрытия прохода воздуха из аварийного баллона в аварийную воздушную систему.

Корпус 1 соединен с крышкой 3 посредством резьбовой втулки 10 с шестигранным отверстием, внутри которого перемещается затвор 2, накрученный на резьбу штока 5. На шлицы внешнего конца штока 5 насажен маховик 6, закрепленный винтом 7. В проточке крышки 3 помещен сальник 9, закрепленный посредством шайбы 8 и гайки 4. Сальник 9 состоит из двух резиновых колец, между которыми помещена специальная смазка. Плоскость стыка корпуса 1 с крышкой 3 загерметизирована уплотнительным кольцом 11.

Внутренняя острая кромка входного канала служит седлом для затвора 2. В конические резьбы каналов корпуса 1 ввертываются штуцера для присоединения к ним трубопроводов перед установкой вентиля на объекте.

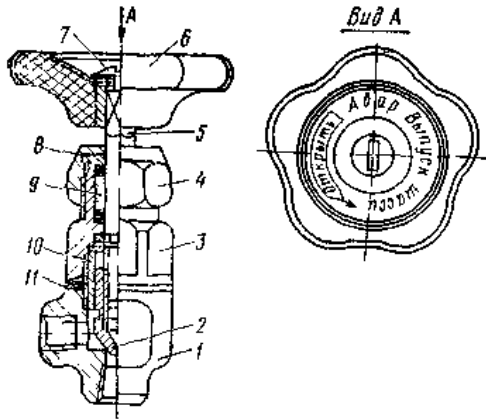


Рис 63. Вентильный кран 65200А:

- 1 - корпус;
- 2 - затвор;
- 3 - крышка;
- 4 - гайка;
- 5 - шток;
- 6 - маховик;
- 7 - винт;
- 8 - шайба;
- 9 - сальник;
- 11 - втулка;
- 11 - уплотнительное кольцо.

В конической выемке маховика 6 закреплен штампованный металлический трафарет с подписью «Зарядка сети» или «Аварийный выпуск шасси» в зависимости от назначения вентильного крана.

*Принцип работы.* Сжатый воздух подводится по трубопроводу к штуцеру, ввернутому в нижний канал, и выходит через боковой штуцер (рис. 63).

Проход воздуха из нижнего канала в боковой перекрыт коническим концом затвора 2, посаженным на седло корпуса 1. Для открытия вентили необходимо вращать маховик 6 против хода часовой стрелки (до упора). Вследствие этого соединенный с маховиком 6 шток 5 ввернется в резьбу затвора 2, отведет его от седла на корпусе 1 и откроет проход воздуху. Под действием давления воздух устремится в полость корпуса 1 и далее через каналы бокового рукава и штуцера в присоединенный трубопровод системы. Оба вентильных крана установлены на правой стороне приборной доски.

**Трехходовой кран 625300М.** В воздушной системе самолета установлено два трехходовых крана 625300М. Трехходовой кран (рис. 64) служит для управления уборкой и выпуском шасси или посадочного щитка.

В корпусе 8 имеются три Г-образных канала для прохода воздуха, два отверстия для стравливания воздуха из агрегата в атмосферу и центральное сквозное отверстие для валика 10. На внутреннем конце валика 10 насажен плоский золотник 5 с тремя отверстиями и двумя пазами для перепуска воздуха. На внешнем конце валика 10 закреплена гайкой 11 ручка управления краном.

Крышка 1 накручена на резьбу корпуса 8 и законтрена винтом. Между крышкой 1 и корпусом 8 расположено уплотнительное кольцо 6. В крышке 1 помещена пружина 2, прижимающая золотник 5 к корпусу 8. Цилиндрическая полость С золотника 5, закрытая поршнем 4, заполнена специальной смазкой. Между поршнем и золотником установлено резиновое герметизирующее кольцо 3.

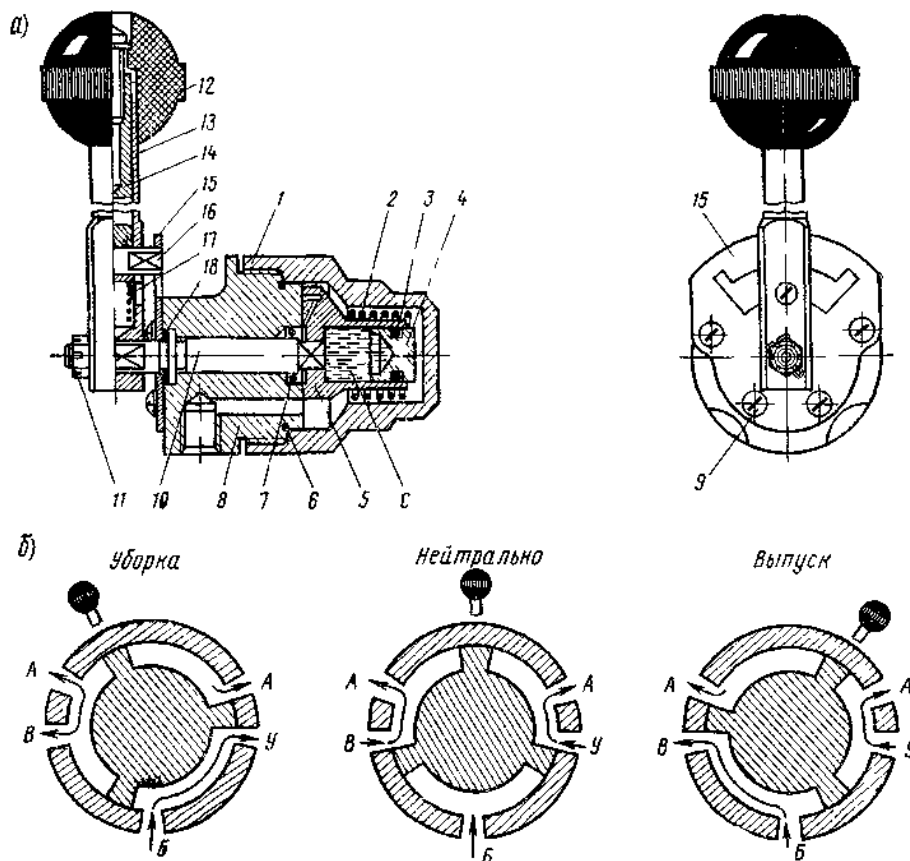


Рис. 64. Трехходовой кран 625300М:

а - общий вид; б - схема переключений крана;

1 - крышка; 2 - пружина; 3 - уплотнительное кольцо; 4 - поршень; 5 - золотник; 6 - уплотнительное кольцо; 7 - уплотнительное кольцо, 8 - корпус; 9 - винт; 10 - валик; 11 - гайка; 12 - наконечник; 13 - рычаг; 14 - стержень; 15 - стопор; 16 - палец; 17 - пружина; 18 - шайба опорная;

А - в атмосферу; Б - из баллона; В, У - полости выпуска и уборки цилиндров - подъемников шасси или посадочного щитка

В процессе эксплуатации крана сила давления воздуха на поршень постепенно выдавливает смазку из полости С по трем специальным каналам (Ø 1 мм) на плоскость соприкосновения золотника с корпусом. Внутренняя герметичность крана обеспечивается притиркой соприкасающихся плоскостей золотника 5 корпуса 8 и их смазкой. Наличие смазки также снижает усилие, необходимое для переключения ручки управления краном из одного положения в другое. Зазор между валиком 10 и отверстием в корпусе 8 загерметизирован резиновым кольцом 7.

В резьбу каналов корпуса ввертываются штуцеры для присоединения трубопроводов. На внешнем торце корпуса прикреплен четырьмя винтами 9 стопор 15, снабженный тремя пазами для фиксирования ручки управления краном. Между стопорящим устройством и корпусом установлена опорная шайба 18 из антифрикционного сплава, в которую упирается буртик валика 10.

Ручка управления состоит из рычага 13, внутри которого вставлена пружина 17 и стержень 14 с пальцем 16. Под действием усилия пружины 17, которая упирается в торец стержня 14, палец 16 заходит в один из трех пазов стопора 15, фиксируя ручку управления в установленном положении. На выступающем конце стержня 14 закреплен пластмассовый наконечник 12, служащий опорой для руки.

*Принцип работы.* Сжатый воздух из баллона подводится к штуцеру, ввернутому в канал, отмеченный на рис. 64, б стрелкой Б, и по входному каналу поступает в полость крышки 1. В зависимости от положения ручки управления краном соединенный с ней посредством валика 10 золотник 5 закрывает или открывает проход воздуха в другие два канала. При нейтральном положении рукоятки два других штуцера крана соединены через дуговые канавки золотника с отверстиями корпуса, т. е. с атмосферой. Эти штуцеры крана соединяются с полостями выпуска или уборки цилиндров шасси или щитка.

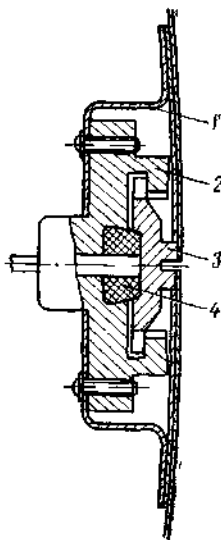
При установке рукоятки крана в положение «Уборка» или «Выпуск» золотник поворачивается, соединяя через дуговую канавку входной штуцер крана со штуцером выпуска или уборки. Сжатый воздух направляется в соответствующую полость цилиндра шасси или щитка. Противоположная полость цилиндра при этом продолжает оставаться соединенной через корпус крана, дуговую канавку золотника и отверстие в корпусе крана с атмосферой.

Для переключения крана необходимо нажать на наконечник 12, отвести до упора ручку управления, руководствуясь схемой работы крана в положение «Уборка» или «Выпуск». После прекращения нажатия на наконечник 12 под действием пружины 17 палец 16 заходит в паз стопора 15, фиксируя ручку в установленном положении.

Кран шасси на самолете установлен слева на нижнем пульте приборной доски, а кран управления посадочным щитком - на среднем пульте.

**Зарядный штуцер 642800** (рис. 65) установлен в магистрали зарядки системы и служит для подсоединения аэродромного баллона. Зарядный штуцер состоит из чашки 1, корпуса 2, крышки 3 и резиновой втулки 4. Чашка 1 отштампована из листа Д - 16 и приклепана к обшивке фюзеляжа. К чашке посредством винтов крепится корпус 2, который имеет отверстие для прохода сжатого воздуха в систему, кольцевую фигурную проточку, в которую вставлена резиновая втулка 4, и паз для крепления крышки 3. Резиновая втулка поджимает крышку к корпусу и препятствует отворачиванию ее. Во время зарядки системы резиновая втулка является герметизирующей прокладкой, препятствуя утечке воздуха.

Рис. 65. Зарядный штуцер 642800



Для зарядки системы необходимо повернуть крышку 3 против хода часовой стрелки и снять ее, а вместо нее в паз вставить и повернуть по направлению хода часовой стрелки зарядный штуцер шланга от аэродромного баллона.

Зарядный штуцер установлен на левом борту фюзеляжа у шпангоута 14. Для удобства подхода к нему в обшивке сделан лючок с крышкой.

**Трубопроводы воздушной системы** выполнены из трубок и шлангов (рис. 66). Трубки изготовлены из алюминиевого сплава АМг - М Тр 6×4 мм, за исключением трубопроводов тормозной магистрали, которая выполнена из АМг - М Тр 8×6 мм.

Подсоединение трубки к штуцеру осуществляется при помощи ниппеля и гайки, которые надеваются на трубку до ее развальцовки. Гайка при затягивании плотно прижимает ниппель с развальцованным кольцом трубки к штуцеру. Для подвода сжатого воздуха к подвижным агрегатам, связанным с выпуском и уборкой шасси, и к двигателю используются гибкие резиновые шланги.

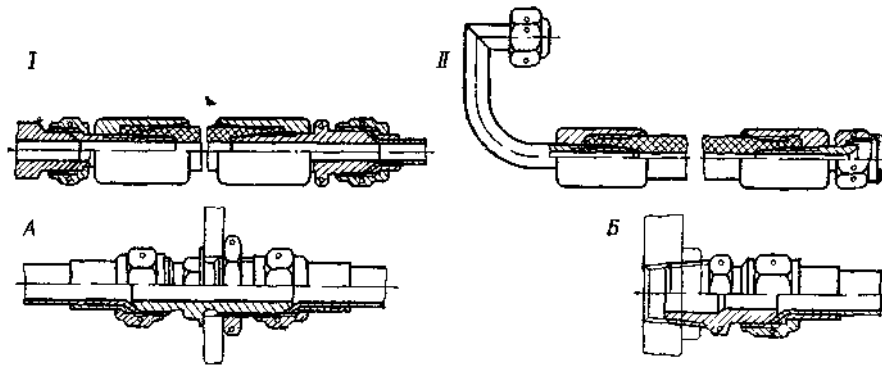


Рис. 66. Гибкие шланги и типовые соединения трубопроводов воздушной системы

I, II - гибкие шланги воздушной системы,

A, B - типовые соединения трубопроводов воздушной системы.

Шланг состоит из рукава, дюралевои муфты и стального ниппеля с внутренним или наружным конусом.

Трубопроводы крепятся к каркасу самолета посредством колодок и хомутов, позволяющих крепить одновременно несколько трубок. В местах проводки трубопроводов сквозь стенки каркаса агрегатов установлены фланцевые переходники. Все трубопроводы воздушной системы красятся в черный цвет. Гибкие шланги обшиваются искусственной кожей или дерматином для защиты их от повреждения. Трубопроводы и рукава испытываются на прочность давлением  $75 \text{ кгс/см}^2$  в течение 3 мин и на герметичность давлением  $50 \text{ кгс/см}^2$  в течение 5 мин.

### 3. Работа воздушной системы

**Зарядка системы** сжатым воздухом осуществляется от наземного баллона через бортовой зарядный штуцер при открытом кране сети. Зарядный штуцер установлен на левом борту фюзеляжа у шпангоута 14. При зарядке воздух от наземного баллона через зарядный штуцер подается к предохранительному клапану, где его давление понижается автоматически до  $50 \text{ кгс/см}^2$ . Затем воздух, пройдя фильтр 723900, поступает в систему, заряжает баллон аварийной системы и через открытый кран сети поступает в баллон основной системы.

Зарядка баллонов воздухом производится до устойчивого срабатывания предохранительного клапана, который, предохраняя воздушную систему от перегрузок, стравливает избыточное давление (сверх  $50 \pm 5 \text{ кгс/см}^2$ ) в атмосферу. При работе двигателя баллоны постоянно подзаряжаются воздухом от компрессора АК - 50Т. От него сжатый воздух проходит через фильтр - отстойник ФТ, установленный на противопожарной перегородке, и автомат давления АД-50 к предохранительному клапану, от которого к баллонам воздух поступает по тем же трубопроводам, что и при зарядке через бортовой штуцер.

При работе компрессора АК - 50Т давление в системе поддерживает автомат давления АД-50: при повышении давления свыше  $50 + 4 \text{ кгс/см}^2$  автомат давления переключает компрессор на режим холостого хода. Обратные клапаны служат для пропуска воздуха только в одном (рабочем) направлении, обеспечивающем зарядку системы и подачу воздуха на потребители. При обратном направлении воздушного потока клапаны закрываются.

**Запуск двигателя.** При нажатии на кнопку запуска, которая расположена на левой части приборной доски, открывается электропневмоклапан ЭК - 48М. Воздух от основного баллона через открытый кран сети и электропневмоклапан ЭК - 48М по трубопроводу и гибкому шлангу поступает в распределитель сжатого воздуха и из него в цилиндры двигателя в порядке их работы.

**Выпуск и уборка шасси.** Для выпуска и уборки шасси служит кран шасси, установленный слева на нижней части приборной доски в кабине экипажа. При установке крана «На уборку» воздух от баллона через краны сети и шасси поступает в цилиндры - подъемники ног шасси, производя их уборку. При установке крана «На выпуск» сжатый воздух от основной системы проходит через краны сети и шасси, поступает в цилиндры замков убранного положения шасси и через аварийные клапаны в цилиндры - подъемники ног шасси, производя выпуск шасси.

На штуцерах уборки цилиндров - подъемников установлены дроссели с калиброванными отверстиями, обеспечивающие плавность и синхронность выпуска и уборки главных ног шасси.

**Уборка и выпуск посадочного щитка.** Управление уборкой и выпуском посадочного щитка производится с помощью крана щитка, установленного на среднем пульте в кабине экипажа. При установке ручки крана в положение «На уборку» или «На выпуск» сжатый воздух от баллона основной системы через кран сети и кран щитка поступает в цилиндры щитка, производя уборку или выпуск щитка.

На штуцерах выпуска и уборки цилиндров щитка установлены дроссели с калиброванным отверстием 1,0 мм, служащие для обеспечения плавного выпуска и уборки щитка и синхронной работы двух цилиндров.

**Торможение колес шасси.** Система торможения колес обеспечивает раздельное и одновременное торможение колес главных ног шасси левым или правым пилотом и экстренное растормаживание колес правым пилотом (инструктором) при управлении тормозами от левого пилота (курсанта).

При отклонении одной из гашеток, установленных на штурвалах колонок управления самолетом при помощи тросов, проложенных в гибких оболочках, рычаг на кронштейне клапана ПУ-7 нажимает на толкатель и включает в работу клапан ПУ-7. Сжатый воздух из основного баллона через кран сети и редукционный клапан ПУ-7 поступает в тормозную магистраль. Пройдя электроклапан экстренного растормаживания, воздух поступает в дифференциал ПУ-8, которым направляется одновременно в тормоза обоих колес или распределяется в тормоза правого или левого колеса ног шасси в различных соотношениях, в зависимости от положения педалей управления рулем поворота.

В клапане ПУ-7 сжатый воздух, поступающий из воздушной системы, редуцируется до заданного давления нажатием гашетки. Наибольшее рабочее давление для торможения 8+1 кгс/см<sup>2</sup>. Раздельное или одновременное торможение правого и левого колес шасси осуществляется дифференциалом ПУ-8 в зависимости от положения и величины отклонения педалей ножного управления, которые тягой связаны с рычагом дифференциала.

Экстренное растормаживание колес при нажатой гашетке левого пилота производится нажатием кнопки управления электроклапаном экстренного растормаживания. Кнопка расположена на правой рукоятке правого штурвала управления самолетом.

**Аварийный выпуск шасси.** При аварийном выпуске шасси (кран управления положением шасси должен находиться в положении «На выпуск» или «Нейтрально») сжатый воздух из баллона аварийной системы через открытый кран аварийного выпуска шасси, установленный на приборной доске в кабине экипажа, и по трубопроводам аварийной системы поступает в цилиндры замков убранного положения и далее через аварийные клапаны, отключающие основную систему, в цилиндры - подъемники ног шасси, производя выпуск шасси.

**Уборка и выпуск щитка, торможение колес от аварийной системы.** В случае необходимости выпуск и уборку щитка и торможение колес шасси можно производить от аварийной системы.

При этом кран аварийного выпуска шасси должен быть открыт. Управление тормозами колес, уборкой и выпуском щитка в этом случае производится так же, как и при управлении ими от основной системы. Воздух подается к потребителям по трубопроводам основной системы.

#### **4. Основные правила эксплуатации и ухода за воздушной системой**

При эксплуатации воздушной системы необходимо тщательно следить за исправностью проводки и ее крепления (см. рис. 6б), поддерживать герметичность всех соединений и не допускать вибрации проводки, а также касания трубопроводов о детали самолета и между собой. Не герметичность системы приводит к утечке воздуха в полете и создает аварийную ситуацию.

Особое внимание надо уделять своевременному сливу конденсата из системы. Следует не допускать попадания грязи и влаги внутрь системы при зарядке баллонов, которые (особенно в зимнее время) забивают проходные отверстия жиклеров, что может привести к не выпуску шасси и посадочного щитка. При работе на земле выпуск и уборку шасси от основной и аварийной систем следует производить только с противодавлением во избежание резкого удара по узлам крепления шасси.

**Проверка системы на герметичность.** Герметичность воздушной системы является важнейшим фактором ее работоспособности. Перед проверкой системы на герметичность необходимо поднять самолет гидropодъемниками. Герметичность определяется по манометру системы, а места негерметичных соединений и повреждений обнаруживаются по появлению мыльных пузырей при нанесении мыльного раствора.

При контроле герметичности воздушной системы проверяют: участок основной системы от баллона до управляющих агрегатов; магистраль выпуска и уборки шасси; магистраль выпуска и уборки щитка; тормозную систему; аварийную систему.

Перед проверкой герметичности участка системы от баллона до управляющих агрегатов необходимо: зарядить систему воздухом до давления 50 кгс/см<sup>2</sup>; убедиться, что краны шасси и тормозного щитка находятся в нейтральном положении, клапан ПУ-7 не нажат, а клапан ЭК - 48 - выключен; закрыть кран сети и дать выдержку в течение 1 ч.

Участок можно считать герметичным, если падение давления за 1 ч не превышает 3 кгс/см<sup>2</sup>.

При проверке герметичности магистрали выпуска и уборки шасси следует:

- убедиться по манометру, что давление в системе 50 кгс/см<sup>2</sup>, при необходимости систему нужно дозарядить;
- открыть кран сети и поставить кран шасси в положение «Выпущено»;
- закрыть кран сети и дать выдержку в течение 10 мин;
- падение давления за это время должно быть не более 1, 5 кгс/см<sup>2</sup>;
- открыть кран сети, перевести кран шасси в положение «Убрано» и вновь закрыть кран сети;
- дать выдержку в течение 10 мин, падение давления за это время должно быть не более 1, 5 кгс/см<sup>2</sup>;
- открыть кран сети, выпустить шасси и установить кран шасси в нейтральное положение.

Проверку герметичности магистрали выпуска и уборки щитка следует производить в следующем порядке:

- убедиться по манометру, что давление в системе 50 кгс/см<sup>2</sup>, при необходимости его нужно дозарядить;
- открыть кран сети и поставить кран щитка в положение «Выпущено»;
- закрыть кран сети;
- дать выдержку в течение 10 мин (падение давления за это время должно быть не более 1,0 кгс/см<sup>2</sup>);
- открыть кран сети, перевести кран щитка в положение «Убрано» и вновь закрыть кран сети;

- дать выдержку в течение 10 мин (падение давления за это время должно быть не более 1,0 кгс/см<sup>2</sup>); открыть кран сети.

При проверке герметичности тормозной системы необходимо:

- подсоединить к одному из колес манометр для замера давления в тормозах;
- дозарядить основную систему воздухом до давления 50 кгс/см<sup>2</sup>;
- затормозить колесо, на котором установлен манометр, полностью нажав тормозную гашетку на левом штурвале, давление должно быть 9 кгс/см<sup>2</sup>;
- закрыть кран сети;
- дать выдержку в течение 5 мин. (падение давления за это время должно быть не более 0,5 кгс/см<sup>2</sup>, травление воздуха из системы через клапан растормаживания не допускается);
- переставить манометр на второе колесо и повторить проверку герметичности тормозной системы;
- по окончании проверки закрыть кран сети.

Проверку герметичности аварийной системы проводят в следующем порядке:

- убедиться по манометру системы, что баллон аварийной системы заряжен до давления 50 кгс/см<sup>2</sup>;
- при необходимости его следует дозарядить;
- при закрытом кране аварийного выпуска шасси необходимо дать выдержку в течение 1 ч. Падение давления должно быть не более 1,5 кгс/см<sup>2</sup>, после чего нужно убедиться, что шасси выпущено (если шасси убрано, выпустить ноги от основной системы), и сравнить давление в основной системе с помощью кнопки «Авар, расторм.» при нажатой гашетке торможения левого штурвала;
- открыть кран аварийного выпуска шасси и дать выдержку в течение 5 мин. Падение давления должно быть не более 1,0 кгс/см<sup>2</sup>. Затем необходимо закрыть кран аварийного выпуска шасси.

**Устранение негерметичности.** При обнаружении негерметичных стыков трубопроводов утечку воздуха нужно устранять подтягиванием соединения, предварительно смазав резьбу гаек, штуцеров и конуса ниппелей тонким слоем смазки ВИАМ - 3. При обнаружении утечки воздуха через обратные клапаны системы их необходимо разобрать, тщательно осмотреть седло клапана, клапан и уплотнительные прокладки (не погнуты ли направляющие седла, нет ли деформаций стенок клапана и износа уплотнительной прокладки, хорошо ли работает пружина). Если обнаружены неисправности этих деталей, клапаны необходимо заменить.

При негерметичности крана сети или крана аварийного выпуска шасси необходимо затянуть гайку сальникового уплотнения крана. Если течь воздуха после затяжки гайки не прекращается, снять кран с самолета, разобрать его и проверить состояние сальникового уплотнения и прокладок. При негодности нужно заменить их новыми.

При негерметичности кранов шасси и щитка необходимо снять их и разобрать, прочистить все детали, промыть чистым бензином притертые поверхности золотника и корпуса крана, обдуть сжатым воздухом и смазать маслом МС - 20 или МК - 22, разбавленным бензином в соотношении 1:1. При обнаружении на зеркальных поверхностях корпуса крана или золотника глубоких царапин или рисок кран необходимо заменить новым. После сборки кран следует установить на место и проверить его работу.

**Проверка работы тормозной системы.** Для проверки работоспособности тормозной системы необходимо установить самолет на подъемники.

Проверку полагается выполнять в следующей последовательности:

- подсоединить к одному из колес манометр для замера давления в тормозах;
- открыть кран сети и убедиться по манометру системы, что баллон основной системы заряжен до давления не менее 40 кгс/см<sup>2</sup>, при необходимости его нужно дозарядить;
- раскрутить колесо, на котором установлен манометр, и затормозить его нажатием гашетки торможения поочередно от левого и правого штурвала, проверить давление торможения по манометру. При полном отклонении гашетки торможения давление в тормозе должно быть 9 кгс/см<sup>2</sup>. Время нарастания давления от 0 до 9 кгс/см<sup>2</sup> (время затормаживания) и время падения давления от 9 до 1 кгс/см<sup>2</sup> (время растормаживания) должно быть не более 1,5 с;
- подсоединить манометр ко второму колесу и повторить проверку для этого колеса;
- раскрутить колеса, затормозить оба колеса от гашетки торможения левого пилота и нажать на кнопку «Авар, расторм.» (аварийное растормаживание) - колеса должны растормозиться. Время падения давления с 9 до 1 кгс/см<sup>2</sup> должно быть не более 1,5 с;
- После окончания проверки отсоединить манометр и закрыть кран шасси.

**Проверка работы магистрали уборки и выпуска шасси.** Перед проверкой следует установить самолет на подъемники, обратив особое внимание, чтобы при уборке колеса шасси не задели за опоры подъемника. Проверку работы магистрали уборки и выпуска шасси необходимо производить в следующей последовательности:

- открыть кран сети и проверить давление в основной и аварийной системах по манометру системы. Давление должно быть не менее 40 кгс/см<sup>2</sup>;
- произвести уборку и выпуск шасси. Уборка и выпуск всех ног шасси должны осуществляться плавно, без рывков и заеданий.

Минимальное давление в сети, потребное для уборки и выпуска шасси - 20 кгс/см<sup>2</sup>.

Время выпуска и уборки шасси не должно быть больше 8 с. Допускается несинхронность уборки и выпуска главных ног шасси не более 1 с, передней ноги - при уборке не более 1 с, при выпуске не более 2 с. При выпуске и уборке шасси нужно следить за показаниями сигнализации выпущенного и убранного положения шасси и убедиться в отсутствии заеданий штоков цилиндров замков шасси.

Выпуск и уборку шасси следует производить с противодавлением. Для создания противодавления необходимо:



- при уборке шасси перевести рукоятку крана шасси из нейтрального положения в положение «Выпущено», задержать ее в этом положении на 2 - 3 с, затем, минуя нейтральное положение, плавно перевести рукоятку в положение «Убрано». После уборки шасси рукоятку перевести в нейтральное положение;
- при уборке шасси перевести рукоятку крана шасси из нейтрального положения в положение «Выпущено», задержать ее в этом положении на 2 - 3 с, затем плавно перевести рукоятку через нейтральное положение вниз и установить в положение «Выпущено».

**Предупреждение!** Уборку и выпуск шасси на земле производить без противодействия категорически запрещается.

**Проверка и выпуск шасси от аварийной системы.** Перед уборкой необходимо установить рукоятку крана нормального выпуска шасси в положение «Убрано» (для создания противодействия), открыть вентильный кран аварийного выпуска шасси и перевести рукоятку крана шасси в нейтральное положение - шасси должно выпуститься. Проверить выпуск шасси по показаниям сигнализации. Уборка и выпуск шасси на земле без противодействия категорически запрещаются.

**Проверка выпуска и уборки щитка.** При проверке выпуска и уборки щитка необходимо открыть кран сети и убедиться по манометру, что давление в системе не ниже  $40 \text{ кгс/см}^2$ . Для проверки выпуска и уборки щитка необходимо:

- рукоятку крана щитка перевести из нейтрального положения в положение «Убрано» (для создания противодействия);
- минуя нейтральное положение, в положение «Выпущено» - щиток должен выпуститься. Проверить выпуск щитка по загоранию светового табло.
- рукоятку крана перевести из положения «Выпущено», минуя нейтральное, в положение «Убрано» - щиток должен убратся;
- после уборки щитка рукоятку крана установить в нейтральное положение.

## ГЛАВА 7. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

### 1. Общие сведения

Системы управления - это совокупность устройств, обеспечивающих управление самолетом в полете, т.е. изменение пилотом сил и моментов, необходимых для полета по выбранной траектории. Существуют неавтоматические, полуавтоматические и автоматические системы управления. Выбор той или иной системы определяется усилиями, возникающими в проводке управления от шарнирных моментов на органах управления при создании и изменении управляющих сил и моментов. Исходя из возможности осуществления процесса управления непосредственно пилотом, на самолете Як-18Т применены неавтоматические системы управления.

Комплекс основного управления самолетом состоит из систем управления рулями поворота, направления и элеронами.

К вспомогательному управлению относятся системы управления: триммером руля высоты; посадочным щитком; тормозами колес главных ног шасси.

Для обеспечения продольного, поперечного и путевого управления на самолете имеются две независимые системы - ручное и ножное управление. Обе системы двойные. Для каждого пилота в кабине самолета имеются педали ножного управления и штурвальная установка, проходящая через приборную доску. Движением штурвала на себя и от себя пилот, отклоняя руль высоты, осуществляет продольное управление самолетом. Отклонением штурвала влево или вправо пилот отклоняет элероны, создавая тем самым момент, кренящий самолет.

Для отклонения руля направления, т. е. для изменения курса самолета, пилот воздействует на педали. Правая штурвальная колонка и правые педали ножного управления могут быть сняты, для чего необходимо отсоединить тягу, связывающую качалки, установленные на левой и правой штурвальных колонках на нулевом шпангоуте, и соединительную тягу, связывающую качалки проводки системы управления, смонтированные под полом кабины экипажа на переднем лонжероне центроплана. Связь педалей и штурвальных установок с рулями и элеронами осуществляется посредством жесткой и смешанной проводок управления, причем система управления элеронами выполнена целиком на жестких тягах - жесткая проводка, а системы управления рулем направления и рулем высоты смешанной конструкции - сочетание тяг и тросов.

Применение тросов объясняется преимуществами системы тросового управления в отношении компактности, легкости и возможности менять направление троса при помощи роликов, а главное - простотой монтажа системы в труднодоступных местах самолета, в частности, в хвостовой части фюзеляжа.

Но существенные недостатки системы тросового управления, а именно: повышенный износ, вытягивание тросов, следствием которого является появление упругой деформации в системе управления и ощущение «свободного хода» (движение рычага без поворота руля), что снижает чувствительность управления, частая замена тросов во время эксплуатации - все это привело к необходимости большую часть проводки систем основного управления выполнить на жестких тягах.

Управление триммером руля высоты механическое и осуществляется только левым пилотом при помощи штурвала, установленного в кабине экипажа на левом борту. Управление посадочным щитком производится сжатым воздухом, который с помощью трехходового крана, установленного на среднем пульте в кабине экипажа, направляется в полости уборки или выпуска двух воздушных цилиндров щитка.

Система торможения колес обеспечивает раздельное и одновременное торможение колес главных ног шасси левым или правым пилотом, экстренное растормаживание колес правым пилотом при управлении тормозами от левого пилота, стояночное торможение, осуществляемое с помощью кнопки на левом штурвале. Управление тормозами колес главных ног шасси осуществляется левым и правым пилотами при помощи тормозных рычагов, установленных на штурвалах управления самолетом, и педалей управления рулем поворота.

В целях предупреждения при стоянках самолета поломок элементов систем управления предусмотрено стопорение рулей и элеронов в нейтральном положении.

### 2. Штурвальная установка

Ручное управление самолетом - управление рулем высоты и элеронами осуществляется с помощью штурвальной установки (рис. 67). Штурвальная установка состоит из двух горизонтальных штурвальных колонок и поперечного синхронизирующего вала. Штурвальные колонки, расположенные друг от друга на расстоянии 580 мм, проходят через приборную доску под углом  $7^\circ$  к горизонтали самолета, перемещаясь по роликам двух опорных кронштейнов. Левая и правая колонки конструктивно выполнены одинаково и состоят из стальной трубы длиной 885 мм, сечением  $25 \times 28$  мм, и закрепленных на ней штурвала и корпуса с вилкой и шлиц - шарниром.

Наружная поверхность трубы подвергнута твердому хромированию. Штурвал 9 представляет собой стальной каркас коробчатого сечения с двумя рукоятками, сваренный из стали 30ХГСА толщиной 1 мм. К каркасу приварен фланец с двумя болтами для сочленения с фланцем трубы колонки. Снаружи фланцевое соединение закрыто декоративной дюралевой крышкой с покрытием под цвет штурвала.

Каркас штурвала подвергнут воздушно - вихревому напылению слоем пластмассы светло - серого цвета, внутренняя его поверхность покрыта лаком КО - 85.

На левой рукоятке каждого штурвала смонтирована кнопка 2КНР для включения радиостанции «Радио». На правой - кнопка 2КНР включения самолетного переговорного устройства (СПУ). На правой рукоятке правого штурвала установлена кнопка КНР «Экстренное растормаживание» 13. Электропроводка кнопок проложена внутри трубы колонки. На штурвалах имеется прорезь, в которой перемещаются установленные внутри штурвалов рычаги

управления тормозами колес 14 основных ног шасси, связанные с редукционным клапаном ПУ-7 тросами, проложенными в медных трубках внутри труб колонок.

На левом штурвале внизу в районе тормозного рычага расположено пружинное устройство стояночного торможения 15. Тормозной рычаг на левом штурвале расположен под левой рукой пилота, на правом штурвале - под правой.

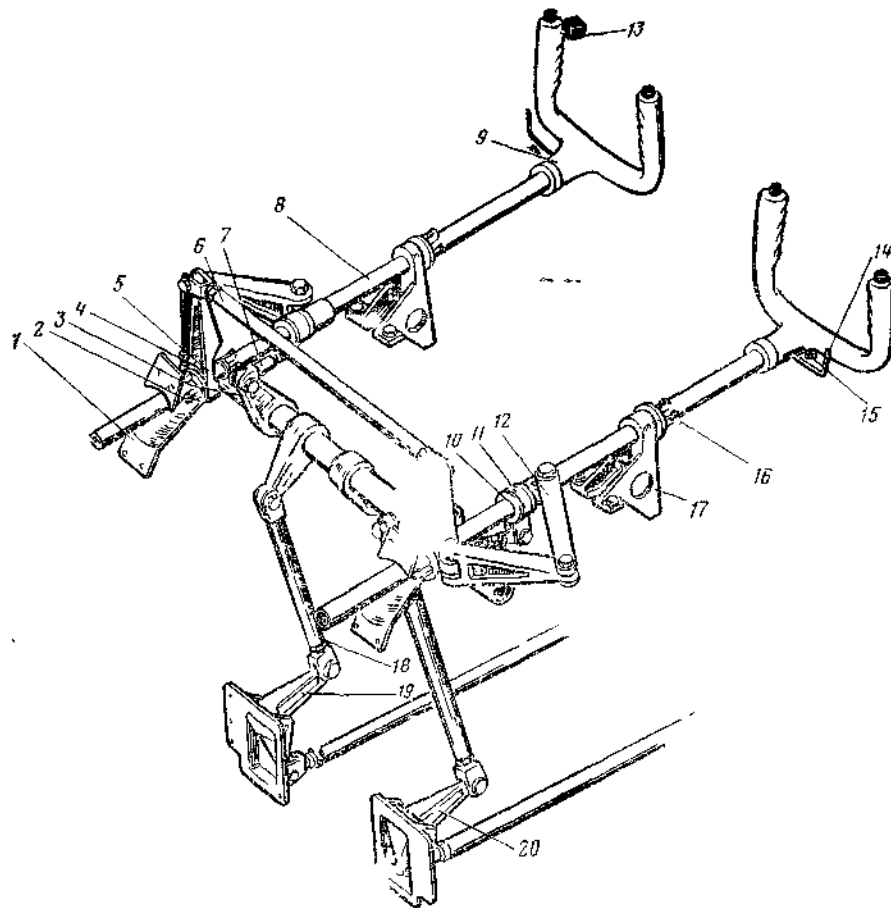


Рис. 67. Штурвальная установка:

1 - передний опорный кронштейн; 2 - передняя роликовая опора колонки; 3 - промежуточная роликовая опора колонки; 4 - качалка проводки управления элеронами; 5 - поперечный синхронизирующий вал; 6 - синхронизирующий тяга; 7 - регулируемое звено, 8 - стальная труба штурвальной колонки; 9 - штурвал; 10 - корпус; 11 - вилка; 12 - шлиц - шарнир; 13 - кнопка; «Экстренное растормаживание»; 14 - рычаг управления тормозами колес, 15 - пружинное устройство «Стояночное торможение»; 16 - задняя роликовая опора; 17 - задний опорный кронштейн; 18 - тяга; 19 - качалка проводки управления рулем высоты; 20 - качалка проводки управления элеронами.

В средней части трубы между передним и задним опорными кронштейнами двумя конусными болтами закреплен корпус 10 с радиально - подвижной вилкой 11 и шлиц-шарниром 12. Вилка 11, свободно вращающаяся вокруг оси трубы колонки на двух шарикоподшипниках, посаженных на цилиндрическую часть корпуса, регулируемым звеном 7 связано с качалкой на поперечном валу управления. Звенья шлиц - шарнира отштампованы из сплава АК-6, в их ушки запрессованы бронзовые втулки. Одно из звеньев соединено с ухом корпуса, другое - с качалкой проводки управления элеронами 4, закрепленной на нулевом шпангоуте так, что ее ось вращения совмещена с осью вращения трубы колонки, проходящей через отверстие в бобышке качалки и дальше через отверстие в нулевом шпангоуте.

Бобышка качалки представляет собой цилиндр, с помощью которого качалка на двух шарикоподшипниках и сферичном подшипнике смонтирована на отлитом из сплава АЛ - 19 переднем опорном кронштейне, закрепленном на нулевом шпангоуте на четырех болтах. Спереди на цилиндрической части бобышки на резьбе закреплена передняя роликовая опора колонки 2, зафиксированная стопорным винтом. С противоположной стороны бобышка имеет глубокую кольцевую выточку, в которой тремя винтами закреплена промежуточная опора колонки 3. Один из винтов служит одновременно регулируемым упором, ограничивающим движение штурвала от себя и тем самым угол отклонения руля высоты «на пикирование». Третья, задняя роликовая опора колонки 16 смонтирована на двух шарикоподшипниках в кронштейне, закрепленном на каркасе приборной доски.

Роликовые опоры конструктивно выполнены одинаково и представляют собой штампованный из материала АК-6 корпус с тремя проушинами, расположенными под углом 120°, трех роликов и болтов их крепления. Передняя и задняя роликовые опоры имеют по два осевых болта крепления роликов и по одному осевому пальцу с эксцентричной осью вращения ролика относительно проушин корпуса. Это позволяет при эксплуатации изменять расстояние оси вращения ролика относительно оси опоры и тем самым выбирать радиальные люфты между роликами и трубой колонки управления.

В конструкции штурвальной колонки установлено 18 роликов. Они представляют собой точеную из материала Д16Т обойму с кольцевой выточкой, заполненной полиамидной смолой, по которой и проходит контакт роликов с трубкой

колонки. Применение смолы позволяет уменьшить износ и трение в контактирующих элементах системы, а также значительно снизить шум при работе штурвальной колонки. Впрессованные в обойму два шарикоподшипника позволяют ролику свободно вращаться вокруг своей оси в проушинах опоры.

Поперечный синхронизирующий вал 5 представляет собой трубу, изготовленную из материала Д16Т, с пятью штампованными из материала АК-6 качалками. Каждая из качалок закреплена на трубе двумя конусными болтами. Две средние качалки предназначены для подвески самого вала к кронштейну, закрепленному на каркасе среднего пульта кабины. На кронштейне подвески поперечного вала установлены два регулируемых упора, ограничивающие угол поворота вала при движении штурвала на себя и тем самым угол отклонения руля высоты на кабрирование. В крайнем положении вала резиновые вкладыши упоров на кронштейне упираются в специальные приливы на качалках подвески вала.

Две качалки, расположенные по концам поперечного вала, через регулируемые по длине звенья 7 связаны со штурвальными колонками, пятая выходная качалка связана регулируемой тягой 18 с качалкой 19, входящей в проводку управления рулем высоты.

Управление рулем высоты достигается осевым перемещением штурвальной колонки по роликам опорных кронштейнов. Регулируемое звено 7, соединенное с вилкой 11, закрепленной на штурвальной колонке, при осевом перемещении последней поворачивает на некоторый угол поперечный синхронизирующий вал 5.

Выходная качалка поперечного вала с помощью регулируемой тяги передает в свою очередь движение качалке 19, установленной на шпангоуте № 1 под полом кабины, и далее движение передается элементам, входящим в проводку управления рулем высоты.

Управление элеронами осуществляется поворотом штурвала вокруг оси трубы колонки и передачей вращательного движения трубы с помощью шлиц - шарнира качалке 4, шарнирно закрепленной на нулевом шпангоуте. Качалки 4, установленные на левой и правой штурвальных колонках, шарнирно связаны между собой синхронизирующей тягой 6; качалка, установленная на левой колонке, - двуплечая и правым плечом шарнирно связана с тягой, идущей вниз под пол к качалке проводки управления элеронами 20, установленной на первом шпангоуте по левому борту. От нее движение передается остальным элементам, входящим в проводку управления элеронами.

## **2. Педали ножного управления**

Ножное управление двойное и служит для управления рулем направления и дифференциальным торможением колес главных ног шасси.

Каждый пилот управляет рулем направления (рис. 68) с помощью двух педалей, качающихся относительно нижней горизонтальной оси, при помощи которой они установлены на едином кронштейне. Кронштейн 1 отлит из материала АЛ - 19 и крепится болтами к профилям, установленным под полом на шпангоуте № 2. Каждая педаль состоит из подножки 18, оси 3 и рычага 2. Подножка изготовлена из сплава АЛ - 9. Для исключения проскальзывания ног пилота на поверхности подножки сделаны пазы. Каждая подножка снабжена двумя ушками крепления ножного ремня 4 и ушками для шарнирной подвески подножки на оси педали.

Штампованная из стали 30ХГСА ось педали 3 своей цилиндрической частью вставляется по скользящей посадке в верхнюю втулку рычага 2 и закрепляется в нем шпилькой с пружинным стопором 5. В цилиндрической части оси сделаны с шагом 10 мм пять отверстий под шпильку, использование которых позволяет изменять плечо подвески подножки относительно рычага и тем самым отрегулировать педали под рост пилота. Диапазон регулировки 40 мм в сторону пилота и 30 мм - от него. На стержне, расположенном перпендикулярно цилиндрической части оси педали, шарнирно закреплена подножка. Пружина 6, установленная здесь же, помогает подножке при отклонении педали занять положение, удобное для ноги пилота.

Рычаг 2 представляет собой сваренную из стального листа толщиной 1, 2 мм конструкцию переменного по длине прямоугольного коробчатого сечения. К плечу рычага сверху к его узкой части приварены втулка для крепления оси педали, снизу втулка для двух радиальных сферических двухрядных подшипников, на которых рычаг вращается вокруг своей оси крепления в кронштейне. Несколько выше нижней втулки с задней стороны к рычагам приварены кронштейны, в которые запрессованы сферические однорядные подшипники с защитными шайбами, для соединения с тягами, входящими в проводку руля направления.

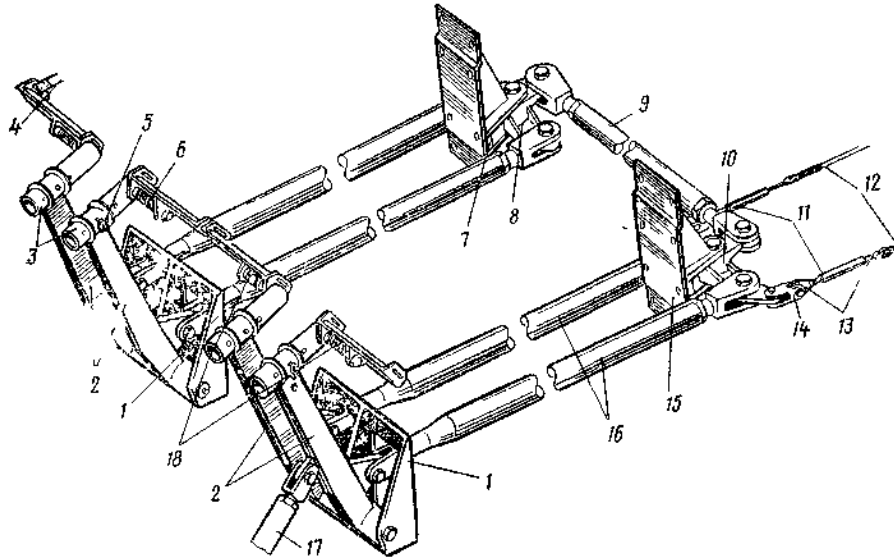


Рис. 68. Управление рулем поворота и установки качалок проводки на переднем лонжероне:

1 - кронштейн; 2 - рычаг; 3 - ось; 4 - ремень; 5 - шпилька; 6 - пружина; 7 - упор; 8 - правая трехплечая качалка, 9 - соединительная тяга, 10 - левая трехплечая качалка; 11 - муфта тандера; 12 - трос, 13 - ушко тандера; 14 - кардан; 15 - кронштейн крепления качалки на переднем лонжероне, 16 - регулируемые тяги проводки управления РН; 17 - тяга управления дифференциалом ПУ-8; 18 – подножка.

На левом рычаге педали левого пилота спереди на той же высоте приварен второй кронштейн, в который запрессован подшипник того же типа для соединения с тягой 17 управления дифференциалом ПУ-8 системы управления тормозами колес главных ног шасси.

Рычаги подвергнуты воздушно - вихревому напылению слоем пластмассы светло - серого цвета.

#### 4. Проводка управления элеронами и рулями

**Проводка управления элеронами** (рис. 69) - жесткого типа, с поступательным движением тяг; ее составными элементами являются тяги, качалки и кронштейны. Такая проводка по сравнению с гибкой (тросовой) имеет большую массу и сложнее в изготовлении, но содержит меньше трущихся деталей и менее подвержена упругим деформациям, вызывающим возникновение люфтов в управлении.

В проводке управления элеронами имеется 13 тяг и 11 качалок. Тяги изготовлены из дюралюминиевых труб диаметром от 20 до 28 мм с обжатыми концами, в которые вворачиваются вильчатые наконечники. Нерегулируемый наконечник представляет собой точеную из материала Д16Т вилку, ввернутую в обжатый конец трубы на сыром грунте и законтренную заклепкой. Регулируемый наконечник - вильчатый болт из материала 30ХГСА, с помощью которого можно изменять расстояние между центрами концов тяги, что упрощает регулирование проводки.

Качалки 17, 15, установленные на шпангоуте № 1 и переднем лонжероне центроплана по левому борту, связаны с тягами, проложенными вдоль фюзеляжа под полом кабины, а качалки, установленные на заднем лонжероне центроплана и консолей крыла, - с тягами, идущими вдоль размаха крыла. От качалки 14, установленной на заднем лонжероне центроплана, проводка управления разветвляется к правому и левому элеронам.

Все ходовые и промежуточные качалки отштампованы из сплава АК-6. В бобышки качалок впрессованы радиальные сферические двухрядные подшипники, в рычаги качалок - сферические однорядные с защитными шайбами. Качалки монтируются на отлитых из сплавов АЛ-9 или АЛ-19 кронштейнах, закрепленных болтами на силовых элементах фюзеляжа и крыла.

Кинематически качалки и тяги связаны таким образом, что при перемещении тяг, идущих от качалки 14 к элеронам вправо и влево вдоль заднего лонжерона центроплана и консолей крыла в одну сторону, отклонения элеронов происходят в разные стороны, т.е. если элерон на левой консоли крыла отклоняется вверх, то элерон на правой консоли отклоняется вниз, и наоборот.

На самолете Як-18Т элероны имеют дифференциальное отклонение, т.е. при отклонении одного из элеронов вверх на угол  $22^{\circ} - 1^{\circ}$  другой элерон отклоняется вниз на угол  $15^{\circ} - 1^{\circ}$ . Это достигается тем, что рычаг качалки 19 подходит к тяге, идущей вдоль заднего лонжерона консоли под острым углом.

Вследствие этого при повороте качалки в сторону тупого угла (элерон отклоняется вверх), линейное перемещение тяги, идущей от качалки к элерону, всегда будет больше, чем перемещение ее при повороте качалки на тот же угол в сторону острого угла (элерон отклоняется вниз). Поэтому отклонение элерона вверх, соответствующее повороту качалки в сторону тупого угла, будет больше, чем отклонение элерона вниз, соответствующее повороту качалки в сторону острого угла.

Ограничителями предельного отклонения элеронов служат два регулируемых упора, смонтированных на кронштейнах у качалки 17, установленной на шпангоуте № 1. Упоры имеют резиновые вкладыши.

**Проводка управления рулем высоты** (см рис. 69) - смешанная и представляет собой сочетание жесткой проводки, проложенной под полом кабины экипажа, и гибкой (тросовой) в хвостовой части фюзеляжа. В проводке имеются четыре тяги, четыре качалки и два троса. Конструкция тяг и качалок аналогична проводке элеронами.

Кинематически качалки и тяги связаны между собой таким образом, что при полном осевом перемещении штурвалов на 130 мм вперед и назад от нейтрального положения обеспечивается отклонение руля высоты вверх и вниз на  $25^\circ$ . Проводка от двуплечей качалки 3, установленной на шпангоуте № 12 (рис 70), до рычага, смонтированного на трубчатом лонжероне руля высоты, осуществляется двумя одинарными тросами. На рычаге 1 (рис. 71) имеются два отверстия с впрессованными латунными втулками для подсоединения через серьги 2 к рычагу тросов управления.

В системе управления рулем высоты применяются тросы диаметром 5 мм, изготовленные из оцинкованной проволоки марки В по ГОСТ 2172 – 71. Перед установкой на самолет тросы подвергаются предварительной вытяжке по ГОСТ 3120 - 46 усилием 800 кг в течение 1 мин. Для проверки прочности заделки заделанные тросы испытывают повторной вытяжкой в течение 5 мин усилием, равным половине разрушающего усилия заделки.

Для защиты от коррозии готовые тросы, прошедшие испытания на прочность, погружаются на 2 - 5 мин в пушечную смазку по ГОСТ 3005 - 51, нагретую до температуры  $110 - 120^\circ \text{C}$ , с последующей защитой периодически возобновляемой смазкой ЦИАТИМ – 201. Заделка тросов (по нормали 31СТ52) показана на рис 70, 71; длина тросов - по 3000 мм каждый.

Тандеры для регулирования тросов управления рулем высоты установлены в ушках качалки 11 (см. рис 69). Натяжение тросов составляет  $60 \pm 5$  кгс. Для предотвращения касания верхнего троса о каркас самолета на нижней полке переднего лонжерона стабилизатора установлен роликовый узел 8 (см. рис. 69). Он состоит из двух уголкового кронштейнов, изготовленных из профиля Д16ТПр 101, текстолитового ролика и ограничителя троса. Кронштейны крепятся к полке лонжерона стабилизатора восемью заклепками.

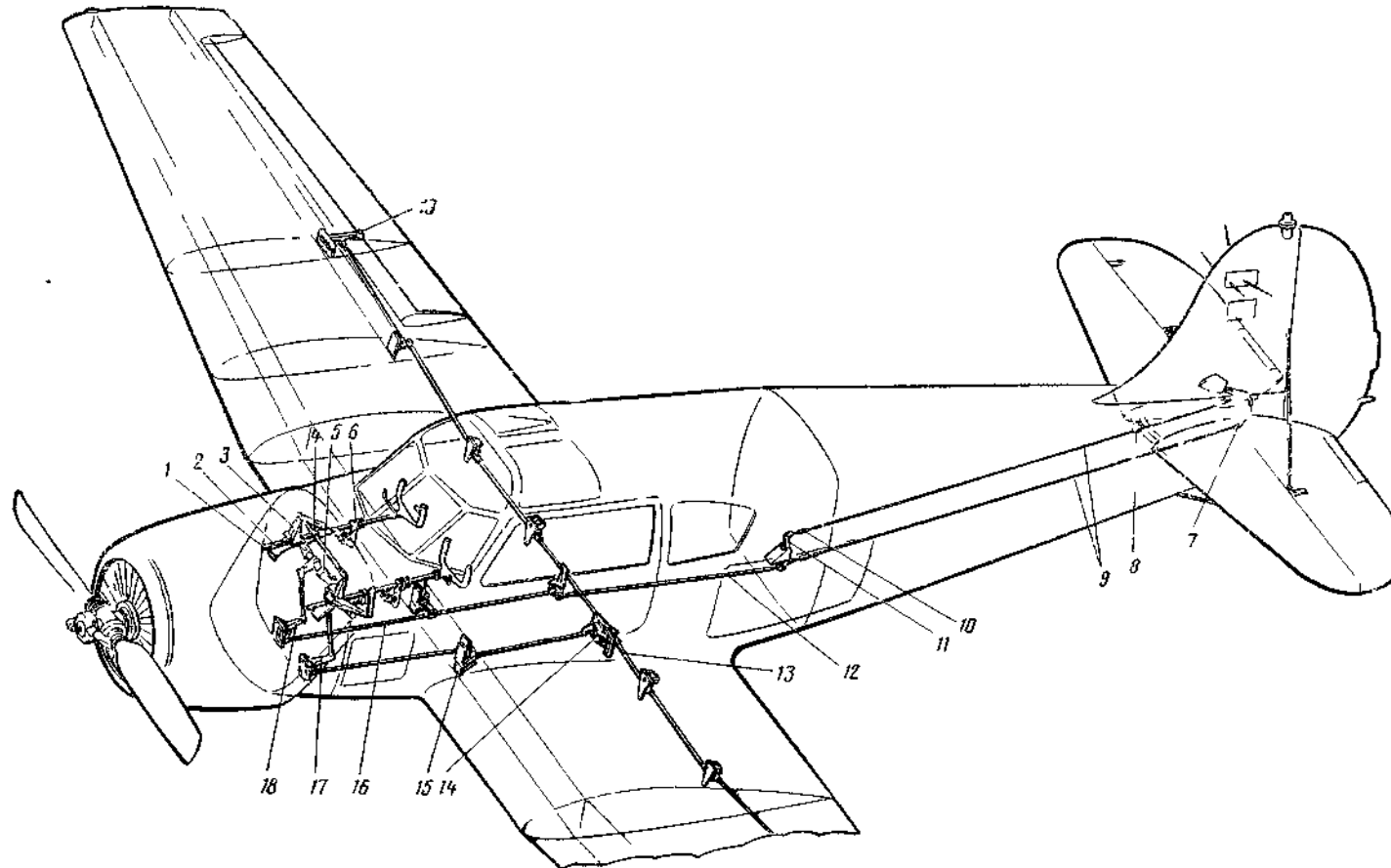
**Проводка управления рулем поворота** (рис. 72), так же как и рулем высоты, смешанная.

Жесткая проводка соединяет педали с трехплечими качалками 3 и 17, установленными на переднем лонжероне центроплана. В проводке имеется пять тяг диаметрами 24 и 26 мм. С помощью тяги 16 осуществляется связь между педалями левого и правого пилотов. Конструкция тяг и качалок аналогична проводке управления элеронами.

Левая трехплечая качалка 17 двумя одинарными тросами диаметром 4 мм и длиной 5100 мм соединена с рычагом 4 на руле направления. Тросы управления рулем направления проходят от качалки 17 через два одноканавочных ролика с шарикоподшипниками, установленными на шпангоуте № 8, и через два таких же ролика, установленными на шпангоуте № 12. Роликовый узел 13 у шпангоута № 8 состоит из двух роликов, изготовленных из текстолита, двух ограничителей троса 28 и двух кронштейнов, отлитых из сплавов МЛ - 5. Кронштейны крепятся к профилям на шпангоуте № 8 четырьмя болтами. Роликовый узел 12 у шпангоута № 12 аналогичной конструкции. Все ролики одного диаметра и фиксируются в кронштейнах болтами под определенными углами, обеспечивающими нужное направление и ориентацию тросов и их прохождение по канавкам роликов без перекосов и заеданий.

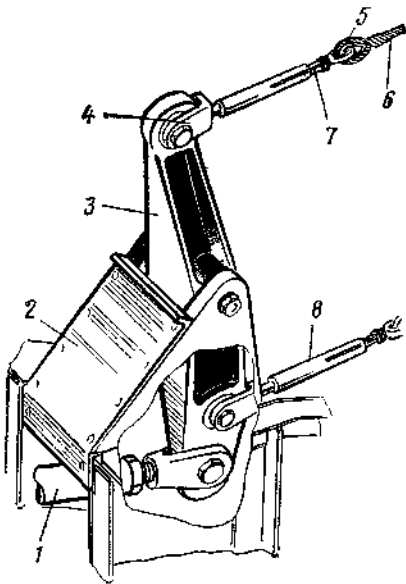
Один из концов каждого троса заделан на коуш в ушко тандера, который через кардан соединяется непосредственно с качалкой 10 (см. рис. 68), другой конец троса заделан на коуш на кардан, соединенный валиком с рычагом 4 на руле направления (см. рис. 72). Натяжение тросов системы управления рулем направления составляет  $30 \pm 2$  кгс и регулируется изменением длин тандеров.

Ограничителями предельного отклонения руля направления служат регулируемые упоры с резиновыми вкладышами, вворачиваемые в стальные футорки, которые впрессованы в специальные упоры 7 на кронштейнах подвески качалок 8 и 10 (рис. 68). Упоры препятствуют отклонению этих качалок на углы выше расчетных. Кронштейны отлиты из материала АЛ-19, и каждый крепится к переднему лонжерону центроплана четырьмя болтами и заклепками. Кинематически элементы проводки системы связаны между собой таким образом, что при отклонении педалей вперед и назад на  $21^\circ$  от нейтрального положения руль направления отклоняется от нейтрального положения вправо-влево на  $27^\circ$ . Для предохранения рулей и элеронов от поломки при порывах ветра во время стоянки самолета на земле на рули высоты, а также на элероны, устанавливаются струбцины, стопорящие рули в нейтральном положении.



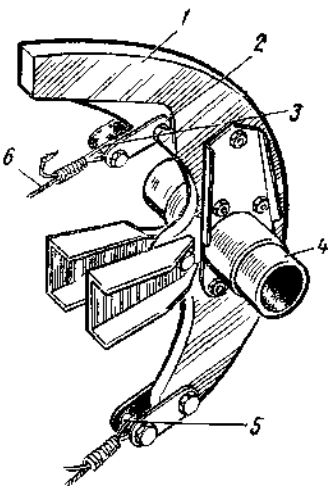
**Рис. 69 Проводка управления элеронами и рулем высоты**

1 - кронштейн крепления качалки управления элеронами на нулевом шпангоуте (передний опорный кронштейн), 2 - штурвальная колонка, 3 - регулируемое звено, 4 - синхронизирующая тяга, 5 - поперечный вал, 6 - задний опорный кронштейн штурвальной колонки, 7 - рычаг управления рулем высоты, 8 - направляющий ролик, 9 - тросовая проводка, 10 - тяга, 11 - качалка проводки управления р.в., на шпангоуте № 12, 12 - тяга проводки управления р.в. 13 - тяги проводки управления элеронами, 14 - распределительная качалка проводки управления элеронами на заднем лонжероне, 15 - качалка проводки управления элеронами на переднем лонжероне, 16 - тяга проводки управления р.в., 17 - качалка проводки управления элеронами на шпангоуте № 1, 18 - качалка проводки управления р в на шпангоуте № 1, 19 - концевая качалка проводки управления элеронами.



**Рис. 70. Установка качалки проводки управления руля высоты на шпангоуте № 12**

- 1 - тяга проводки управления рулем высоты;
- 2 - фюзеляжная балка крепления качалки проводки управления рулем высоты;
- 3 - качалка проводки управления;
- 4 - вилка;
- 5 - коуш;
- 6 - трос канат;
- 5 - ГОСТ 2172 – 71;
- 7 - ушко тандера;
- 8 - муфта тандера.



**Рис. 71. Крепление тросовой проводки управления р.в. на рычаге руля высоты**

- 1 - рычаг руля высоты;
- 2 - серьга;
- 3 - коуш;
- 4 - лонжерон руля высоты;
- 5 - текстолитовая втулка;
- 6 - трос.

Установка на киле маяка затрудняет использование струбицы для предохранения руля направления от повреждений, поэтому для стопорения последнего применено специальное устройство в кабине экипажа. Оно представляет собой трубу из материала Д16Т диаметром 20 мм с двумя наконечниками. Регулируемый наконечник выполнен в виде вилки, отштампованной из материала 30ХГСА, нерегулируемый выточен из материала 30ХГСА в форме «ласточкиного хвоста». При стопорении фигурный конец входит в прорезь на специальном стальном фитинге, установленном на верхней полке лонжерона центроплана слева от оси самолета. Регулируемым концом стопор соединяется с помощью быстросъемной шпильки с правой педалью левого поста ножного управления. Стопор окрашен в красный цвет. При стопорении руль направления фиксируется в нейтральном положении.

### **5. Система управления триммером руля высоты**

Триммер служит для снятия усилий при управлении самолетом на установившихся режимах полета. На самолете Як-18Т триммер установлен только на руле высоты. Для балансировки самолета пилот отклоняет его в направлении, противоположном отклонению руля, и на такой угол, при котором давление на штурвал станет равным нулю или близким к нему, т.е. пока шарнирный момент руля высоты не уравновесится шарнирным моментом триммера.

Система управления триммером руля высоты (см. рис. 72) механическая, со смешанной проводкой — тросовой в фюзеляже и жесткой в стабилизаторе. В систему управления входят следующие элементы: штурвал с тросовым барабаном, тросовая проводка, направляющие ролики, направляющие фторопластовые пластины, червячный механизм, тяги, двуплечие качалки и тяги, идущие от качалок к кабанчикам триммера.

Управление триммером руля высоты осуществляется штурвалом, установленным в кабине экипажа на левом борту. Штурвал представляет собой конструкцию, собранную из штампованного из материала АК-6 рычага управления триммером 20 и барабана 21, закрепленных с помощью установочных винтов на оси 23, вращающейся в отлитом из материала МЛ-5 кронштейне 22, установленном на четырех болтах на стрингере № 7 и профиле между шпангоутами № 3 и 2 (см. рис. 72).

Барабан штурвала и барабан червячного механизма управления триммером, установленный на лонжероне руля высоты, связаны между собой тросовой проводкой. В качестве тросовой проводки при управлении триммером



применяется центральная прядь троса диаметром 3,6 ГОСТ 2172—71. Длина одного троса — 9,300, второго — 6,300 мм. Для регулировки и натяжения тросовой проводки в нее в районе шпангоута № 15 вмонтированы два тандера.

До заделки тросы подвергаются предварительной вытяжке согласно ГОСТ 3120—46, усилие вытяжки 67 кгс, время вытяжки под полной нагрузкой — не менее 2 мин. После заделки на коуш в наконечники тандеров повторная вытяжка тросов не производится.

Необходимое направление проводки обеспечивается дюралевыми роликами, закрепленными в сварных из листового материала 30ХГСА кронштейнах, установленных на шпангоутах № 3, 7, 8, 20 и между шпангоутами № 4 и 5, 20 и 21. Через шпангоуты № 4, 5, 6 и 14 тросы проходят в отверстиях фторопластовых направляющих пластин.

Червячный механизм управления триммером (рис. 73) установлен при помощи кронштейна на лонжероне руля высоты таким образом, что ось тросового барабана механизма совпадает с осью вращения руля высоты. Совпадение осей обеспечивает независимость управления, т.е. отклонение руля высоты не влияет на положение триммера.

Кронштейн механизма 6, отлитый из сплава АЛ-19, закреплен на лонжероне руля высоты 8 двумя болтами. В кронштейне установлены барабан 4, напрессованный на бронзовую гайку 3, и червяк 2, изготовленный из стали 45. В торцы червяка ввернуты ушковые болты 7, к которым подсоединены две поперечные тяги 1, идущие к двуплечим сварным стальным качалкам, установленным на лонжероне руля высоты. От двуплечих качалок непосредственно к кабанчикам обеих половин триммера идут концевые регулируемые тяги. Они входят в проводку управления триммером руля высоты 4 и собраны из дюралевого труба диаметром 8 мм и двух стальных наконечников, один из которых у концевых тяг регулируемый. Соединение тяг осуществлено валиками.

Вращательное движение штурвала через тросовую проводку передается на барабан механизма управления триммера и его червячной парой преобразуется в поступательное движение поперечных тяг. Поперечные тяги через двуплечие качалки и концевые тяги отклоняют триммер.

При повороте штурвала на один оборот от нейтрального положения триммер отклоняется соответственно вниз или вверх на 20°. При вращении штурвала на себя триммер отклоняется вниз, при вращении от себя отклоняется вверх.

Наибольшие углы отклонения триммера, равные 20° вверх и вниз, обеспечиваются ходом червяка во втулке, который в своих крайних положениях опирается в крышку 5 кронштейна механизма.

Равенство углов отклонения левой и правой и частей триммера осуществляется регулированием длин концевых тяг, соединяющих кабанчики триммера с качалками, и посредством ушковых болтов, ввернутых в червяк механизма управления триммером.

Сигнализация нейтрального положения триммера руля высоты осуществляется с помощью концевого выключателя Д703 11 (см. рис. 72), установленного на кронштейне шпангоута № 13. Его включение производится стальной муфтой, обжатой на тросовой проводке управления триммером. При нейтральном положении триммера стальная муфта включает концевой выключатель, и на приборной доске загорается сигнальная лампа с зеленым светофильтром.

## **6. Система управления посадочным щитком**

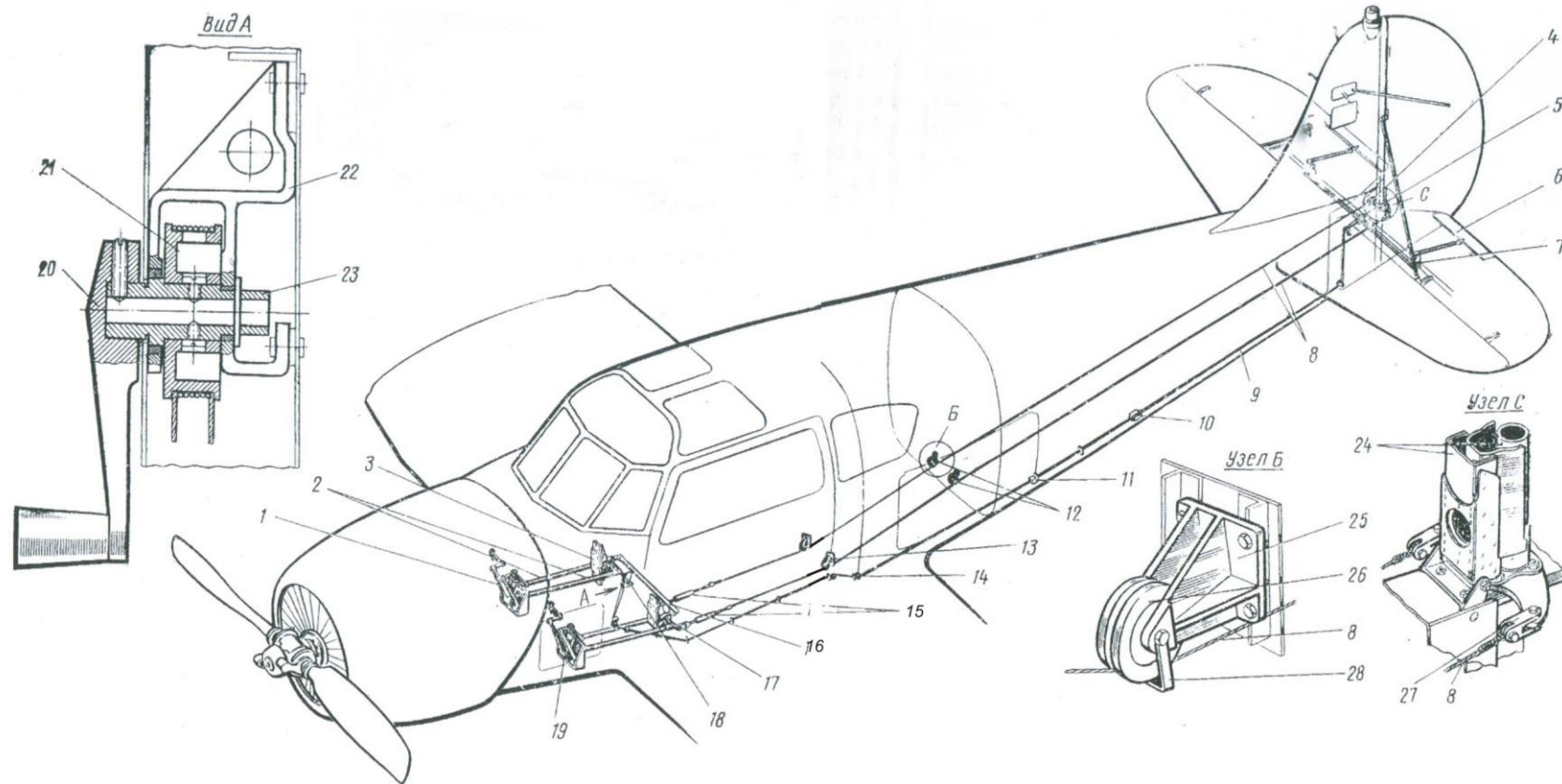
Уборку и выпуск посадочного щитка производят сжатым воздухом от воздушной системы. В закрытом положении щиток удерживается шнуровым резиновым амортизатором (рис. 74).

Управление посадочным щитком осуществляется при помощи крана 625 300М, установленного на среднем пульте в кабине экипажа. При его работе сжатый воздух от баллона основной системы поступает в полости уборки или выпуска двух воздушных цилиндров 2, которые шарнирно связаны с кронштейнами 3 на заднем лонжероне центроплана. Штоки цилиндров соединены своими регулируемыми вильчатыми болтами с кронштейнами на лонжероне посадочного щитка.

Воздушный цилиндр управления положением посадочного щитка состоит из корпуса, выточенного из материала 30ХГСА, штока с поршнем, вилки штока, двух штуцеров, крышки цилиндра, уплотнительных колец. При положении ручки крана управления посадочным щитком «Выпущено» сжатый воздух по трубопроводам поступает через верхний штуцер в верхнюю полость цилиндра, давит на поршень и выдвигает шток из цилиндра. Шток, двигаясь, поворачивает щиток вокруг шомпольной петли подвески. Когда поршень дойдет до упора, посадочный щиток займет выпущенное положение.

Воздух, вытесненный из нижней полости цилиндра, стравливается в атмосферу через отверстия крана управления. Уборка посадочного щитка производится установкой ручки крана в положение «Убрано». При этом работа цилиндра-подъемника происходит в обратном порядке.

Для плавного выпуска и уборки посадочного щитка в штуцерах цилиндра установлены дроссели с проходным отверстием диаметром 1 мм. Ход штока цилиндра, равный  $81 \pm 1$  мм, обеспечивает выпуск щитка на угол  $50^{\circ} \pm 3^{\circ} - 1^{\circ} 30'$ . Выпущенное положение щитка контролируется по загоранию сигнальной лампы с красным светофильтром, расположенным на световом табло в кабине экипажа.



**Рис. 72. Проводка управления рулем направления и триммером руля высоты:**

1 - правый командный пост ногового управления; 2 - регулируемые тяги; 3 - правая трехплечая качалка на переднем лонжероне; 4 - рычаг управления рулем направления; 5 - первичный механизм системы управления триммером; 6 - триммер руля высоты; 7 - качалка проводки управления триммером; 8 - трос проводки управления РН; 9 - троса проводки управления триммером; 10 - тандеры; 11 - концевой выключатель сигнализации нейтрального положения триммера; 12 - роликовый узел на шпангоуте № 12; 13 - роликовый узел на шпангоуте № 8; 14 - направляющие ролики проводки управления триммером; 15 - тандеры; 16 - соединительная тяга проводки управления рулем направления; 17 - левая качалка управления триммером; 18 - место установки штурвала триммера; 19 - педали; 20 - рычаг штурвала управления триммером; 21 - барабан; 22 - кронштейн; 23 - ось; 24 - лонжерон руля направления; 25 - кронштейн ролика; 26 - ролик; 27 - кардан; 28 - ограничитель троса.

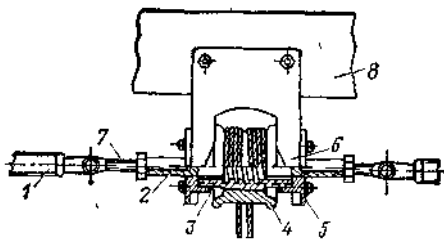


Рис. 73. Червячный механизм системы управления триммером

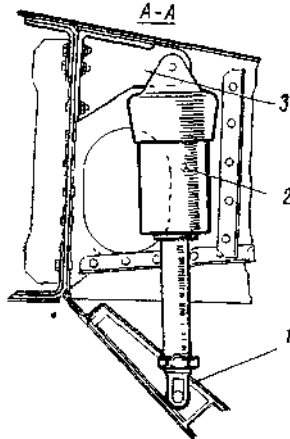
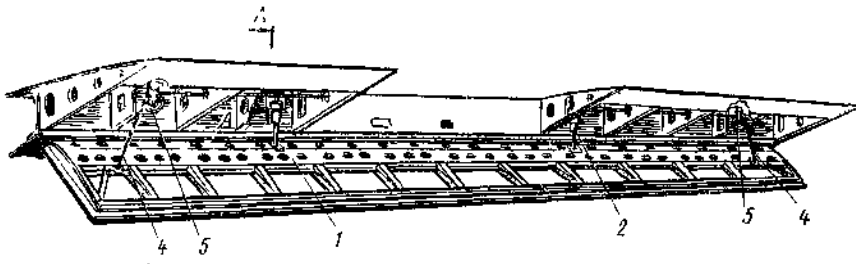


Рис. 74. Управление посадочным щитком:

- 1 — посадочный щиток;
- 2 — воздушный цилиндр;
- 3 — кронштейн;
- 4 — резиновый шнур;
- 5 — самоориентирующий ролик

В закрытом положении щиток плотно поджимается к центроплану двумя шнуровыми резиновыми амортизаторами 4. Шнур длиной 630 мм, шарнирно закреплен одним концом в кронштейне на нервюре центроплана, а другим соединен с тросом диаметром 1,5 мм и длиной 330 мм. Трос перекинут через дюралевый самоориентирующий ролик 5 и закреплен на лонжероне щитка. В случае необходимости уборку и выпуск тормозного щитка можно производить от аварийной системы.

### 7. Система управления тормозами колес главных ног шасси

Управление тормозами колес главных ног шасси осуществляется левым и правым пилотами при помощи тормозных рычагов, установленных на штурвалах управления самолетом, и левых педалей управления рулем поворота. Тормозные рычаги связаны тросовыми тягами, проложенными в медных трубках внутри штурвальных колонок, с нажимным рычагом на кронштейне редукционного клапана (У-139) ПУ-7, установленного на шпангоуте № 0.

При нажатии на тормозной рычаг нажимное коромысло редукционного клапана перемещает толкатель клапана, который через редукционную пружину закрывает клапаны выпуска и открывает клапаны впуска воздуха, редуцируя его до давления, необходимого для торможения колес.

Степень редуцирования воздуха зависит от степени нажатия на тормозной рычаг и от хода рычага редукционного клапана, имеющего ограничительный винт. Наибольшее рабочее давление для торможения колес равно  $8+1 \text{ кгс/см}^2$ .

Из клапана ПУ-7 сжатый воздух поступает в дифференциал ПУ-8, нажимной рычаг которого жесткой тягой 17 (см. рис. 68) соединен с кронштейном на левом рычаге педалей левого пилота. При нажатии на тормозной рычаг одновременное торможение колес или торможение колес с одинаковыми тормозными моментами осуществляется только при нейтральном положении педалей или при их отклонении меньше чем наполовину полного хода. Раздельное торможение колес или торможение колес с различными тормозными моментами осуществляется отклонением педалей более чем наполовину полного хода.

Разворот самолета происходит в сторону педали, отклоненной вперед. При заторможенных колесах правый пилот (инструктор) может произвести их растормаживание, нажав на правом рычаге штурвала кнопку управления электроклапаном экстренного растормаживания УП53/1М, установленным в воздушной системе перед дифференциалом ПУ-8. В случае необходимости торможение колес можно производить от аварийной системы.

На самолете Як-18Т стояночное торможение осуществляется с помощью пружинного устройства 15 (см. рис. 67), работа которого изображена на рис. 75. Механизм состоит из упора 1 и пружины 2, закрепленных на специальной втулке, приваренной к каркасу штурвала. В нерабочем положении упор отжат вниз пружиной и тормозной рычаг 3 может свободно перемещаться в прорези каркаса левого штурвала 5.

Для осуществления стояночного торможения после нажатия на тормозной рычаг необходимо снизу нажать на упор и, преодолев усилие пружины, вдвинуть стержень упора в прорезь каркаса штурвала. Стержень упора препятствует освобожденному тормозному рычагу вернуться в исходное положение. Конусная гайка 4, войдя в соприкосновение с тормозным рычагом, не даст возможности пружине отжать упор вниз. Стояночное торможение эффективно в течение 48 ч. Упор 1 состоит из двух стальных деталей — стержня и колпачка; колпачок снаружи окрашен в красный цвет.

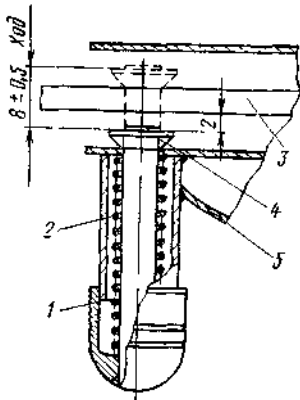


Рис. 75. Пружинное устройство стояночного торможения

### 8. Основные правила эксплуатации и ухода за системами управления

В процессе эксплуатации уход за системами управления самолетом заключается в осмотре и визуальном контроле состояния элементов управления, своевременной смазке шарнирных соединений и трущихся поверхностей, проверке люфтов отдельных элементов систем управления, в определении и ликвидации предпосылок, которые могут привести к выходу их из строя. Все работы выполняются в строгом соответствии с Инструкцией по техническому обслуживанию самолета, предусматривающей объем и периодичность осмотров, своевременное и качественное выполнение работ, необходимых для поддержания заданного уровня надежности и работоспособности самолета.

Элементы управления — качалки, кронштейны, тяги, ролики, тросы, подшипники, болты — должны быть чистыми, не иметь трещин, следов коррозии, забоин, вмятин, царапин, заусенцев и прочих дефектов. Все гайки должны быть полностью затянуты и зашплинтованы, опорные поверхности болтов, шайб, гаек — плотно прилегать к плоскостям соединяемых элементов. Вращение качалок на осях кронштейнов должно быть плавным, без заеданий и касаний. Усилие затяжки болтов в подшипниковых узлах не должно превышать норм, указанных в нормале 52СР55.

Зазор между ступицей качалки (по торцу и диаметру) и кронштейном должен быть не менее 0,5 мм. Угловое смещение качалок от нейтрального положения, указанного в чертежах, допустимо в пределах  $\pm 1^\circ$ ; при этом смещение рулей от нейтрального положения не допускается. Все движущиеся и вращающиеся части управления не должны касаться и тереться о прилегающие детали (за исключением мест сопряжений), при этом зазоры между подвижными деталями управления должны быть не менее 5 мм, а с неподвижными деталями самолета — не менее 3 мм.

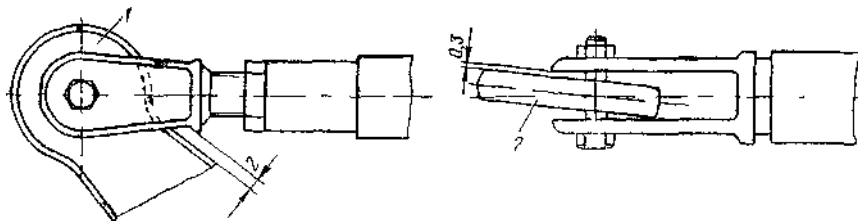


Рис. 76. Допустимые зазоры в шарнирных соединениях:

1 — рычаг качалки; 2 — ушко качалки.

Перемиčky металлизации должны обеспечивать свободное отклонение органов управления; касание перемичек о другие детали допустимо только при крайних положениях качалок и тяг. Все шарнирные соединения систем управления полагается смазывать смазкой ЦИАТИМ-201 согласно картам смазки самолета.

При техническом обслуживании жестких систем управления проверяются геометрические размеры тяг, регулировка, запрессовка шарикоподшипников, зазоры между вилками и ушками на тягах, плавность и легкость хода системы.

В шарнирных соединениях жестких систем управления проверяются (рис. 76) зазоры между торцами вилок и ушками качалок (при крайних отклонениях должен быть не менее 2 мм) и между ушками качалок и щечками вилок тяг (в любых положениях должен быть не менее 0,3 мм).

Для устранения осевого люфта качалок в кронштейнах разрешается устанавливать шайбы толщиной 0,3—1,0 мм. Люфт проверяется на плече качалки от руки усилием 1—3 кгс.

Для выдерживания толщины пакета при шплинтовке болтов допускается установка шайб под гайки толщиной от 0,5 до 1,5 мм. При регулировке систем управления самолетом длина тяг может изменяться в пределах контрольного отверстия регулируемого наконечника: при удлинении тяг контрольное отверстие должно перекрываться полностью, при укорочении — с запасом в один оборот. После монтажа и регулировки системы управления самолетом должны иметь плавный ход без заеданий и хрустов в подшипниках.

При уходе за системами управления необходимо контролировать соответствие отклонений органов управления и рулевых поверхностей (табл. 12).

Нейтральному положению рулей высоты должно соответствовать нейтральное положение штурвалов. Штурвальные колонки левого и правого пилотов должны при этом занять такое положение, чтобы плоскость приборной доски находилась в пределах, ограниченных контрольными рисками на трубе каждой штурвальной колонки. Нейтральному положению руля направления должно соответствовать нейтральное положение педалей. Педали обоих пилотов должны при этом находиться на одной прямой.

Высокая надежность систем управления самолетом обеспечивается тщательным контролем тросовой проводки, входящей в системы управления рулем высоты, рулем направления и триммером руля высоты и своевременным устранением обнаруженных дефектов. При контроле тросовой проводки необходимо проверить, нет ли вмятин (засечек), заломов, обрывов отдельных нитей и завершенности тросов, трения тросов об элементы конструкции самолета.

Таблица 12. Допустимые отклонения органов управления и рулевых поверхностей.

Орган управления	Рулевая поверхность	Отклонение органа управления	Угол отклонения (перемещение) органа управления	Угол отклонения рулевой поверхности, град	Отклонение рулевой поверхности	Напряжение тросов в системе управления, кгс
Штурвал	Руль высоты	От себя	130 мм	25_1о30	Вниз	60 ±5
		На себя	130 мм	25_1о30	Вверх	
Штурвал	Элерон левый	По часовой стрелке	45°	15_1 град	Вниз	—
		Против часовой стрелки	45°	22-1град	Вверх	—
	Элерон правый	По часовой стрелке	45°	22-1град	Вверх	—
		Против часовой стрелки	45°	15-1град	Вниз	—
Педали	Руль направления	Левая педаль вперед	21° (100 мм)	27-1град	Влево	30+2
		Правая педаль вперед	21° (100 мм)	27-1град	Вправо	
Штурвал системы управления триммером	Триммер руля высоты	От себя		20(+3, 75-1, 25)	Вверх	—
		На себя		20(+3, 75-1, 25)	Вниз	5+0,5

Обрывы нитей и прядей тросов не допускаются. При их обнаружении трос подлежит замене. Его необходимо заменить и в случае обнаружения на нем следов коррозии, которые не удастся удалить ветошью. Удалять коррозию с тросов шкуркой или стеклянной бумагой категорически запрещается. Тросы разрешается протирать сухим обтирочным материалом. Смазывать тросы смазкой ЦИАТИМ-201 разрешается только на участках прохождения их через текстолитовые направляющие. По окончании регулировки натяжения тросов резьбовые наконечники тандеров должны быть ввернуты заподлицо в свои муфты и законтрены. Резьба наконечников не должна выходить из муфт более чем на 3 мм.

При осмотре роликов тросовой проводки необходимо проверить, нет ли перекоса между осью троса и плоскостью ролика, а на ребрах роликов трещин и выкрашиваний, не имеют ли беговые рабочие дорожки роликов сильной потертости. Ролики, имеющие перечисленные дефекты, подлежат замене.

При техническом обслуживании системы управления триммером руля высоты необходимо убедиться, что штурвал управления триммером вращается легко, без рывков и заеданий. Суммарный люфт в проводке управления триммером допустим в пределах до 1 мм на расстоянии 200 мм от оси вращения триммера. Заедание гайки на червяке механизма управления триммером не допускается в любом его положении, а также самопроизвольное отклонение триммера при отклонении руля высоты.

Для обеспечения высокой степени надежности системы управления тормозами колес необходимо выполнять следующие требования:

1. Проверку работы тормозной системы производить при отсоединенных тормозных шлангах от штуцеров дисков колес (поочередно) с помощью манометра, соединенного с тормозным шлангом.
2. Нарастание давления в манометре и, следовательно, торможение основных колес при нажатии тормозного рычага на штурвалах управления должно быть плавным.
3. При проверке синхронности торможения разность давлений, при которых начинается торможение левого и правого колес, не должна превышать 0,5 кгс/см<sup>2</sup>.
4. Максимальное давление в тормозной сети при полном нажатии тормозного рычага на штурвалах управления должно быть 8+1 кгс/см<sup>2</sup>.

При техническом обслуживании в процессе эксплуатации системы управления посадочным щитком необходимо выпуск и уборку посадочного щитка на земле производить с противодавлением, для чего рукоятку крана щитка из

положения «Выпуск» перевести в положение «Уборка» без задержки в нейтральном положении. Посадочный щиток на земле должен выпускаться и подниматься при давлении 10 - 15 кгс/см<sup>2</sup>.

### **9. Неисправности систем управления самолетом**

В практике эксплуатирующих подразделений чаще всего встречается износ троса — обрыв и истирание отдельных нитей, обрыв и коррозия троса, износ роликов и направляющих, увеличение зазора между роликом и кронштейном. Несколько реже наблюдаются другие неисправности, такие как:

- обрыв тросов тормозных рычагов в зоне подсоединения серьги к рычагу;
- нерастормаживание колес шасси от левого или правого штурвала вследствие нарушения жесткости крепления упора боудена на нулевом шпангоуте;
- свободный ход в сочленениях тяг триммера;
- люфт в сочленении триммера с тягой и рычагом;
- тугий ход штурвальных колонок;
- одностороннее стирание роликов амортизатора посадочного щитка.

## ГЛАВА 8. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

### 1. Общие сведения

Силовая установка самолета Як-18Т состоит из следующих агрегатов и систем: двигателя М-14 (до 4-й серии) или М-14П (с 4-й серии); винта В530Т-Д35 (до 4-й серии) или В530ТА-Д35 (с 4-й серии); рамы двигателя; капота двигателя с жалюзи; воздухозаборника карбюратора; выхлопного коллектора; систем управления агрегатами двигателя (управление нормальным газом, регулятором частоты вращения воздушного винта, пожарным краном, воздухозаборником карбюратора, жалюзи капота и створкой выходного канала маслорадиатора); топливной системы; системы заливки и запуска двигателя, масляной системы.

### 2. Двигатель

Двигатель М-14П четырехтактный, воздушного охлаждения, бензиновый с звездообразным расположением цилиндров и с карбюраторным смесеобразованием. Двигатель имеет девять цилиндров, расположенных в одной плоскости на среднем картере; редуктор, понижающий частоту вращения вала воздушного винта относительно частоты вращения коленчатого вала; центробежный нагнетатель с односкоростным механическим приводом, смесесборник, диффузор и заднюю крышку.

Двигатель охлаждается воздухом, поступающим через жалюзи, установленные в лобовой части капота двигателя. Для повышения эффективности и обеспечения равномерного охлаждения всех цилиндров на них установлены воздушные дефлекторы. Детали двигателя смазываются маслом под давлением и разбрызгиванием. Запуск двигателя осуществляется сжатым воздухом.

Электрические провода, соединяющие магнето со свечами зажигания, заключены в экранированный коллектор проводов зажигания.

На двигателе установлены агрегаты: на вале винта — воздушный винт изменяемого шага; на картере редуктора — регулятор оборотов, на головке каждого цилиндра установлены по две свечи и пусковой клапан, на смесесборнике — карбюратор; на задней крышке — два магнето, масляный насос, бензиновый насос, распределитель сжатого воздуха, компрессор, генератор и датчик тахометра.

#### Основные технические данные двигателя М-14П

Условное обозначение двигателя	М-14П
Система охлаждения	воздушная
Число цилиндров	9
Расположение цилиндров	звездообразное
Порядок нумерации цилиндров	по часовой стрелке, если смотреть на двигатель спереди, считая верхний цилиндр первым; главный шатун расположен в цилиндре № 4
Система и передаточное число привода редуктора	планетарный с шестью сателлитами, одноступенчатый, передаточное число 0,658
Тип винта	В530ТА-Д35, изменяемого шага, тянущий
Тип нагнетателя и передаточное число привода	центробежный, одноступенчатый, односкоростной с механическим приводом, передаточное число 8,16
Высотность двигателя	невисотный
Время непрерывной работы двигателя, мин:	
а) на взлетном режиме, не более	5
б) на максимально допустимой частоте вращения, не более	1
в) на остальных режимах	неограниченно
Максимально допустимая частота вращения, об/мин	2950 (101%)
Минимально допустимая частота вращения (малый газ), об/мин	700 (24%)
Время перехода (приемистость) от режима малого газа до взлетного, не более, с	3

Режимы работы двигателя М-14П приведены в табл. 13.

**Работа двигателя в перевернутом полете**

Режимы работы	номинальные
Продолжительность непрерывной работы, мин.	2
Общее время работы за ресурс, не более, %	18

**Примечания.**

1. Мощность двигателя и удельные расходы топлива на всех режимах должны обеспечиваться при незагруженном генераторе и компрессоре.

2. В скобках даны номинальные значения частоты вращения коленчатого вала, выраженные в процентах по унифицированному тахометру (99,4% соответствуют 2900 об/мин коленчатого вала).

Таблица 13. Режимы работы двигателя М-14П.

Режим двигателя	Мощность у земли (приведенная), л.с.	Частота вращения коленчатого вала, об/мин	Удельный расход топлива (от - до), г/л.с.ч.	Давление за нагнетателем, мм рт. ст.
Взлетный	360—2%	2900+1%-2% (99%)	285-315	125+15 (избыточное)
Номинальный I	290—2%	2400±1% (82%)	280—310	95±15 (избыточное)
Номинальный II	240—2%	2050±1% (70%)	265—300	75±15 (избыточное):
Крейсерский I	0,75 от замеренной мощности II номинального	1860±1% (64%)	210—230	735±15 (абсолютное)
Крейсерский II	0,6 от замеренной мощности II номинального	1730±1% (59%)	215-235	670±15 (абсолютное)
Малый газ		700 не более (24%)		

**Топливо и система питания топливом**

Сорт топлива	бензин Б-91/115 ГОСТ 1012-72
Октановое число, не менее.	91
Тип карбюратора и количество	АК-14П, беспоплавокный, один
Давление топлива перед карбюратором, кгс/см <sup>2</sup> :	
на рабочих режимах	0,2—0,5
при минимальной частоте вращения, не менее	0,15
Температура воздуха на входе в карбюратор, °С	10—45
Бензиновый насос.	702МЛ
Сорт масла для летней и зимней эксплуатации	МС-20 или МК-22
Удельный расход масла на I крейсерском режиме, г/л. с. ч, не более	8 (в течение первого ресурса)
Масляный насос	МН-14А

**Температурные режимы головки цилиндра № 4**

Температура головок цилиндров, °С:	
- рекомендуемая	140-190
- минимально допустимая для нормальной работы двигателя	120
- максимальная при длительной работе двигателя	220
- максимально допустимая при взлете и наборе высоты не более 15 мин. и не более 5% от ресурса .	240

**Массовые данные и габаритные размеры двигателя**

Сухая масса двигателя	214±2% кг
-----------------------	-----------

В сухую массу двигателя не входят масса генератора, компрессора, фильтра тонкой очистки топлива с трубопроводами, кольцо подмоторной рамы, детали выхлопного коллектора, датчика тахометра.



### 3. Винт

Винт В5 30Т-Д35 используется на самолетах совместно с двигателем М-14, винт В5 30ТА-Д35 — с двигателем М-14П.

Винты — воздушные, тянущие, изменяемого в полете шага, двухлопастные, отличаются только углами установки лопастей.

#### Основные технические данные

Условное обозначение винта	В530Т-Д35	В530ТА-Д35
Тип двигателя	М-14	М-14П
Редукция двигателя	0,787	0,658
Минимальный угол установки лопасти на радиусе 1000 мм, град	12°±10'	14°30'±10'
Максимальный угол установки лопасти на радиусе 1000 мм, град	32°±30'	34°30'±30'
Тип винта	тянущий, автоматический, гидравлический	
Положение лопастей винта при остановке двигателя	на максимальном угле	
Схема действия	прямая	
Принцип действия	гидроцентробежный	
Направление вращения	левое	
Диаметр винта, м	2, 4	
Обозначение лопастей	Д-35	
Число лопастей	2	
Максимальная ширина лопасти, мм.	240	
Относительная ширина лопасти на радиусе 900 мм	С-0,065	
Расчетный момент инерции, кг/см <sup>2</sup>	44	
Диапазон поворота лопастей, град	20° ±40'	
Угол установки противовеса, град	25°±1°	
Разность углов установки противовеса для одного винта, не более	25'	
Масса винта, кг	40+2%	

**Конструкция винта.** Воздушный винт В530ТА-Д35 состоит из узлов корпуса, цилиндра, лопасти, деталей установки винта на вал двигателя и отоплителя винта.

Конструкция винта приведена на рис. 77. Корпус 10 служит для крепления всех узлов и деталей винта, а также для установки и крепления винта на валу двигателя 1. Для установки узлов лопастей 26 в корпусе имеется два лопастных гнезда. Установка и крепление лопастей в корпусе производится при помощи переходных стаканов 8, которые установлены на двух упорных роликовых подшипниках 7 и одном текстолитовом вкладыше 5 и закреплены гайкой корпуса 6. Эксцентрично расположенный палец переходного стакана с надетым на него сухарем 28 входит в проушину поводка 25. Таким образом, при перемещении поводка по ступице 17 переходной стакан поворачивается в корпусе в пределах установленного диапазона. Текстолитовый вкладыш 5 впрессован в гайку корпуса. Во вкладыше установлена манжета, предохраняющая смазку от выбрасывания. Для крепления манжеты и текстолитового вкладыша 5 в гайку корпуса ввертывается кольцо. Оно имеет резьбовые отверстия для крепления балансирующих пластин 4.

Контровка гайки корпуса осуществляется с помощью контровочных пластин 30 и винтов 16. Лопасти ввертываются в переходные стаканы на резьбе и фиксируются в нужном угловом положении с помощью хомутов противовесов 23, установленных на наружной проточке переходных стаканов. Три прорези, имеющиеся на переходном стакане, обеспечивают наружное крепление лопасти при затяжке болтового соединения на хомуте противовесов 23. Угловое перемещение противовесов фиксируется штифтом 18. Резьбовое крепление лопастей в переходных стаканах обеспечивает возможность замены поврежденных лопастей новыми в полевых условиях, а также транспортирование винта в разобранном виде.

В корпус запрессована и закреплена винтами ступица 17. По наружной ее поверхности перемещается поводок 25. Для уменьшения трения при перемещении в поводок запрессовывается текстолитовый вкладыш. От проворачивания поводок предохраняется двумя шпонками, закрепленными на нем винтами. Шпонки входят в соответствующие пазы на наружной поверхности ступицы. На корпусе имеются фланцы с торцевыми шлицами для соединения с валом двигателя 21 и с замком для присоединения узла цилиндра 22. Последний крепится на корпусе байонетным замком и контрится шпонкой 29, которая закрепляется к корпусу винтом, законтренным проволокой.

Герметичность рабочей полости узла цилиндра обеспечивается манжетами поршня 20. В центровое отверстие поршня входит штуцер маслопровода 19, который законтрен звездочкой 24 и стопорным кольцом 21. Поршень воспринимает давление масла в цилиндре и передает усилие давления на поводок для поворота лопастей в сторону малого шага. При переходе лопастей в сторону большого шага от центробежных сил противовесов поршень воспринимает давление от поводка и вытесняет масло из полости цилиндра. В носовой части поршня устанавливается регулировочное кольцо, с помощью которого производится регулировка диапазона поворота лопастей. Кольцо закреплено на поршне шплинтами.

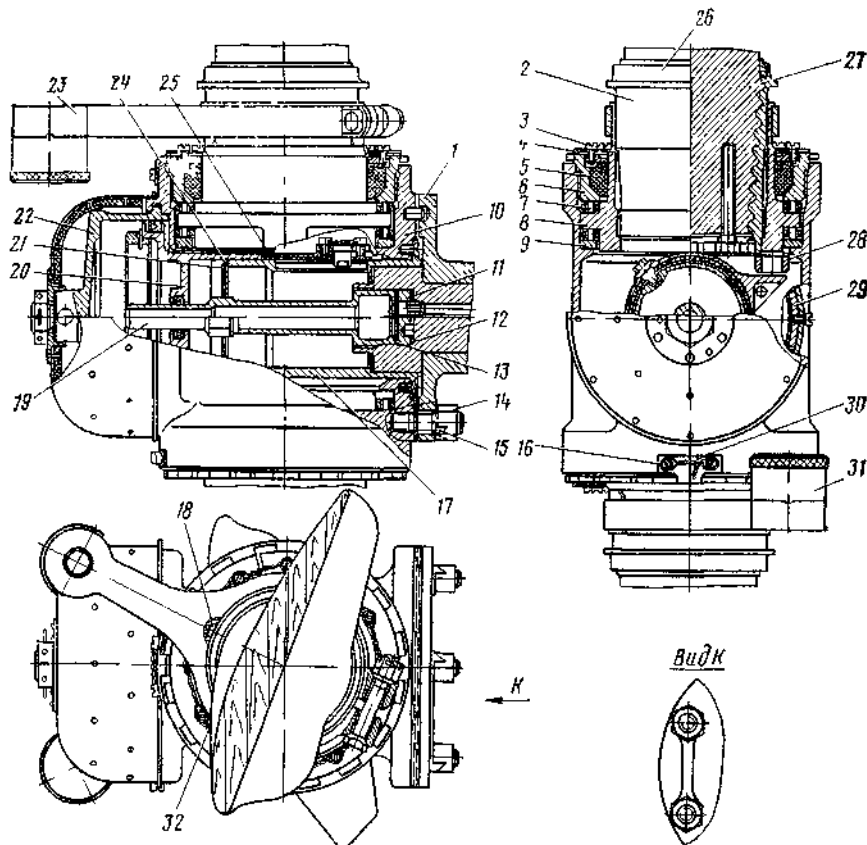


Рис. 77. Конструкция винта:

1 — вал двигателя; 2 — стакан лопасти; 3 — винт; 4 — пластина балансирующая; 5 — вкладыш текстолитовый; 6 — гайка корпуса; 7 — роликовый подшипник; 8 — стакан переходный; 9 — шайба упорная; 10 — корпус; 11 — переходник; 12 — прокладка переходника; 13 — прокладка штуцера; 14 — гайка; 15 — шайба контровочная; 16 — винт; 17 — ступица; 18 — штифт; 19 — штуцер маслопровода; 20 — поршень; 21 — кольцо стопорное; 22 — узел цилиндра; 23 — хомут противовеса; 24 — звездочка контровочная; 25 — поводок; 26 — лопасть; 27 — перо лопасти; 28 — сухарь пальца; 29 — шпонка цилиндра; 30 — пластина контровочная; 31 — узел противовеса; 32 — проволока.

Узел лопасти состоит из лопасти 27 и металлического стакана 2. Лопасть винта имеет профилированную часть, называемую пером, которая переходит в резьбовую часть, называемую комлем.

Профилированная часть или перо лопасти создает тягу воздушного винта, а резьбовой комель служит для закрепления лопасти в стакане.

В верхней части металлического стакана (при положении лопасти вверх) для предохранения резьбового соединения от попадания масла устанавливается уплотнительное кольцо. В нижней части стакана с целью устранения качки лопасти вследствие различных коэффициентов линейного расширения материалов устанавливаются торцовые шайбы с прокладками. Шайбы крепятся длинными болтами, вворачиваемыми в лопасть.

Для предохранения от охлаждения масла, особенно в зимних условиях, на резьбовой хвостик узла цилиндра 22 устанавливается отопитель.

**Принцип работы.** Воздушный автоматический винт изменяемого в полете шага приводится во вращение от двигателя через редуктор.

Винт превращает механическую работу двигателя в силу тяги за счет реакции отбрасываемой струи воздуха. Совместная работа винта и регулятора Р-2 обеспечивает автоматическое изменение шага винта, поддерживая этим постоянную частоту вращения двигателя на всех режимах полета самолета (рис. 78). Поворот лопастей на увеличение углов установки (шага) происходит под действием моментов, создаваемых центробежными силами противовесов, а на уменьшение углов — под действием моментов, создаваемых давлением масла на поршень, поступающего в цилиндр винта от маслонасоса регулятора.

При установившемся режиме, когда поступательная скорость самолета и мощность двигателя не меняются, центробежная сила грузов 6 уравновешена силой затяжки пружины 7 и золотник регулятора 12 находится в среднем положении, перекрывая своим буртиком канал А, ведущий к цилиндру винта 2. Масло в цилиндре оказывается закрытым, и угол установки лопастей не меняется; при этом масло из насоса 11 через редукционный клапан 10 перепускается обратно на вход в насос. При увеличении частоты вращения двигателя грузики 6 расходятся и, сжимая пружину 7, перемещают золотник регулятора 12 вверх. Полость цилиндра 2 через канал А сообщается с картером двигателя, и давление масла в цилиндре падает.

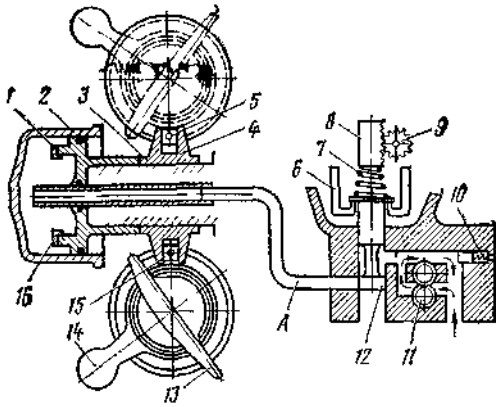


Рис 78 Схема работы винта:

1 — поршень; 2 — цилиндр винта; 3 — поводок; 4 — проушины поводка; 5 — пальцы; 6 — грузики; 7 — пружина, 8 — рейка; 9 — зубчатое колесо; 10 — редукционный клапан; 11 — насос; 12 — золотник регулятора; 13 — лопасти винта; 14 — противовесы; 15 — сухари; 16 — регулировочное кольцо; А — канал, ведущий к цилиндру винта

Лопасты 13 под действием момента, развиваемого центробежными силами противовесов 14, поворачиваются в сторону увеличения угла установки до тех пор, пока частота вращения винта не будет равна заданной.

При достижении заданной частоты вращения золотник 12 перекрывает канал А, слив масла из цилиндра и дальнейшее увеличение угла установки лопастей прекращаются.

При падении частоты вращения винта центробежная сила грузиков 6 уменьшается и они сходятся под действием силы затяжки пружины 7, золотник опускается и открывает доступ масла в канал А. Масло по каналу поступает в цилиндр винта и передвигает поршень 1, который поворачивает лопасть в сторону уменьшения угла установки лопасти, при этом частота вращения двигателя увеличивается.

При достижении заданной частоты вращения золотник 12 займет равновесное положение и дальнейшее уменьшение угла установки лопастей прекращается.

Принудительное переключение лопастей винта с малого угла установки на большой осуществляется следующим образом. Пилот с помощью рычага управления шагом винта через зубчатое колесо 9, рейку 8 и пружину 7 перемещает золотник 12 в крайнее верхнее положение. В этом случае полость цилиндра сообщается с картером двигателя. Под воздействием момента от центробежных сил противовесов лопасти поворачиваются в сторону увеличения угла, а эксцентрично расположенные на переходных стаканах пальцы 5 через сухари 15, находящиеся между проушинами поводка, перемещают поводок 3 вдоль ступицы влево. Связанный с поводком поршень перемещается им в том же направлении и вытесняет масло из полости цилиндра 2.

Движение поводка 3 и поршня 1 а, следовательно, и поворот лопастей прекращается в тот момент, когда регулировочное кольцо 16 поршня дойдет до упора в цилиндр.

Принудительное переключение лопастей винта с большого угла установки на малый осуществляется следующим образом. Пилот рычагом с помощью тяги перемещает золотник 12 вниз. При этом масло из насоса 11 по каналу А поступает в цилиндр винта 2, создавая давление на поршень 1, который перемещает его вдоль ступицы вправо. Поводок 3 через сухари, расположенные в его проушинах 4, перемещает эксцентрично расположенные пальцы 5 переходных стаканов и, преодолевая момент, создаваемый центробежными силами противовесов, поворачивает лопасти на меньший угол.

Движение поршня с поводком а, следовательно, и поворот лопастей в сторону меньшего угла, прекратится, когда поводок упрется в специальный буртик на корпусе втулки винта.

#### 4. Рама двигателя

Рама двигателя (рис. 79) представляет собой пространственную ферму сварной конструкции и предназначена для крепления двигателя к фюзеляжу самолета. Она состоит из кольца и четырех подкосов (двух верхних и двух нижних). Кольцо рамы сварено из стальной трубы марки 30ХГСА сечением 28×2 мм, к нему приварены под разными углами восемь ушков для крепления подкосов, которые штампованы из стали 30ХГСА; хвостовая часть ушка входит в сквозной паз трубы кольца и приваривается к ней. По внутренней окружности в плоскости кольца симметрично по отношению к вертикальной оси приварены восемь сварных коробочек под резиновые амортизационные пакеты крепления двигателя. Коробочки изготовлены из листовой стали 30ХГСА толщиной 2 мм, а подкосы рамы — из трубы 30ХГСА сечением 25Х1 мм. Трубы подкосов сварены попарно с вилками крепления рамы к фюзеляжу.

При этом одна из труб вставляется в стакан вилки и приваривается по вырезам, а другая приваривается к телу вилки. Для обеспечения прочности трубы между собой соединяются приварными коробочками из стали 30ХГСА. На нижних подкосах приварены ушки перемычек металлизации двигателя с планером самолета.

С противоположных концов в трубы подкосов вварены вилки из стали 30ХГСА, предназначенные для крепления кольца рамы двигателя.

Кольцо и подкосы рамы двигателя сварены аргонодуговой электросваркой и после сварки термически обработаны до  $\sigma_{\sigma} = 70-90$  кгс/мм<sup>2</sup>. Подкосы крепятся к кольцу восемью хромансильевыми болтами диаметром 8 мм, термически обработанными до  $\sigma_{\sigma} = 110-130$  кгс/мм<sup>2</sup>. Двигатель к раме крепится восемью шпильками, изготовленными из стали 30ХГСА диаметром 10 мм и термообработанными до  $\sigma_{\sigma} = 70-90$  кгс/мм<sup>2</sup>.

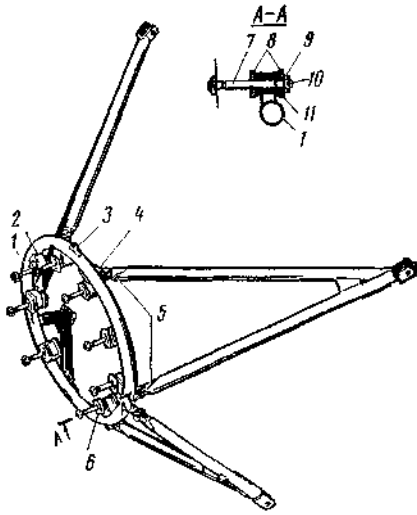


Рис. 79. Рама двигателя:

1 — кольцо; 2 — узлы крепления двигателя; 3 — ушко крепления металлизации; 4 — ушко крепления подкоса; 5 — подкосы, 5 — амортизационный пакет узла крепления двигателя; 7 — болт; 8 — шайба; 9 — гайка; 10 — шплинт; 11 — амортизационные резиновые втулки.

Для гашения вибраций в каждой коробочке рамы установлено по две амортизационных втулки, спрессованных из резиновой смеси.

Амортизационный пакет затягивается гайками с двух сторон при помощи тарированного ключа. Рама с двигателем крепится к узлам фюзеляжа четырьмя болтами из стали 30ХГСА диаметром 8 мм, термически обработанными до  $\sigma_b = 110\text{—}130 \text{ кгс/мм}^2$ .

При проведении летных ресурсных испытаний самолета было отмечено появление трещины в нижней части кольца моторамы в районе приварки коробочки крепления двигателя. Для устранения этого дефекта было произведено усиление путем увеличения толщины стенки и диаметра кольца с сечением  $27 \times 1$  на  $28 \times 2$ , а также улучшены сварка узлов рамы и контроль за ее выполнением.

### 5. Капот, жалюзи и воздухозаборник карбюратора

**Капот.** Двигатель на самолете закрывается съемным капотом. На входе в капот установлены управляемые жалюзи, обеспечивающие необходимый температурный режим двигателя.

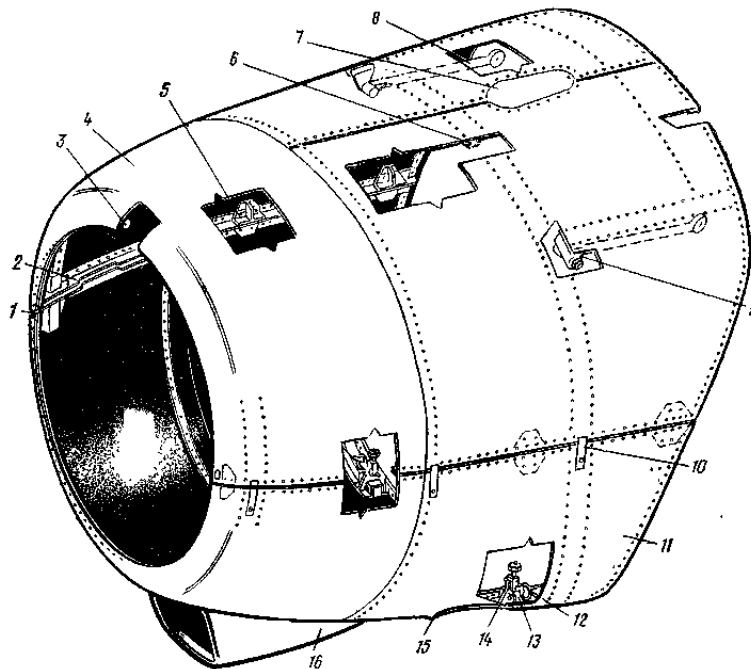


Рис. 80. Капот:

1 — фиксатор; 2 — продольный профиль; 3 — полукольцо; 4 — верхняя крышка; 5 — штыревой фиксатор; 6 — поперечный профиль; 7 — люк для прохода к заливной горловине маслабака; 8 — ось; 9 — кронштейн; 10 — стяжной замок; 11 — нижняя крышка; 12 — вилка; 13 — замок стопорный; 14 — кронштейн; 15 — вырез под выхлопной патрубком; 16 — заборник карбюратора.

Капот (рис. 80) состоит из верхней и нижней крышек.

Верхняя крышка с помощью двух осей, а нижняя с помощью двух кронштейнов шарнирно через резиновые амортизаторы крепятся к узлам, установленным на шпангоуте № 0. В закрытом положении верхняя и нижняя крышки стягиваются между собой с помощью трех левых и трех правых замков рычажного типа (рис. 81). В открытом положении капота верхняя крышка удерживается трубчатым складывающимся подкосом, установленным слева, а нижняя — ограничительным тросом.

Крышки капота выполнены из штампованных дюралюминиевых обшивок, подкрепленных угловыми продольными, П-образными поперечными профилями и накладками. В передней части к обшивкам крышек капота прикреплены полукольца, изготовленные из дюралюминиевых труб. Полукольцо нижней крышки на торцах имеет сферические фиксаторы, входящие при закрытом капоте в соответствующие отверстия на торцах полукольца верхней крышки. Задний обрез крышек капота окантован прессованным бульбовым профилем.

По разьему верхней и нижней крышек к обшивкам прикреплены прессованные уголкового профиля. К продольным профилям и обшивке справа и слева в заднем участке верхней крышки прикреплены штыревые фиксаторы, которые при закрытом капоте входят в отверстия гнезд на продольных профилях нижней крышки. В местах соединения продольных профилей крышек с поперечными прикреплены усиливающие накладки и установлены капотные замки. На верхней крышке капота имеется лючок для подхода к заливной горловине масляного бака. На нижней крышке в обшивке сделаны вырезы для вывода патрубков выхлопного коллектора за обводы капота и установлен заборник карбюратора. Вырезы под патрубки выхлопного коллектора окантованы накладками. В закрытом положении крышки капота опираются на внешнее кольцо жалюзи, кольцо дефлекторов двигателя и стягиваются шестью рычажными замками.

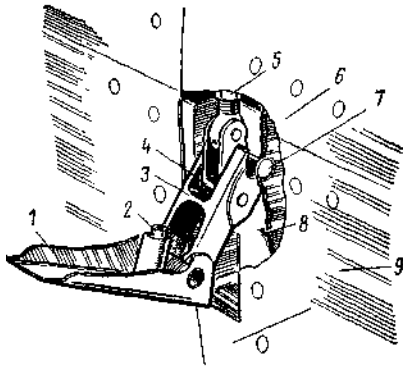


Рис. 81. Стяжной замок капота:

1 — крышка замка; 2 — стопор; 3 — рычаг; 4 — серьга; 5 — ушковый болт; 6 — верхняя крышка капота; 7 — штырь; 8 — отверстие основания замка под стопор; 9 — нижняя крышка капота.

**Жалюзи** (рис. 82) необходимы для регулирования температурного режима двигателя. Жалюзи в открытом положении улучшают обдув цилиндров двигателя. В закрытом положении преграждают вход набегающему потоку.

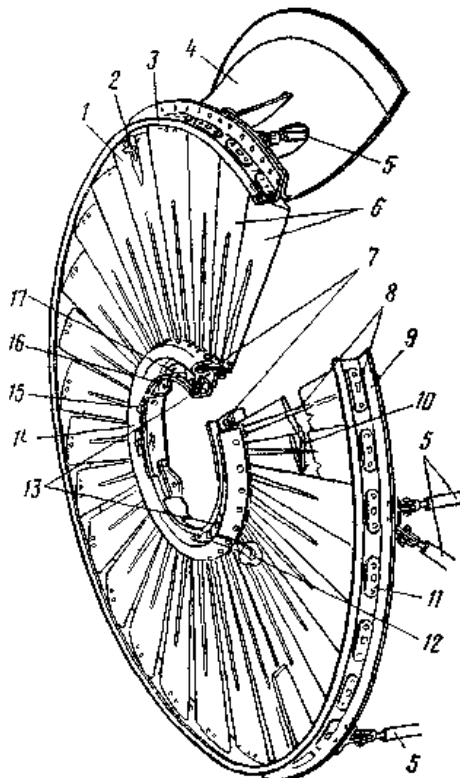


Рис. 82. Жалюзи:

1 — легкосъемная створка; 2 — шпингалет; 3 — прокладка; 4 — козырек; 5 — трубчатый раскос; 6 — створки; 7 — качалка; 8 — спица; 9 — внешнее кольцо; 10 — пружина; 11 — шайба; 12 — кронштейн крепления тяги управления; 13 — шарикоподшипники; 14 — подвижное кольцо; 15 — упор; 16 — внутренний неподвижный диск; 17 — направляющая.

Жалюзи — створчатого типа, состоят из внутреннего неподвижного диска, подвижного кольца, 38 створок и внешнего кольца, изготовленного из прессованного дюралюминиевого уголка. Неподвижный диск жалюзи крепится к картеру редуктора двигателя на четырех шпильках, а внешнее кольцо одиннадцатью трубчатыми раскосами — к шпилькам цилиндров двигателя.

Подвижное кольцо установлено на неподвижном диске и перемещается на трех шарикоподшипниках по стальным направляющим, приклепанным к неподвижному диску. Подшипники на неподвижном кольце установлены в пазах приливов и закреплены эксцентриковыми осевыми болтами. Подобное крепление подшипников позволяет устранять люфты и обеспечивать concentricity подвижного кольца относительно неподвижного диска. На большом приливе

подвижного кольца установлен кронштейн, к которому подсоединяется тяга управления жалюзи. Створки жалюзи изготовлены из листового дюралюминия.

Осями вращения створок являются стальные спицы, закрепленные на внешнем и стальном кольце, приклепанном к неподвижному диску. Створки связаны между собой попарно демпфирующими пружинами. К каждой створке приклепана стальная качалка с овальной прорезью. Через прорезь каждой качалки проходит поводковый болт. Поводковые болты качалок закреплены на подвижном диске.

При повороте подвижного диска поводковые болты за качалки поворачивают створки жалюзи. Поворот подвижного диска и, следовательно, угол поворота (открытия) створок жалюзи ограничивается упором, установленным на неподвижном диске. При полностью открытых жалюзи угол между хордами створок и направлением потока набегающего воздуха должен составлять не более  $20^\circ$ . Для обеспечения подхода к рычагу управления Р-2 одна из створок жалюзи сделана легкоъемной.

В шести створках жалюзи имеются вырезы под заборники воздуха для охлаждения генератора, воздушного компрессора и обогрева кабины. Для лучшего охлаждения верхних цилиндров двигателя к внешнему кольцу жалюзи вверху приклепан направляющий козырек. Управление жалюзи осуществляется с помощью рычага, установленного на центральном пульте.

Охлаждение генератора и компрессора, установленных на двигателе, осуществляется индивидуально. Устройство для подвода охлаждающего воздуха к генератору состоит из воздухозаборника, трубы и соединительного рукава. Заборный конус проходит через вырез в створках жалюзи и крепится широким концом с помощью четырех винтов к внешнему кольцу жалюзи. Второй конец конуса телескопически соединен с трубой, закрепленной своим фланцем с дефлектором цилиндра двигателя. Второй конец трубы с помощью резинового рукава и двух хомутов соединен с патрубком хомута генератора.

Устройство для подвода охлаждающего воздуха к компрессору состоит из заборной трубы и патрубка, направляющего воздух на обребнение цилиндра компрессора. Заборная труба с помощью фланца крепится к дефлектору цилиндра двигателя и телескопически соединена с патрубком обдува, который прикреплен хомутом к подкосу рамы двигателя.

**Воздухозаборник карбюратора.** На внешней части нижней крышки капота по оси симметрии установлен заборник карбюратора (рис. 83), который представляет собой кожух, изготовленный из листового материала АМЦА-М по АМТУ 252-57. К нему изнутри приклепана дюралюминиевая перегородка — дефлектор. В передней части дефлектора сделан прямоугольный вырез, закрытый пылефильтром. Он представляет собой металлические сетки «Дельбаго», скрепленные между собой с трех сторон с помощью окантовки, а с четвертой — с помощью двух накладок. Между сетками для жесткости помещены два ребра. Сетки пылефильтра образуют лабиринт для прохода воздуха.

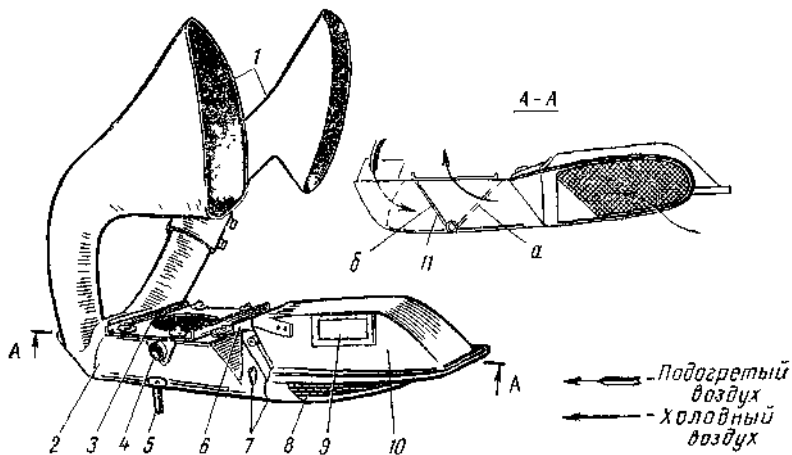


Рис 83. Воздухозаборник карбюратора:

1 — воздухозаборные раструбы; 2 — коробка подогревателя; 3 — фланец крепления воздухозаборника к карбюратору; 4 — штуцер крепления приемника термометра воздуха; 5 — сливная труба; 6 — кронштейн крепления обтекателя; 7 — винт и петля крепления пылефильтра к коробке подогревателя; 8 — пылефильтр; 9 — войлочные накладки; 10 — обтекатель пылефильтра; 11 — заслонка.

К прямоугольному отверстию дефлектора с внутренней стороны примыкает фланец всасывающего патрубка карбюратора. Вторым фланцем всасывающий патрубок крепится к фланцу карбюратора. Между фланцем карбюратора и фланцем всасывающего патрубка устанавливается металлическая сетка на паронитовой прокладке. На обогревательной коробке установлен всасывающий патрубок с фланцем и воздухозаборный раструб. Патрубок служит для подачи в коробку холодного воздуха от пылефильтра, раструб — для подачи теплого воздуха, нагретого при прохождении через обребнение цилиндров. Патрубок крепится к обогревательной коробке заклепками, воздухозаборный раструб — на петлях.

Внутри обогревательной коробки смонтирована управляемая заслонка, регулирующая поступление холодного и горячего воздуха. Она посажена на оси, установленной в шарикоподшипниках. С левой стороны к оси приварен выступающий поводок, к которому крепится тяга управления подогревом карбюратора. Управление заслонкой механическое и осуществляется ручкой, установленной на приборной доске в кабине.

**Обогревательная коробка клепаной конструкции.** С обеих сторон к коробке приклепаны фланцы с установленными в них шарикоподшипниками; кроме того, к коробке с левой стороны приклепан ограничитель перемещения поводка оси, а с правой — фланец для приемника термометра ТУЭ-48К, измеряющего температуру воздуха, поступающего в карбюратор.

К днищу коробки приклепана воронка с трубкой, которая входит в воронку на воздухозаборнике. Воронка предназначена для слива за капот бензина и конденсата, скапливающегося на дне коробки.

## 6. Выхлопной коллектор

Выхлопной коллектор (рис. 84) двигателя предназначен для сбора отработанных газов из цилиндров и отвода их в пожаробезопасную зону. Выхлопной коллектор состоит из правой и левой частей. Правая часть коллектора (по направлению полета) собрана из четырех секций и объединяет выхлоп пяти цилиндров. Первые три секции отводят газы из цилиндров 1, 9 к 8, четвертая секция — из цилиндров 6 и 7. Левая часть коллектора также состоит из четырех секций, отводящих отработанные газы из цилиндров 5, 4, 3 и 2.

Каждая секция состоит из двух половин штампованных патрубков, сваренных между собой. Патрубки изготавливаются из листовой стали толщиной 1 мм. На концах патрубков, подходящих к выхлопным окнам цилиндров, приварены ниппели, на которые надеты накидные гайки с ориентирующимися кольцами, обеспечивающими уплотнение соединения. Гайки после затяжки контрятся проволокой диаметром 1 мм (рис. 85).

Для соединения секций между собой к их концам приварены стальные втулки. Соединение секций в коллекторы выполнено стальными хомутами с прокладками, изготовленными из тонкой жаропрочной стали и асбеста, которые предотвращают прорыв выхлопных газов. Сползание хомутов в случае ослабления затяжки предотвращено ограничителями, приваренными к патрубкам секций. Правая и левая части коллектора заканчиваются выхлопными патрубками, выходящими за пределы контура капота через окно в его нижней крышке. При зимней эксплуатации самолета на правой секции выхлопного коллектора устанавливается калорифер системы обогрева кабины и обдува стекол.

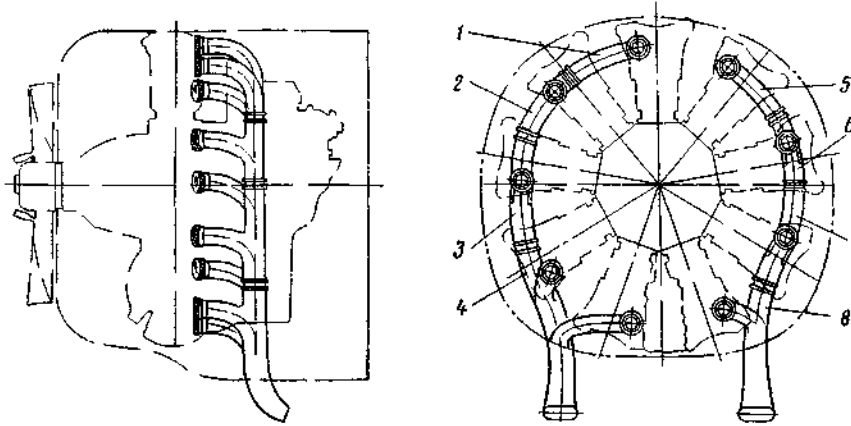


Рис. 84. Выхлопной коллектор:

1, 2, 3, 4, 6, 6, 7, 8 — патрубки

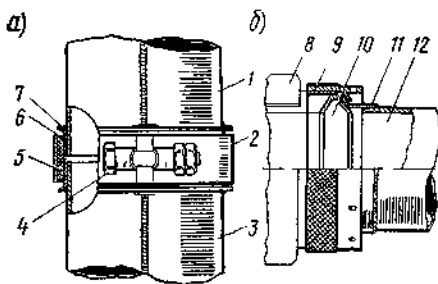


Рис. 85. Стык секций выхлопного коллектора и подсоединение их к двигателю.

а — стык секций выхлопного коллектора;  
б — соединение секций коллектора с двигателем;

1, 3 — секции коллектора; 2 — стяжной хомут; 4 — болт; 5 — металлоасбестовая прокладка; 6 — прокладка из жароупорной стали; 7 — втулка; В — головка цилиндра двигателя; 9 — гайка; 10 — упругое уплотнительное кольцо; 11 — ниппель; 12 — патрубок секции

## 7. Топливная система

Топливная система служит для размещения необходимого запаса топлива на самолете, питания двигателя топливом на всех режимах его работы и эволюциях самолета (рис. 86 и 87).

В качестве топлива для питания двигателя М-14П применяется бензин Б-91 с октановым числом не ниже 91.

Топливо на самолете размещено в двух основных баках емкостью по 95 л каждый и в расходном баке емкостью 3,5 л. Основные баки соединены с расходным баком трубопроводами с обратными клапанами. Обратные клапаны расположены в расходном баке служат для предотвращения перетекания топлива из расходного бака в основные и из одного основного бака в другой при кренах, самолета и других эволюциях, способных вызвать подобное перетекание. Каждый основной бак заправляется топливом через свою заливную горловину, а расходный бак наполняется перетеканием топлива из основных баков.

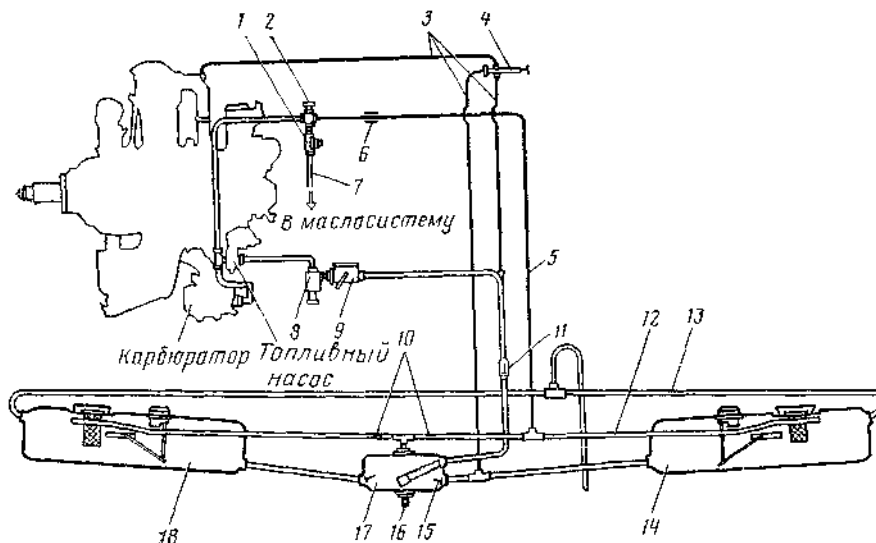
**Питание двигателя.** Топливо из основных баков самотеком поступает по трубопроводам через обратные клапаны в расходный бак который расположен ниже, чем основные баки. При работе двигателя топливо засасывается коловратным бензиновым насосом 702К, установленным на двигателе, из расходного бака. Пройдя через обратный клапан 11 (рис. 86), пожарный кран 9, топливный фильтр 8, топливо нагнетается насосом через фильтр тонкой очистки 8Д2966064 в топливную камеру карбюратора, к крану разжижения масла и датчику давления топлива П-1Б из комплекта ЭМИ-ЗК.

Из карбюратора топливовоздушная смесь подается в нагнетатель, а затем по трубам впуска - в цилиндры двигателя. После датчика П-1Б топливо через дроссель диаметром 0,8 мм поступает по трубопроводам перепуска в дренажную систему и сливается в расходный бак. Бензиновый коловратный насос 702К отрегулирован на давление 0,2—0,5 кгс/см<sup>2</sup>.

Контроль количества топлива осуществляется по указателю топливомера СБЭС-2077А, датчики которого расположены в основных топливных баках, а указатель с переключателем «Топливо сумма» и «Баки лев.— прав». — на приборной доске в кабине. Суммарный остаток топлива в основных и расходном баках, при котором в горизонтальном полете на табло в кабине загорается красная сигнальная лампа «Остат. топл.», составляет 30 л.

**Дренажная система** соединяет топливные баки с атмосферой.

Она обеспечивает выработку топлива в баках, выравнивание давления в них с атмосферным давлением при снижении самолета или подъеме на высоту. Система дренажа состоит из дренажного трубопровода основных баков, который связывает через тройник оба основных бака с атмосферой, и дренажного трубопровода расходного бака, связывающего расходный бак с основными баками, а через них с атмосферой.



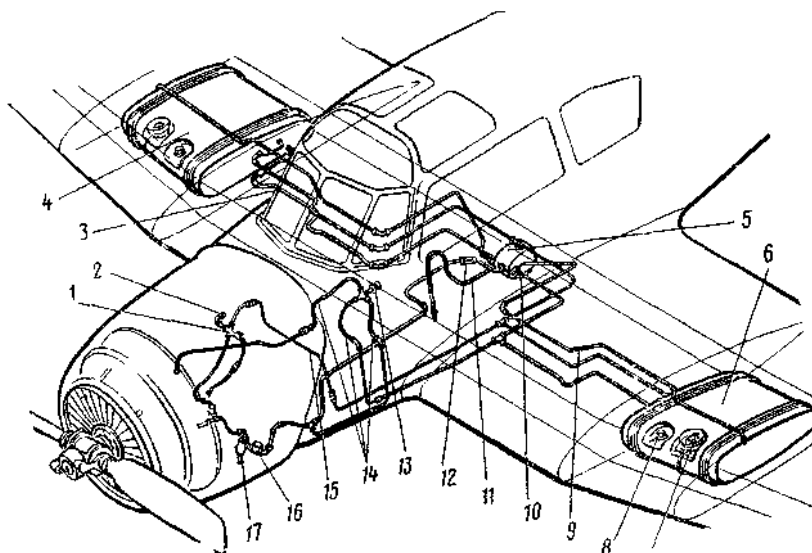
**Рис 86 Принципиальная схема топливной системы:**

1 – кран разжижения масла; 2 – датчик П1Б давления топлива; 3 – трубопроводы заливки; 4 – заливной шприц 740400; 5 – трубопровод перепуска; 6 – дроссель 0,8 мм; 7 – дроссель 1,5 мм; 8 – фильтр; 9 – пожарный кран; 10 – дроссели 1 мм; 11 – обратный клапан; 12 – дренажный трубопровод расходного бака; 13 – дренажный трубопровод; 14, 18 – основной топливный бак; 15 – обратный клапан расходного бака; 16 – сливной кран; 17 – расходный бак.

Дренажный трубопровод основных баков соединяется с атмосферой посредством дренажной трубки 11 (см. рис. 87), изготовленной в виде петли, которая предотвращает выброс топлива из баков через дренаж в атмосферу при эволюциях самолета, так как верхняя точка петли находится выше уровня топлива в баках.

Дренажная трубка выступает за обвод центроплана и имеет срез под углом 45° в сторону набегающего потока воздуха, который создает в баках небольшое избыточное давление, что способствует выработке топлива и препятствует выбросу топлива при ошибках пилотирования.

В дренажном трубопроводе расходного бака расположены два дросселя диаметром 1 мм, которые препятствуют перетеканию топлива при эволюциях самолета. Дренажные трубопроводы и трубопроводы топливной системы выполнены из алюминиевого сплава марки АМГ.



**Рис. 87. Размещение агрегатов топливной системы:**

1 — кран разжижения масла; 2 — датчик П-1Б давления топлива; 3 — трубопровод; 4, 6 — основной топливный бак; 5 — расходный бак



бак; 7 — заливная горловина; 8 - датчик топливомера; 9 — дренажный трубопровод; 10 — сливной кран; 11 — дренажная трубка; 12 — обратный клапан; 13 — заливочный шприц 740400; 14 — шланги заливки; 15 — трубопровод перепуска; 16 — пожарный кран; 17 — топливный фильтр.

**Система разжижения масла бензином.** В условиях низких температур окружающей среды масло, находящееся в двигателе и в масляной системе самолета, густеет, что затрудняет запуск и поступление масла в двигатель и может вызвать повреждение деталей и узлов при проворачивании коленчатого вала. Для облегчения и ускорения запуска двигателя, а также для сокращения времени на подготовку самолета к полету при низких температурах воздуха масло необходимо разжижать бензином в конце летного дня.

Для этого на самолете смонтирована система разжижения масла, состоящая из трубопроводов, гибких шлангов и электроклапана. Управление электроклапаном осуществляется включателем, расположенным на приборной доске.

Таблица 14. Продолжительность разжижения масла в двигателе

Продолжительность работы двигателя после предыдущего разжигания, ч-мин	Количество масла в баке перед разжижением, л		
	16	14	12
	Время открытия крана разжижения, мин-с		
0—15	1—20	1—15	1—10
0—30	2—20	2—00	1—50
0—45	2—45	2—30	2—15
1—00	3—10	2—50	2—30
Масло не разжижалось	3-35	3-15	2-50

Трубопровод для подвода бензина от бензинового насоса в нагнетающую маслomagистраль снабжен жиклером диаметром 1,5 мм, который пропускает необходимое количество бензина при разжижении. Разжижение масла марок МК-22 и МС-20 производится при температуре наружного воздуха ниже плюс 5°С бензином, на котором работает двигатель.

Для разжижения масла необходимо выполнить следующие операции:

- запустить и прогреть двигатель до температуры входящего масла 40°С;
- установить винт на малый шаг и рычагом газа установить частоту вращения 64%;
- нажать кнопку электроклапана ЭКР-3, при этом давление масла в двигателе может уменьшаться не более чем на 1,0 кгс/см<sup>2</sup>. Время открытия электроклапана определяется по табл. 14 в зависимости от количества масла в баке и продолжительности работы двигателя после предыдущего разжижения. Необходимое количество бензина для разжижения масла МК-22 и МС-20 берется из расчета 10—12% от количества масла, находящегося в масляной системе двигателя (по объему);
- отпустить кнопку электроклапана ЭКР-3 и, не меняя режима, дать двигателю проработать 3 мин для перемешивания бензина с маслом;
- остановить двигатель.

В процессе разжижения нельзя допускать повышения температур масла на входе в двигатель выше 50°С и головок цилиндров выше 160°С. Если во время работы двигателя на малом газе на земле давление масла упадет более чем на 1,0 кгс/см<sup>2</sup> (что может быть следствием понижения вязкости масла от чрезмерного разжижения бензином), необходимо слить масло из маслосистемы и залить ее свежим неразжиженным маслом и затем вновь проверить давление масла на работающем двигателе. Во время работы двигателя на разжиженном масле давление масла может вначале снизиться на 1,0 кгс/см<sup>2</sup> ниже нормального, но после 20—30 мин работы оно восстанавливается.

**Система заливки и запуска двигателя.** К системе заливки двигателя относятся заливочный насос и трубопроводы, соединяющие его с двигателем.

Заливка топлива в цилиндры двигателя, а также заполнение топливом участка трубопроводов системы между обратным клапаном и карбюратором перед запуском двигателя осуществляются при открытом пожарном кране заливочным насосом 740400, рукоятка которого расположена на приборной доске в кабине.

Заливочный насос применяется также для создания давления топлива при проверке системы на герметичность и может служить аварийным источником давления в топливной системе при отказе бензинового насоса. Он представляет собой обычный тип поршневого насоса.

При движении плунжера насоса на себя поршень создает разрежение, и топливо из системы поступает по каналу в цилиндр насоса. При движении плунжера от себя поршень подает топливо через клапан по трубопроводу в двигатель. Запуск двигателя производится сжатым воздухом из воздушной системы при помощи кнопки запуска, электропневмоклапана ЭК-48М и пусковой катушки.

Перед запуском двигателя необходимо произвести заливочным насосом летом две-три подачи, а зимой три-пять подачи топлива в двигатель, установив рукоятку насоса в положение «Цилиндр», и создать давление бензина перед карбюратором 0,2—0,5 кгс/см<sup>2</sup>, установив рукоятку в положение «Магистраль», после чего производить запуск двигателя.

При запуске двигателя сразу же после первых всплесков следует произвести дополнительную подачу топлива заливочным насосом для облегчения перехода двигателя на питание от карбюратора. Количество подач топлива при наличии всплесков не ограничено.

## 8. Агрегаты топливной системы

**Основные топливные баки** (рис. 88) емкостью по 95 л каждый служат для размещения запаса топлива на самолете и расположены в левой и правой консолях крыла между передним и задним лонжеронами и нервюрами № 5

и 8А. Каждый бак сварной конструкции и состоит из двух днищ, перегородок и обечайки. В перегородках выштампованы отверстия для облегчения и соединения отсеков бака между собой. Перегородки и зиги на обечайке придают баку необходимую жесткость. К верхней части обечайки бака приварены фланец с чашкой заливной горловины и фланец со шпильками для крепления датчика топливомера.

В заливную горловину бака вставляется сетчатый фильтр и крышка с мерной линейкой. Винт траверсы крышки заливной горловины контрится проволокой. К штуцеру, приваренному к чашке заливной горловины, подсоединена сливная трубка, выходящая за обшивку крыла. Трубка служит для слива топлива, попавшего в чашку во время заправки бака. Сливная трубка отбортована к обечайке бака с помощью хомутов, которые крепятся винтами. Они ввернуты в резьбовые гнезда, сваренные в обечайку. Корпус датчика топливомера крепится к фланцу топливного бака на семи шпильках с помощью гаек, которые контрятся керновкой.

В одно из днищ бака сварены резьбовые гнезда для соединения с трубопроводом отвода топлива в расходный бак и с дренажной трубкой, направленной внутрь бака для соединения верхней полости бака с верхней полостью расходного бака. К этому же днищу приварено ушко для крепления металлизации.

К другому днищу приварено резьбовое гнездо для соединения воздушной полости бака с атмосферой. Наружная дренажная трубка крепится к верхней обечайке с помощью хомутов. Винты крепежных хомутов ввертываются в резьбовые гнезда, приваренные к обечайке. В нижнюю часть обечайки бака сварено гнездо, в которое вворачивается и контрится проволокой сливная пробка.

Крепление бака осуществлено по нервюрам № 6 и 8. Средние верхние части этих нервюр представляют собой П-образные профили. Бак подтягивается к этим профилям металлическими лентами, одни концы которых крепятся к профилям нервюр, а другие стягиваются с помощью тандеров, которые контрятся проволокой. На поверхности П-образных профилей и лент, прилегающих к баку, наклеены полосы фетра, предохраняющие баки от потертостей.

В процессе эксплуатации наблюдались случаи течи бензобаков по сварным швам и заклепкам баков. Для исключения этих случаев в процессе эксплуатации на всех самолетах сняты баки старой конструкции, установлены баки с увеличенной толщиной материала и введены более жесткие обечайки. Для своевременного выявления течи бензобаков необходимо при техническом обслуживании самолета производить их внимательный осмотр.

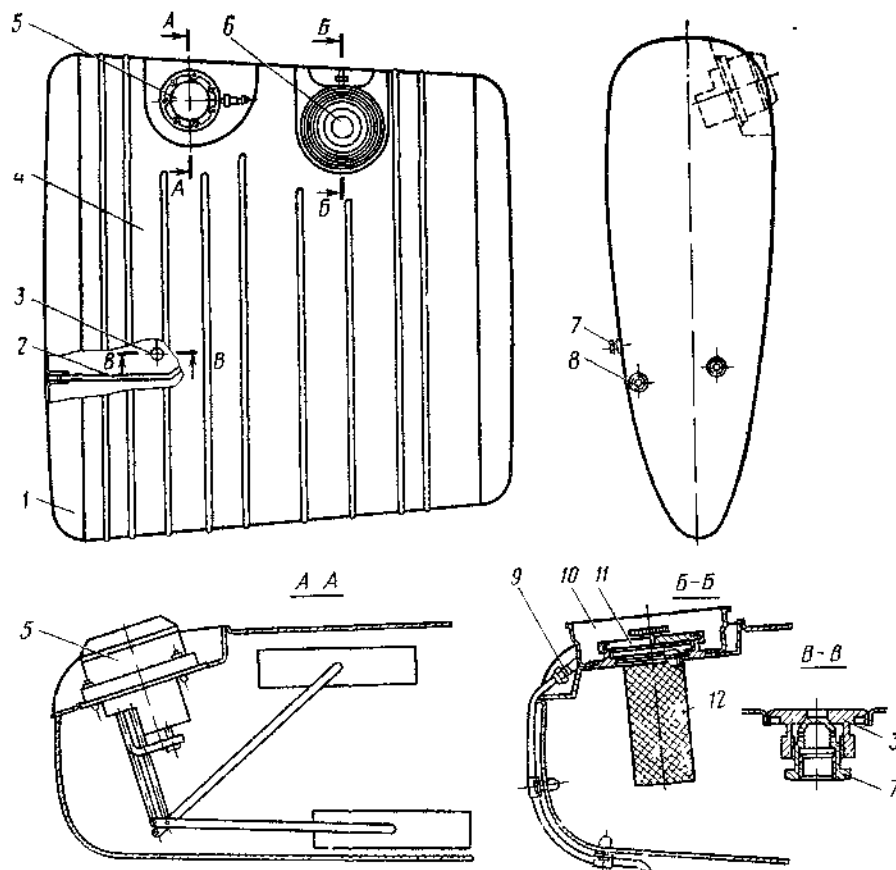


Рис. 88 Топливный бак основной

1 — днище бака, 2 — резьбовое гнездо с дренажной трубкой; 3 — гнездо сливной пробки; 4 — обечайка; 5 — датчик топливомера; 6 — заливная горловина с крышкой; 7 — сливная пробка, 8 — резьбовое гнездо, 9 — штуцер со сливной трубкой; 10 — чашка заливной горловины, 11 — крышка заливной горловины; 12 — фильтр.

Для выявления производственных дефектов баки после изготовления испытываются на вибрацию и герметичность. На вибрацию они испытываются в течение 30 мин с амплитудой 0,3 мм при частоте 31 кол/с, а на герметичность — под давлением 0,12 кгс/см<sup>2</sup>. После испытания баки покрываются желтой эмалью.

**Расходный бак** емкостью 3,5 л расположен в межлонжеронной части центроплана по оси симметрии самолета у заднего лонжерона и крепится к нему. Расходный бак сварной конструкции состоит из двух днищ и обечайки. Для

обеспечения необходимой жесткости на обечайке имеются два кольцевых зига. Симметрично оси бака в левое и правое днища вварены два штуцера, являющиеся гнездами для обратных клапанов. Установка обратных клапанов непосредственно в баке предотвращает растекание топлива по трубопроводу при эволюциях и ликвидирует опасность появления воздушной пробки за лепестком клапана.

В наивысшей точке обечайки бака вварен штуцер для подвода дренажной трубы, которая объединяет расходный бак с воздушной полостью основных баков. В передней части обечайки по оси симметрии бака имеется штуцер для установки внутрибакового заборника топлива, который представляет собой гофрированный резиновый шланг с металлической втулкой на свободном конце. Шланг позволяет осуществлять забор топлива из расходного бака при любых положениях самолета в полете.

В нижнюю поверхность обечайки вварен штуцер, в который вворачивается и контрится проволокой сливной кран. Он имеет две полости, разделенные штоком. Слив топлива осуществляется при крайнем правом положении штока. Фиксация положения при этом производится при помощи штифта, опирающегося на плоскость гайки. При закрытии крана необходимо ручку развернуть так, чтобы штифт попал в прорезь гайки. При этом пружина с силой прижимает резиновый вкладыш штока к корпусу сливного крана, перекрывая доступ топлива в сливную полость.

**Обратные клапаны.** В топливной системе установлены три обратных клапана.

Два обратных клапана расположены в гнездах левого и правого днищ расходного бака и служат для предотвращения перетекания топлива из расходного бака в основные при кренах самолета.

Третий клапан расположен на трубопроводе отвода топлива из расходного бака и служит для предотвращения возврата топлива в расходный бак из трубопровода системы при заливке перед запуском.

Все три обратных клапана имеют одинаковую конструкцию, каждый из которых состоит из корпуса со штуцером, в который ввернут второй штуцер с лепестковым клапаном.

**Пожарный кран** (рис. 89) служит для прекращения подачи топлива к карбюратору двигателя при длительной стоянке самолета, аварийных ситуациях, вынужденной посадке. Пожарный кран состоит из корпуса, клапана, рычага, пружинного упора, оси, уплотнения оси, гайки уплотнения оси и герметизирующих прокладок в разъемах.

В корпусе крана имеются два отверстия входа и выхода топлива. Во входное отверстие ввернуто гнездо, борт которого служит седлом клапана. Последний шарнирно крепится к двум щекам, а щеки в свою очередь к одному концу пружинного упора. Другой конец упора закреплен в приливе крышки корпуса крана.

Защелка жестко закреплена между щеками. В защелке и в щеках имеется квадратное отверстие, в которое входит ось, на шлицы которой насажен рычаг, связанный с проводкой управления пожарным краном.

Крышка крана крепится к корпусу шестью болтами с гайками, контрящимися пружинными шайбами.

Управление пожарным краном (ПК) осуществляется с помощью рычага ПК на приборной доске в кабине. При перемещении рычага ПК на себя движение через проводку и рычаг управления пожарным краном передается на ось. Защелка, щеки, клапан, пружинный упор поворачиваются вместе с осью, и пружина упора сжимается до определенного предела. При дальнейшем повороте пружина упора разжимается, клапан плотно прижимается к седлу и фиксируется защелкой в этом положении — пожарный кран закрыт. При передвижении рычага ПК от себя кран открывается и в конце поворота фиксируется, когда один конец пружинного упора, скользящий по профильной поверхности, западет за выступ защелки.

**Топливный фильтр** (см. рис. 89) служит для фильтрации топлива перед входом в бензиновый насос двигателя.

Фильтр состоит из корпуса, фильтрующего элемента, пружины, крышки со сливной пробкой и скобы. В корпусе имеются два отверстия: входа и выхода топлива. Во входное (переднее) отверстие ввернут переходник пожарного крана, в выходное (верхнее) - угольник, соединенный со шлангом, подводящим топливо к насосу.

Фильтрующий элемент состоит из каркаса с припаянными к нему латунной сеткой, фланцем и доньшком.

В собранном фильтре фильтрующий элемент своим фланцем прижат усилием пружины к корпусу фильтра у гнезда выхода топлива.

Пружина одним концом опирается в доньшко фильтрующего элемента, а другим в крышку, к которой она крепится винтом. Крышка прижата к корпусу через резиновую прокладку с помощью скобы и двух шпилек с гайками. Одна из гаек — барашковая — контрится проволокой, а другая шплинтом. Шпильки шарнирно закреплены в проушинах корпуса.

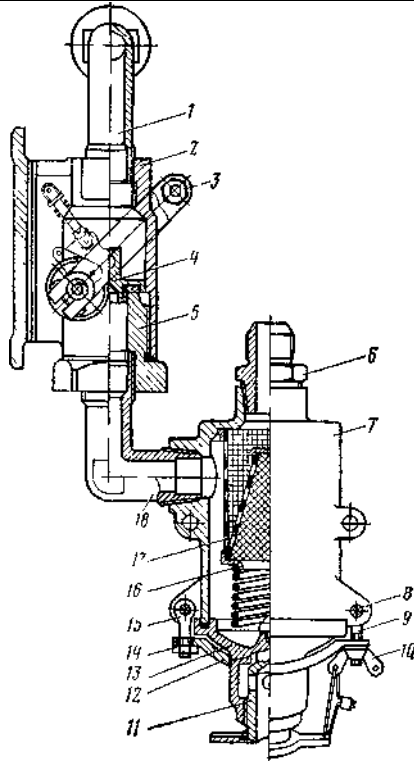


Рис. 89. Фильтр с пожарным краном:

1, 18 — угольник; 2 — корпус пожарного крана; 3 — рычаг пожарного крана; 4 — клапан; 5, 14 — гайки; 5 — штуцер; 7 — корпус фильтра; 8 — ушки крепления крышки; 9, 15 — ушковые болты; 10 — барашковая гайка; 11 — сливная пробка; 12 — траверса; 13 — крышка; 16 — пружина, 17 — сетка.

В гнездо крышки корпуса фильтра ввернута пробка для слива отстоя, законтренная проволокой совместно с барашковой гайкой крепления крышки. Топливо из пожарного крана через переходник, ввернутый в боковое отверстие корпуса фильтра, поступает в полость, заключенную между корпусом и фильтрующей сеткой, проходит через сетку фильтрующего элемента и выходит через угольник, ввернутый в верхнее отверстие корпуса.

Пожарный кран и топливный фильтр крепятся к шпангоуту № 0 фюзеляжа.

**Фильтр тонкой очистки** служит для очистки топлива от механических примесей перед входом в карбюратор и обеспечивает тонкость фильтрации 30 мк; он состоит из корпуса с резьбовыми гнездами для входного и выходного штуцеров, крышки, фильтроэлемента и перепускного клапана.

Топливо из корпуса проходит сквозь сетку фильтроэлемента, оставляя на ней механические примеси, и попадает во внутреннюю полость фильтра. При засорении фильтрующего элемента между внешней и внутренней полостями фильтра создается перепад давлений, отжимающий перепускной клапан. При этом топливо, минуя фильтрующий элемент, поступает через перепускной клапан к входному штуцеру.

Фильтрующий элемент фиксируется в корпусе при полном затягивании резьбовой крышки. Фильтр крепится на противопожарной перегородке с помощью имеющихся в его корпусе установочных гнезд.

**Заливочный насос** служит для заливки топливом цилиндров двигателя и топливной магистрали перед запуском двигателя, а также может непродолжительно служить аварийным источником подачи топлива при отказе бензинового насоса двигателя.

Заливочный насос (рис. 90) состоит из корпуса, в который установлен поршень с рукояткой и золотником. К корпусу тремя болтами крепится головка с обратными клапанами и тремя штуцерами.

К одному штуцеру, снабженному шариковым клапаном, подходит топливо из бака, через два других штуцера топливо подается по трубопроводам в цилиндры двигателя и к карбюратору для заливки бензинового насоса 702МЛ на двигателе.

Насос работает при двух положениях рукоятки: «Заливка цилиндров» или «Заливка насоса». В других положениях поршень не имеет поступательного движения. Эти положения фиксируются при помощи специального выступа на поршне, входящего в один из двух пазов, имеющихся в корпусе. При движении рукоятки на себя создается разрежение в цилиндре и топливо из системы устремляется по каналу в цилиндр заливочного насоса. При движении рукоятки насоса от себя поршень выталкивает топливо в цилиндры двигателя или топливную магистраль заливки бензонасоса в зависимости от положения рукоятки.

В полете рукоятка насоса должна находиться в положении «Выключено» (от себя).

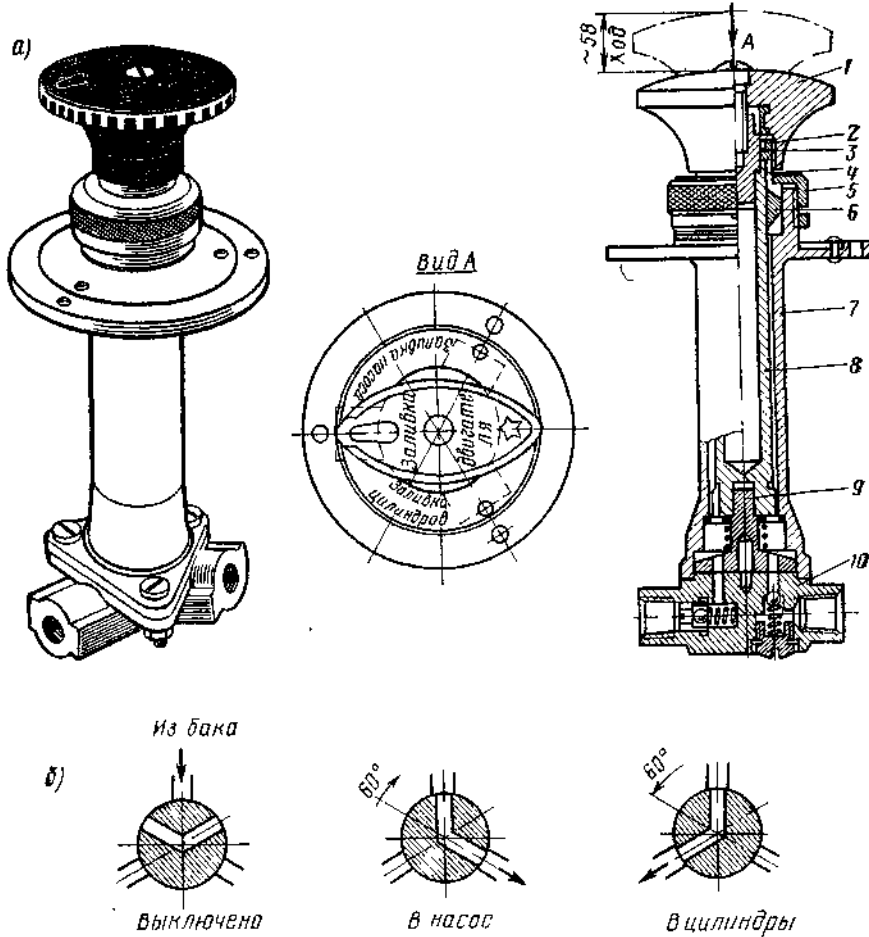


Рис. 90. Заливочный насос:

- а — конструкция;  
 б — схема работы;
- 1 — рукоятка;  
 2 — втулка;  
 3 — пружина;  
 4 — опорная втулка;  
 5 — гайка;  
 6 — уплотнитель (сальник);  
 7 — корпус;  
 8 — поршень (плунжер);  
 9 — золотник;  
 10 — головка с обратными клапанами.

Заливочный насос установлен на приборной доске кабины и крепится на трех винтах.

**Кран разжижения масла.** В качестве крана разжижения масла используется электромагнитный топливный клапан 772 (рис. 91). Клапан предназначен для открытия и закрытия топливной магистрали. Управление клапаном дистанционное.

Корпус 1 отлит из алюминиевого сплава. В нижней части корпуса имеются два отверстия с резьбой К1/8" для входа и выхода топлива. В верхней части корпус имеет цилиндрическое углубление, в котором находится седло клапана. На клапане 2 укреплен прокладка из фольги и слоя резины, нанесенного вулканизацией.

Своей притертой поверхностью клапан прижат к седлу корпуса через штифт 8 усилием пружины 4, находящейся в сердечнике 3, который через резиновую прокладку крепится к корпусу клапана совместно с колпаком 6 винтами 9.

Обмотка катушки 5 намотана на сердечник 3 и с внутренней и наружной стороны изолирована слоями лакоткани. Один конец обмотки катушки припаян к сердечнику 3, а другой выведен к контакту 7. Сердечник 3 изготовлен из электромеханической стали и служит замыкающим звеном в силовом магнитном поле. При протекании электрического тока через обмотку катушки сердечник намагничивается. Под действием силы магнитного поля клапан 2, преодолевая усилие пружины и давление топлива, притягивается к сердечнику 3, открывая проход топливу. При выключении питания клапан 2 под действием пружины 4 возвращается в первоначальное положение.

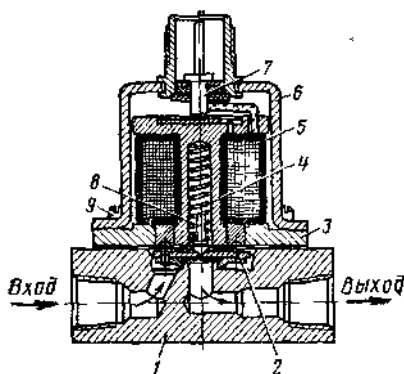


Рис. 91. Электромагнитный топливный клапан 772

Кран крепится к нулевому шпангоуту фюзеляжа. Управление краном производится нажимным выключателем «Разжижение масла», расположенным на левой панели приборной доски кабины.

### 9. Масляная система

Масляная система (рис. 92) предназначена для подачи смазки к трущимся деталям, их охлаждения и питания маслом насоса регулятора оборотов двигателя. В качестве смазки для двигателя М-14П применяются масло МК-22 или МС-20 ГОСТ 1013-49. В эксплуатации допускается смешение указанных масел в любых пропорциях. Масляная система самолета состоит из насоса, бака емкостью около 24 л, фильтра с карманом, радиатора, трубопроводов, приемников и указателя давления и температуры масла. К масляной системе подключена система разжижения масла бензином с краном разжижения.

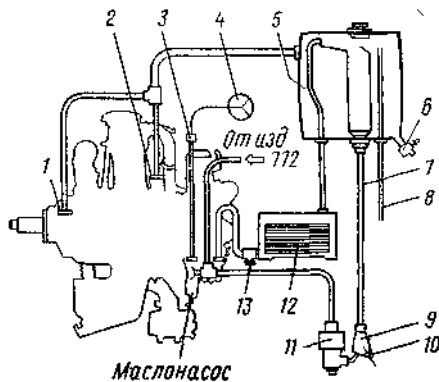


Рис. 92. Принципиальная схема масляной системы:

- 1 — передний суфлер двигателя;
- 2 — задний суфлер двигателя;
- 3 — приемник П-15Б давления масла;
- 4 — указатель УКЗ-1 из комплекта ЭМИ-3К;
- 5 — маслобак;
- 6 — сливной кран маслобака;
- 7 — трубопровод;
- 8 — дренажная трубка;
- 9 — маслокарман;
- 10 — датчик П-1 температуры масла;
- 11 — маслофильтр;
- 12 — воздушно-масляный радиатор;
- 13 — сливная пробка.

Циркуляция масла в системе принудительная, осуществляется двухступенчатым шестеренчатым насосом, установленным на задней крышке картера двигателя. Он имеет нагнетающую и откачивающую ступени. Маслопроводами в основном служат шланги оплеточной конструкции и частично жесткие трубы. Все трубопроводы и агрегаты масляной системы окрашены в коричневый цвет.

Во время работы двигателя масло из циркуляционного колодца маслобака самотеком поступает по шлангу в маслокарман и далее через фильтр на вход к маслонуасосу. Затем нагнетающей ступенью насоса масло под давлением подается в двигатель. Пройдя по каналам, зазорам между трущимися поверхностями деталей, через форсунки направленной смазки, регулятор оборотов и цилиндр воздушного винта, масло стекает в отстойник двигателя. Из отстойника масло через фильтр забирается откачивающей ступенью маслонуасоса, прокачивается через маслорадиатор и охлажденное подается в бак через подводящую трубку на лоток циркуляционного колодца, где происходит отделение воздуха (пенотгашение). По лотку масло опять стекает в циркуляционный колодец.

Суфлирование внутренних полостей масляного бака и двигателя осуществляется через два верхних суфлера картера двигателя, соединенных общим трубопроводом с верхней полостью бака. Она в свою очередь сообщается с атмосферой через дренажную трубу. Давление и температура входящего в двигатель масла контролируется электрическим индикатором ЭМИ-3К, в комплект которого входят указатель УКЗ-1 и три приемника. Указатель индикатора расположен на приборной доске в кабине экипажа. Приемник давления масла П-15Б смонтирован на внутренней стороне противопожарной перегородки и соединен с нагнетающей магистралью масляной системы двигателя рукавом.

Приемник П-1 температуры входящего масла установлен в маслокармане, закрепленном совместно с фильтром на противопожарной перегородке. Третий приемник давления топлива П-1Б комплекта ЭМИ-3К. расположен в топливной системе. Для охлаждения масла в системе предусмотрен воздушно-масляный радиатор с регулируемой площадью сечения выходного канала. Регулировка площади сечения производится управляемой заслонкой.

**Масляный бак** (рис. 93) металлический, сварной конструкции, состоит из обечайки, двух днищ, циркулярного колодца с лотком, диафрагм жесткости и шарикового клапанного механизма. Обечайка, днища, лоток и диафрагмы изготовлены из полунагартованного листового алюминиевого сплава. Сверху в бак вварена заливная горловина с крышкой. К крышке горловины прикреплена масломерная линейка, на которой просверлены отверстия с расстояниями между центрами (делениями), равными по объему 1 л.

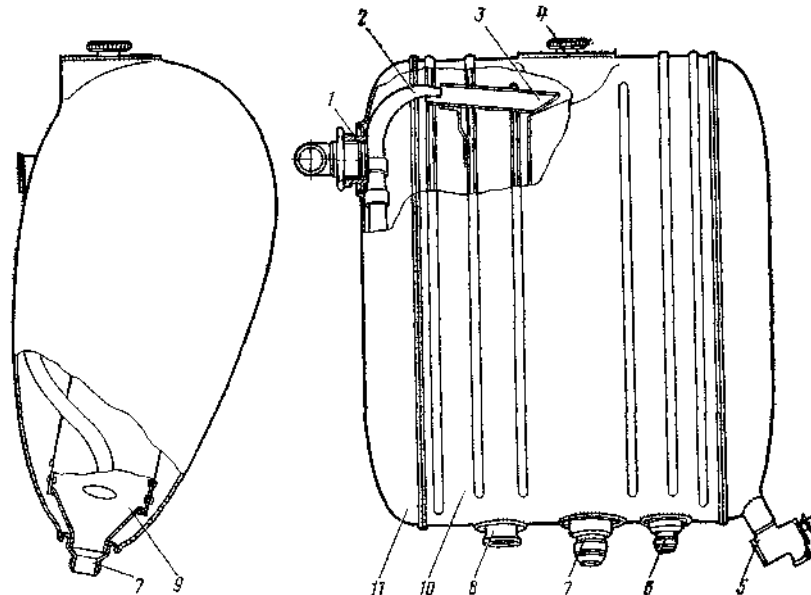


Рис. 93. Масляный бак:

1 — штуцер, соединяющий бак с суфлерами двигателя; 2 — подводящая трубка; 3 — лоток; 4 — заливная горловина; 5 — сливной кран; 6 — штуцер дренажа; 7 — штуцер отвода масла к масляному фильтру; 8 — штуцер подвода масла от маслорадиатора; 9 — циркуляционный колодец; 10 — обечайка бака; 11 — днище бака.

Верхнее отверстие соответствует максимальной заправке - 20 л, а нижнее — минимально допустимому количеству масла в баке— 7 л. На уровне нижнего отверстия красным анодированием нанесены отметка и стрелка. Полная емкость маслобака 24 л.

Бак в нижней части имеет штуцера для присоединения шланга подвода масла из радиатора, отвода масла в двигатель, сливного крана 600500А и дренажной трубки. Вверху правого днища бака расположен штуцер, к которому подсоединяется трубопровод суфлирования двигателя. Циркуляционный колодец, размещенный внутри бака, улучшает работу маслосистемы. Благодаря ему в циркуляции (и разжижении масла бензином) участвует только та часть масла, которая находится в колодце, трубопроводах, агрегатах системы и в двигателе. Это обеспечивает быстрый подогрев масла после запуска двигателя и быстрое испарение бензина при работе двигателя на разжиженном масле. Циркуляционный колодец выполнен в виде цилиндра с жесткостями и лотком в верхней части и с отверстиями в нижней.

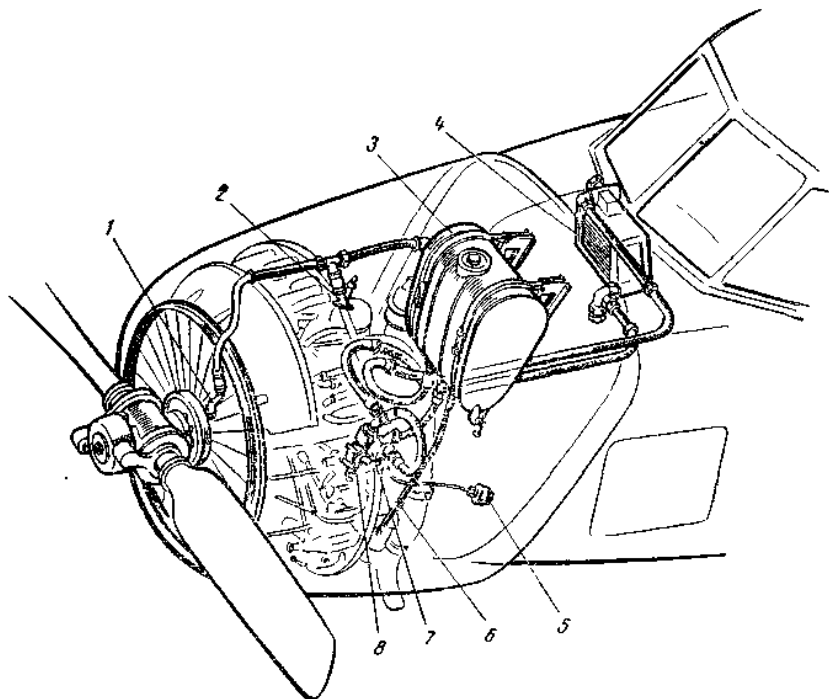
Слив масла из системы осуществляется через сливные устройства бака, радиатора и фильтра. Размещение агрегатов маслосистемы на самолете показано на рис. 94. Нижняя часть циркуляционного колодца соединена с отводящим штуцером. Три прямоугольных отверстия, расположенные под углом 120° в нижней части циркуляционного колодца, обеспечивают постепенную циркуляцию всего объема масла, находящегося в баке.

Дренаж верхней полости бака осуществляется трубкой, соединенной с дренажным штуцером и проходящей внутри бака снизу вверх. Трубка закреплена к днищу бака хомутом. Слив масла из маслобака осуществляется через сливной кран нажимного типа.

Масляный бак устанавливается в верхней части противопожарной перегородки на двух ложементах, оклеенных войлоком, к которым он крепится дюралюминиевыми лентами с тендерами и резиновыми прокладками, предохраняющими бак от потергостей.

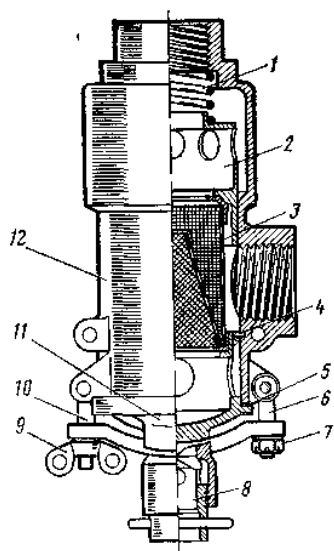
**Сливной кран масляного бака** состоит из корпуса, клапана, пружины, штока, доньшка и направляющей штока. Корпус имеет резьбовой штуцер для ввертывания крана в бак и цилиндрический штуцер под сливной шланг.

При нажатии штока клапан открывает проходное отверстие для слива масла. Диаметр входного отверстия сливного крана 13 мм, а выходного — 12 мм. Кран рассчитан на рабочее давление до 0,5 кгс/см<sup>2</sup>.

**Рис 94. Размещение агрегатов  
маслосистемы.**

- 1 — передний суфлер двигателя;
- 2 — задний суфлер двигателя;
- 3 — маслобак;
- 4 — воздушно-масляный радиатор;
- 5 — приемник П-15Б давления масла;
- 6 — дренажная трубка;
- 7 —маслокарман;
- 8 — маслофильтр.

**Маслокарман с фильтром** сварной конструкции, корпус его состоит из обечайки, сделанной из листовой стали толщиной 0,8 мм, доньшка, изготовленного из аналогичной стали толщиной 1 мм, угольника и двух штуцеров. К верхнему штуцеру подходит трубопровод от маслобака. В нижнем штуцере имеется датчик П-1 температуры масла из комплекта индикатора ЭМИ-ЗК.

**Рис. 95. Масляный фильтр:**

- 1 — пружина; 2 — стакан; 3 — сетка; 4—опорное кольцо; 5 — прокладка; 6, 10 — ушковый болт; 7 — гайка; 8 — сливной штуцер; 9 — барашковая гайка; 11 — крышка; 12 — корпус.

Угольник маслокармана ввернут в боковое отверстие корпуса фильтра.

Фильтр (рис. 95) состоит из корпуса, отлитого из алюминиевого сплава, пружины, стакана, фильтрующего элемента, крышки со сливной пробкой и крепления крышки к корпусу. На крышку надета кольцевая герметизирующая резиновая прокладка. Корпус имеет два отверстия с резьбой: боковое — для входа масла, верхнее — для выхода фильтрованного масла. Конструкция фильтра обеспечивает легкое снятие фильтрующего элемента для осмотра или промывки без слива масла из маслобака. При снятии крышки с фильтрующей сеткой стакан, опирающийся на корпус верхнего кольца сетки, опускается вниз до опорного кольца и своей образующей перекрывает входное отверстие в корпус. Фильтр закреплен внизу справа на лицевой стороне противопожарной перегородки с помощью двух болтов и дополнительного крепежного хомута.

**Воздушно-масляный радиатор 2281-2-0** предназначен для охлаждения масла двигателя и редуктора. Радиатор (рис. 96) состоит из блока охлаждающих элементов 1, двух брусков 2, крышек входа 3 и выхода 5. На основании 6 при помощи болтов установлен терморегулятор 7, служащий для регулирования температуры масла на выходе из маслорадиатора. На объект радиатор крепится при помощи профилей 4 и 8.



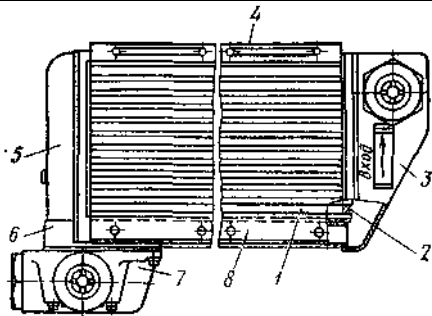


Рис. 96. Воздушно-масляный радиатор 2281-2-0

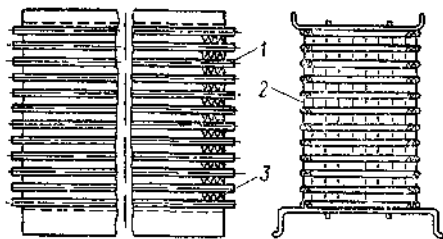


Рис. 97. Блок охлаждающих элементов

Блок охлаждающих элементов (рис. 97) состоит из трубок 1. Для увеличения поверхности охлаждения и придания блоку большей жесткости внутри трубок и между трубками помещены гофрированные пластины: гофры для внутреннего 2 и внешнего 3 оребрения.

Элементы блока охлаждения соединены между собой методом спекания. Для этого концы трубок вставлены в отверстия брусков, на поверхности которых нанесен слой силумина. Соединение элементов осуществляется путем нагревания конструкции в печи с последующим подогревом горелкой. При этом силумин расплавляется и соединяет трубки с брусками. Крышки приварены по периметру к доскам и перегородкам аргонодуговой сваркой.

Для соединения радиатора с подводящим и отводящим маслопроводами к крышкам приварены по два штуцера. Благодаря этому радиатор можно использовать для правой и левой установок. При этом штуцеры, к которым не подходят трубопроводы, заглушены.

Терморегулятор 7 (см. рис. 96) предназначен для регулирования температуры масла на выходе из радиатора путем частичного перепуска холодного масла помимо охлаждающих элементов. Терморегулятор состоит из корпуса, изготовленного из алюминиевого сплава АЛ-9, и ввернутого в него клапана.

Клапан (рис. 98) состоит из патрона 1, в котором находится термочувствительная масса 2, закрытая резиновой мембраной 3, на нее опирается резиновая пробка 4 со штоком клапана 5. Клапан 6 навинчен на шток 5 и опаян припоем ПОС-40. Направляющей для штока служит втулка 7, завальцованная в патрон 1. Поступательное движение штока клапана 5 происходит под действием сил, возникающих в результате расширения термомассы при повышении температуры масла. При этом клапан 6 доходит до седла, перекрывая путь маслу. Обратное движение штока при понижении температуры масла осуществляется возвратной пружиной 8, расположенной в стакане 9 и зажатой в нем при помощи тарелочки 10.

Предохранительная пружина 12 устанавливается с обратной стороны патрона 1. Пружина 12 предназначена для предохранения радиатора от разрушения в случае, когда клапан закрыт, а сопротивление радиатора резко возросло вследствие изменения температуры масла на входе или при мгновенном повышении давления масла. Пружина 12 помещается в стакане 11 и затянута штуцером 14. Герметичность соединения клапана обеспечивается резиновой прокладкой 13.

**Работа маслорадиатора.** Горячее масло от двигателя через штуцер поступает в крышку и, пройдя последовательно по трубкам, поступает в выходной штуцер. Горячее масло при движении по трубкам отдает тепло холодному воздуху, проходящему между трубками.

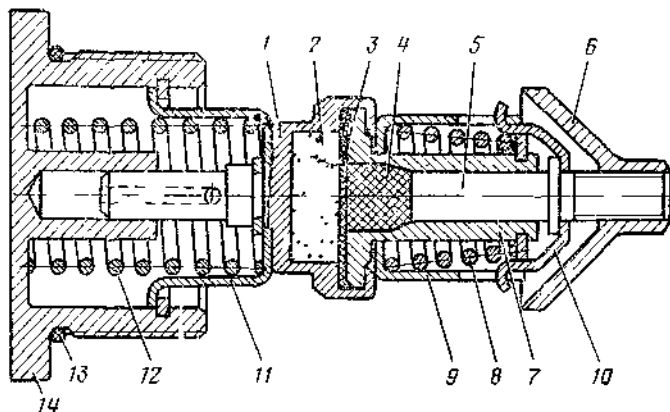


Рис 98 Конструкция клапана терморегулятора

В начале работы двигателя масло в системе холодное. Перепускное отверстие в корпусе терморегулятора в этом случае открыто, и часть масла, минуя охлаждающие элементы, по перепускной магистрали идет на выход. При повышении температуры масла на выходе из радиатора термочувствительная масса 2 (см. рис. 98) увеличивает свой

объем, давит на мембрану 3 и через пробку 4 передает усилие на шток клапана 5, который, двигаясь, сжимает возвратную пружину 8.

Таким образом, с повышением температуры проходное сечение перепускного отверстия постепенно уменьшается, и при температуре масла на выходе из радиатора +60°C отверстие полностью перекрывается. При этом горячее масло целиком пойдет только по охлаждающим элементам.

При понижении температуры на выходе ниже 60°C объем термочувствительной массы уменьшается, усилие на мембрану становится слабее и возвратная пружина 8 разжимается. Под действием этой пружины шток отходит и открывает перепускное отверстие, через которое часть масла проходит без охлаждения в радиаторе.

Если резко повышается гидравлическое сопротивление в охлаждающих элементах (трубках) в случае, когда клапан закрыт, то давление, действующее на клапан, воспринимается пружиной 12, которая сжимается и открывает путь маслу через перепускное отверстие.

Масляный радиатор установлен с правой стороны в лобовом отсеке центроплана.

#### Основные данные масляного радиатора

Фронтальная поверхность охлаждения по воздуху, м <sup>2</sup>	0, 03
Охлаждающая поверхность по воздуху, м <sup>2</sup>	1, 84
Максимальная температура масла на входе в радиатор, °С	120
Максимальное давление на входе в радиатор, атм	2
Разрушающее давление в масляной полости, атм	8

### **10. Система управления двигателем.**

Управление двигателем (рис. 99) включает в себя управление нормальным газом (наддувом), регулятором оборотов (шагом винта), пожарным краном, обогревом карбюратора, жалюзи капота, заслонкой выходного канала масляного радиатора. Управление наддувом, регулятором оборотов, створкой выходного канала масляного радиатора, подогревом карбюратора и жалюзи капота осуществляется с помощью рычагов, установленных на центральном пульте кабины, а пожарным краном - рукояткой, установленной справа на левом щитке приборной доски.

Проводка управления двигателем выполнена тягами полужесткого типа с шаровыми и вильчатыми наконечниками. В проводку управления створкой масляного радиатора дополнительно включены жесткая тяга и качалка. Полужесткие тяги изготовлены из стального троса, медных направляющих труб и стальных наконечников. Соединение тяг с рычагами, расположенными на центральном пульте, а также с рукояткой управления пожарным краном осуществлено вильчатыми наконечниками, с рычагами агрегатов — шариковыми и вильчатыми наконечниками. Для уменьшения трения тросов в направляющих трубках применяется смазка ЦИАТИМ-201.

Тяги управления двигателем отбортованы к конструкциям самолета посредством колодок с кронштейнами, а места прохода тяг через противопожарную перегородку герметизированы. Рычаги управления наддувом и шагом винта имеют стопорящее устройство. Стопорение рычагов возможно в любом из положений и осуществляется рукояткой, установленной на центральном пульте несколько ниже рычагов управления наддувом и шагом винта.

Схематическое изображение устройства для крепления рычагов управления наддувом и шагом винта и работа механизма стопорения изображены на рис 100. Устройство состоит из кронштейна 9, на боковых щечках которого на оси 13 установлены рычаги управления наддувом 5 и шагом винта 4.

На кронштейне 9 с помощью П-образных разделительных перегородок 11 соосно оси 13 установлен механизм стопорения, в состав которого входят обжатые с помощью упорных втулок 19 и установленные на штоках 14 и 16 демпфирующие звездообразные пружины 12, а также соединенные между собой неподвижно гайки 22 и 24, разделительная шайба 23, стопор 15, который на внешней поверхности имеет рукоятку 7. Между тормозным диском 20 и демпфирующей пружиной 12 на разделительной перегородке 11 со стороны рычагов управления силовой установки 4, 5 подвешены тормозные диски 21, а со стороны пружин 12 — упорные диски 25, на которых имеется контактный буртик.

Между штоками 14, 16 и рычагами управления силовой установкой 4, 5 на оси 13 установлены упорные втулки 18. Разделительные перегородки 11 устанавливаются с помощью винтов и анкерных гаек на кронштейне 9 и фиксируют штоки 14 и 16 от проворачивания.

Упорные втулки 19 фиксируются на штоках 14 и 16 расчеканкой.

При верхнем положении рукоятки стопора 7 штоки 14 и 16 прижаты к разделительной шайбе 23 и удерживаются от случайных перемещений силой трения. Между дисками 20 и 21 имеется зазор Б, благодаря которому рукоятки управления силовой установки расторможены. При движении рукоятки стопора 7 из крайнего верхнего в крайнее нижнее положение гайки 22 и 24, имеющие левую и правую резьбу, вращаются.

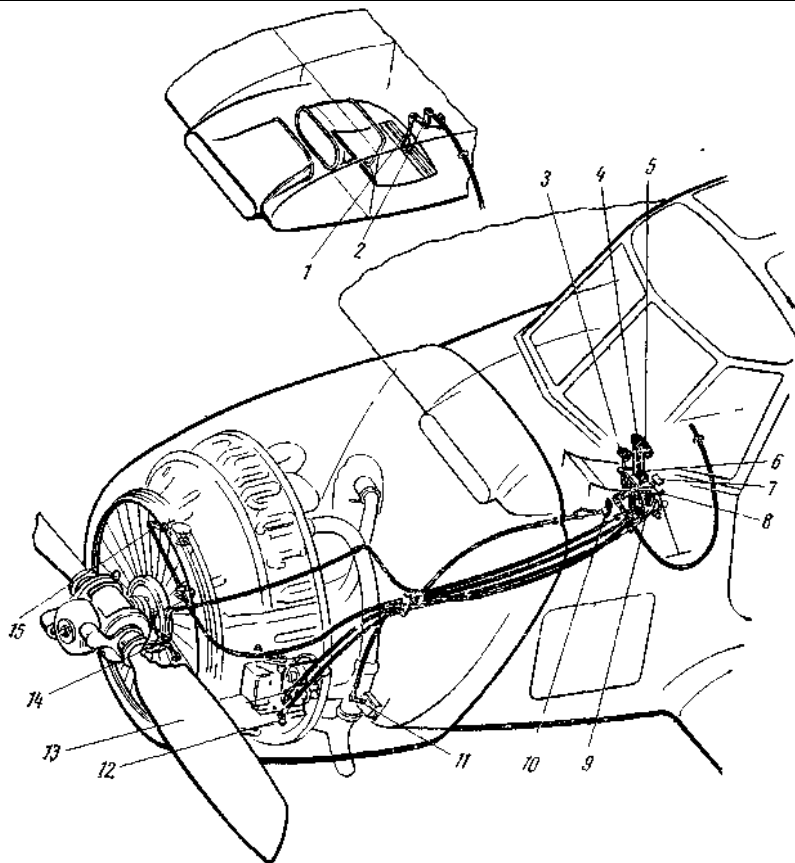


Рис 99. Управление двигателем:

1 — тяга створки маслорадиатора; 2 — качалка управления створкой маслорадиатора; 3 — рукоятка управления створкой маслорадиатора; 4 — сектор ВИШ; 5 — сектор газа; 6 — рукоятка управления жалюзи капота; 7 — рукоятка стопора; 8 — рукоятка управления подогревом карбюратора; 9 — кронштейн; 10 — рукоятка управления пожарным краном; 11 — рычаг управления пожарным краном; 12 — рычаг управления подогревом карбюратора; 13 — рычаг управления дроссельной заслонкой; 14 — рычаг управления жалюзи; 15 — рычаг управления регулятором оборотов.

Зафиксированные от проворачивания перегородками 11 и связанные по резьбе с гайками 22 и 24 штоки 14 и 16 отходят от разделительной шайбы 23 и вначале выбирают между фрикционными дисками зазоры Б, а затем через контактные буртики сжимают пружины 12. Разворот рукоятки стопора 7 будет продолжаться до тех пор, пока штоки 14 и 16 не упрутся в упорные втулки 18. Все фрикционные диски будут сжаты и рукоятки управления силовой установкой застопорены в заданном положении.

### 11. Основные правила эксплуатации и уход за силовой установкой

Технология обслуживания силовой установки состоит из ухода за двигателем и узлами его крепления, капотом, жалюзи, воздушным винтом, за системами охлаждения, управления, всасывания, выхлопа, запуска, зажигания и за топливной и масляной системами.

**Уход за двигателем и его установкой.** Необходимо систематически следить за состоянием узлов крепления двигателя к моторной раме и резиновых амортизационных втулок, проверять сварные швы и узлы моторной рамы, не допуская образования в них трещин, своевременно выполнять осмотры и регламентные работы по двигателю и его агрегатам, предусмотренные инструкцией по эксплуатации двигателя.

**Уход за капотом.** При систематических осмотрах следует очищать капот от копоти, масла и грязи салфеткой, смоченной в бензине. Полагается проверять состояние заклепочных швов (не ослаблены ли заклепки), состояние узлов капота (нет ли трещин и деформаций), проверять состояние замков и надежность их закрытия, следить за появлением наклеек на обшивке, свидетельствующих о том, что она касается деталей двигателя (зазоры должны быть не менее 5 мм).

Необходимо проверять зазор между трубкой передней части капота и кольцом жалюзи, который должен быть не менее 3 мм.

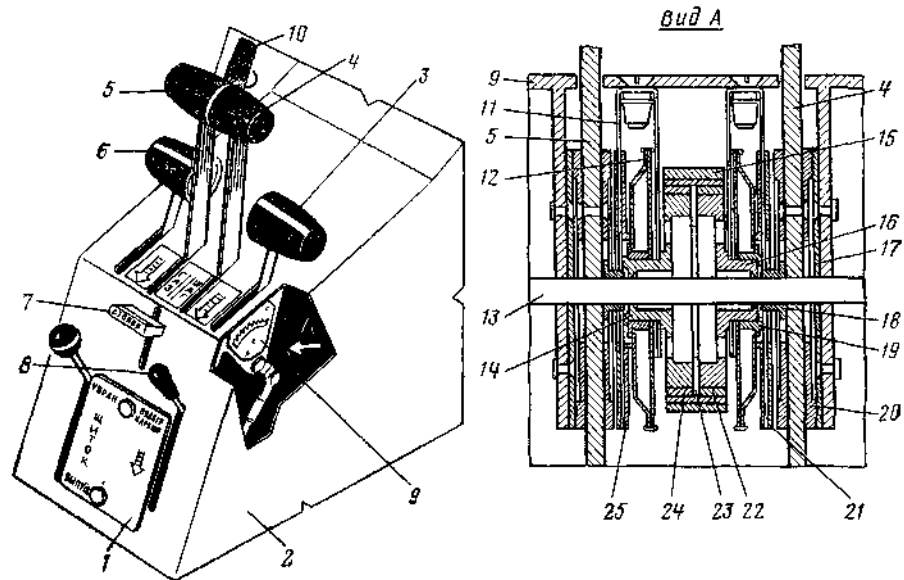


Рис. 100. Средний пульт и механизм стопорения:

1 — табло; 2 — каркас пульта; 3 — рукоятка управления створкой маслорадиатора; 4 — рычаг управления шагом винта; 5 — рычаг управления наддувом; 6 — рукоятка управления жалюзи капота; 7 — рукоятка стопора; 8 — рукоятка управления подогревом карбюратора; 9 — кронштейн; 10 — рукоятка управления пожарным краном; 11 — разделительная перегородка; 12 — демпфирующая пружина; 13 — ось; 14, 16 — штоки; 15 — стопор; 17, 20, 21 — тормозные диски; 18, 19 — упорные втулки; 22, 24 — гайки; 25 — упорный диск

**Уход за жалюзи и системой охлаждения двигателя.** Систематически следует промывать и смазывать шарнирные соединения, проверять работу механизма управления жалюзи, не допускать трения створок о диски и кольцо жалюзи, проверять зазор между створками при закрытом положении жалюзи, который допускается до 2 мм, а между отдельными створками до 4 мм (обеспечение зазора достигается регулировкой длины тяги управления).

Необходимо следить за состоянием и креплением дефлекторов двигателя и за зазорами между дефлектором и головкой цилиндра.

**Уход за воздушным винтом.** Для обеспечения нормальной эксплуатации винта необходимо проводить предполетные, послеполетные и периодические осмотры его состояния. После первого полета, после 10 ч работы и регулярно после каждой двухсотчасовой наработки следует производить подтяжку гаек крепления винта. Момент затяжки  $10^{-2}$  кгс×см.

Перед и после каждого полета следует осматривать лопасти: рабочую часть пера, оковку и приклеиваемую часть. Поверхности лопастей должны быть ровными и гладкими, без каких-либо срывов лакокрасочного покрытия, забоин и открытых мест древесины. Замеченные дефекты покрытия необходимо устранять.

Недопустимы для эксплуатации лопасти с большими, глубокими продольными трещинами в покрытии, являющимися следствием трещин в самой древесине или в местах ее склейки. Лопасти с такими трещинами необходимо снимать с эксплуатации и отправлять в ремонт.

Во время эксплуатации наиболее часто повреждается оковка лопастей. Небольшие вмятины на оковке глубиной до 5 мм, появляющиеся вследствие попадания в плоскость вращения винта мелких предметов, не влияют на аэродинамические качества винта. Такие винты допускаются к дальнейшей эксплуатации. Лопасти с более глубокими повреждениями оковки, сопровождаемые трещинами, должны сниматься с эксплуатации и отправляться в ремонт. Механические повреждения лопастей могут в основном возникать при работе винта на земле, поэтому должны быть приняты все меры для предохранения покрытия лопастей и оковки от повреждений при запуске, пробе двигателя и рулении.

Перед запуском двигателя необходимо очистить площадку перед винтом от посторонних предметов — гравия, мелких кусочков льда и т. д. При наземной работе винта следует оберегать лопасти от случайных ударов. При затяжке винта на валу двигателя недопустимо подкладывать под конец лопасти козелки или стремянки; лопасть следует поддерживать руками.

Особенно осторожно необходимо обращаться с задней кромкой лопасти, которая легко может смяться под действием местных нагрузок и ударов. При длительных стоянках самолета на винт следует надевать брезентовый чехол.

Лакокрасочное покрытие лопастей винта при высокой температуре портится, поэтому концевую часть лопасти следует оберегать от чрезмерного нагрева при подогреве двигателя в холодную погоду. Для этого нужно покрыть чехлом двигатель так, чтобы горячий воздух не попал на винт.

В тех случаях, когда требуется подогреть втулку винта (загустело масло в цилиндре), лопасти винта следует тщательно изолировать от горячего воздуха.

Допускаются в эксплуатацию винты с лопастями, имеющими мелкие повреждения лакокрасочного покрытия: небольшие поперечные трещины, кольцевые трещины по буртику металлического стакана, трещины по кромке металлической окантовки и потертости лакокрасочного покрытия на оковке.

**Уход за системой управления двигателем.** При уходе за системой управления двигателем необходимо:

- систематически проверять состояние и контрольку соединений проводки управления двигателем;

- следить за тем, чтобы рычаги на пультах управления при отклонении в крайние положения не упирались в колодочки пультов;
- при крайних отклонениях рычагов на пультах рычаги на карбюраторе должны становиться на упоры (их регулирование производится путем изменения длины тяги ввертыванием или вывертыванием вилки наконечника);
- кожухи тросов не должны иметь резких перегибов и вмятин, на участках движения наконечников кожухи тросов должны быть прямолинейными.

**Уход за системой всасывания.** Необходимо систематически следить за креплением подогревателя к карбюратору, исправностью работы тяги управления заслонкой (она должна вращаться без заеданий и трений), чистотой пылефильтра, креплением всасывающих патрубков, не допуская ослабления затяжки гаек.

**Уход за системой выхлопа.** При уходе за системой выхлопа следует следить за состоянием выхлопного коллектора двигателя, проверять надежность его крепления к двигателю, надежность затяжки хомутов в разъемах патрубков. При обнаружении прорывов газов в соединениях нужно производить подтягивание хомутов, а при необходимости заменять прокладки под хомутами.

Полагается проверять, нет ли трещин в сварных швах, а также не прогорели ли детали коллектора, наличие зазоров между коллектором и деталями двигателя (зазоры должны быть не менее 3 мм).

**Уход за системой запуска.** При уходе за системой запуска необходимо следить за герметичностью системы запуска, состоянием трубопроводов и их соединений, надежностью работы пусковых клапанов, герметичностью их крепления на цилиндрах, правильностью регулировки распределителя сжатого воздуха, а также проверять заливную систему на герметичность при работе заливочным насосом.

**Уход за масляной системой.** Полагается систематически следить за состоянием маслобака, фильтров, трубопроводов и шлангов, чистотой дренажных трубок, герметичностью соединений маслосистемы.

Течь в системе следует устранять подтягиванием гаек и заменой трубопроводов. При необходимости необходимо регулировать давление масла и менять масло согласно инструкции по эксплуатации двигателя.

Систематически нужно следить за чистотой масла: при обнаружении в масле металлической стружки или твердых частиц полагается слить все масло, выяснить и устранить причину их появления, промыть систему бензином и заправить чистым маслом.

**Уход за системой зажигания.** В процессе эксплуатации необходимо следить за исправностью проводов низкого и высокого напряжений, переключателями и пусковой катушкой. Провода должны быть заправлены в коллектор и иметь специальные наконечники.

Запрещается наращивать провода высокого напряжения, допускать оголение проводов и нарушения экранировки.

При необходимости замены проводов нужно следить за правильным присоединением их к зажимам и их заделкой, не допускать перегибов под острыми углами.

При осмотрах переключателей необходимо следить, чтобы на клеммах и зажимах не было нагара, грязи, масла. Зажимы и контакты следует протирать салфеткой, смоченной в бензине; нагар зачищать стеклянной шкуркой.

**Уход за топливной системой.** В процессе эксплуатации необходимо:

- систематически проверять герметичность, крепление и контровку агрегатов и трубопроводов топливной системы (герметичность системы от обратного клапана до карбюратора проверять, создавая давление 0,2—0,3 атм. в течение 2—3 мин. заливочным шприцем);
- не герметичность устранять подтягиванием гаек и заменой трубопроводов;
- соединение трубопроводов между собой и с агрегатами осуществлять на смазке БУ;
- при работе двигателя проверять давление в системе.

## ГЛАВА 9. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ

### 1. Меры предосторожности при техническом обслуживании самолета

Перед началом осмотра или технического обслуживания самолета необходимо принять меры, предупреждающие случайный запуск двигателя, складывание шасси, выпуск посадочного щитка, а также случайное включение агрегатов электро- и радиооборудования. Следует убедиться, что под колесами главных ног надежно установлены тормозные колодки. Перед началом работы необходимо проверить комплектность инструмента. Работы нужно производить только исправным инструментом, а по окончании работ вторично проверить его комплектность.

После снятия с самолета чехлов необходимо открыть левую дверь кабины и проверить:

выключены ли выключатели электрической сети и автоматы защиты сети (должны быть опущены вниз);

выключен ли переключатель магнето. Рукоятка переключателя магнето должна быть установлена в крайнее правое положение на нуль;

установлена ли пусковая кнопка на предохранитель. Корпус кнопки должен быть повернут до отказа вправо по часовой стрелке;

находится ли в положении «Выпущено» кран шасси. Рукоятка должна быть опущена вниз;

установлена ли защелка рукоятки крана шасси в крайнее правое положение, а рукоятка крана управления посадочным щитком в положение «Уборка».

#### Предупреждения:

1. При выполнении работ на шасси, посадочном щитке (когда самолет поднят на подъемниках) запрещается кому-либо находиться в кабине самолета, если воздушная система заряжена.

2. Во время работы двигателя не разрешается производить никаких работ на самолете или в непосредственной близости от него. Запрещается оставлять кабину самолета при работающем двигателе.

3. Самолет должен быть надежно заземлен.

4. На стоянке самолета должны иметься исправные противопожарные средства.

### 2. Заправка самолета

**Заправка самолета топливом.** Полная емкость топливной системы самолета составляет 190 л. Топливная система самолета заправляется бензином СБ-78 (смесевой) по ТУ № 4-60 с октановым числом не менее 78 (для двигателя М-14) и бензином Б-91 с октановым числом не менее 91 (для двигателя М-14П).

Перед заправкой самолета топливом необходимо: проверять наличие и исправность противопожарных средств на стоянке самолета, паспорт на топливо и пломбировку цистерны топливозаправщика, чистоту топлива в цистерне и убедиться в отсутствии в нем механических примесей, свободной воды, а зимой кристаллов льда; проверить заземление самолета и топливозаправщика; убедиться в чистоте и исправности заправочного пистолета и в том, что электросеть самолета обесточена.

Заправка топливом производится из топливозаправщиков, имеющих в системе комбинированный шелково-фетровый фильтр и фильтр из частой сетки в заправочном пистолете. При отсутствии комбинированного фильтра или частосеточного фильтра в пистолете заправку необходимо производить через воронку с шелковым фильтром.

#### Предупреждения.

1. Запрещается заправка самолета топливом при дожде (снеге), при большой запыленности воздуха, если не приняты меры, исключающие проникновение осадков и пыли в заправочные горловины, а также при грозе.

2. Во время заправки самолета запрещаются запуск двигателей; включение электросети; пользование взрывоопасными электролампами; монтажные и демонтажные работы на самолете.

3. Запрещается заправлять самолет, если на расстоянии менее 25 м находится другой самолет с работающим двигателем.

Заправку топлива в баки самолета можно производить одновременно из двух шлангов или поочередно в каждый бак.

Для заправки необходимо: открыть крышки люков заливных горловин, салфеткой удалить из чашек горловин скопившуюся в них воду или пыль; открыть крышку заливной горловины левого бака и, вставив в горловину заправочный пистолет и обеспечив надежный контакт пистолета с корпусом чашки горловины, заправить бак топливом.

Приближенный контроль количества заправленного топлива можно производить визуально по уровню топлива в баке и мерной линейкой крышки заливной горловины. Точный замер заправленного топлива следует производить по окончании заправки по показаниям топливомера в кабине. Аналогично производится заправка правого бака. После заправки необходимо проверить исправность прокладок, закрыть крышки заливных горловин и законтрить винты прижимных траверс.

Не ранее чем через 5 мин после окончания заправки слить по 0,4—0,5 л отстоя топлива из сливных кранов обоих топливных баков.

#### Предупреждение.

В случае обнаружения в слитом топливе воды, кристаллов льда, механических примесей следует сливать

отстой топлива до тех пор, пока сливаемое топливо не окажется чистым. При загрязнении топлива по всему объему его необходимо слить, топливные баки промыть и заправить кондиционным топливом.

**Заправка маслом.** Максимальная заправка бака маслом составляет 20 л. Для заправки применяются масла МС-20 и МК-22 ГОСТ 1013-49.

Перед заправкой самолета маслом необходимо: проверить паспорт на масло и убедиться, что маслозаправщик имеет масло МК-22 или МС-20, удовлетворяющее ГОСТу; убедиться, что в масле нет воды и механических примесей, для чего слить отстой масла из емкости маслозаправщика; проверить пломбировку емкости и чистоту заправочного пистолета и его фильтра. Разрешается заправлять масло непосредственно в бак только из маслозаправщиков, имеющих в системе фильтр и исправную сетку в заправочном пистолете.

Для заправки самолета маслом необходимо открыть крышку люка в капоте двигателя, отвернуть пробку горловины маслобака, по мерной линейке определить количество масла, потребное для заправки, вставить пистолет в заправочную горловину и заправить бак маслом. Количество залитого масла нужно контролировать по мерной линейке крышки горловины. После заправки следует проверить исправность прокладки на крышке, закрыть горловину крышкой, плотно ее завернуть и законтрить.

**Зарядка воздушной системы.** Емкость основного баллона воздушной системы равна 12 л, аварийного 3 л, рабочее давление в баллонах 50 кгс/см<sup>2</sup>.

Заряжать бортовые баллоны воздухом разрешается только от аэродромных баллонов, окрашенных в черный цвет, с надписью «ВОЗДУХ». Перед зарядкой необходимо убедиться в том, что в аэродромном баллоне нет воды, для чего наклонить баллон на 10—15° вентилям вниз и плавно на 1—2 с открыть ventиль баллона. Если в аэродромном баллоне есть вода (струя воздуха из баллона имеет белый цвет, и на подставленной под струю руке оседает влага), зарядка из него бортовых баллонов запрещается. При наполнении бортовых баллонов сжатым воздухом аэродромный баллон должен находиться в наклонном положении, доньшком вниз на 10—15°.

Зарядку бортовых баллонов сжатым воздухом полагается производить в следующем порядке:

- подвести баллон с левой стороны фюзеляжа к передней кромке хвостового оперения;
- подсоединить к аэродромному баллону зарядный шланг с редуктором и манометром;
- открыть ventиль аэродромного баллона и продуть зарядный шланг;
- открыть лючок около шпангоута № 14 и подсоединить зарядный шланг к зарядному штуцеру;
- убедиться, что вблизи винта нет посторонних предметов и краны шасси и тормозного щитка находятся в нейтральном положении;
- открыть кран сети, а затем ventиль аэродромного баллона и зарядить бортовые баллоны воздухом до давления 50±5 кгс/см<sup>2</sup>. Зарядку бортовых баллонов воздухом проверять по показанию манометра на зарядном шланге, а окончательно — по показанию бортового манометра;
- закрыть ventиль аэродромного баллона и кран сети;
- отсоединить зарядный шланг, предварительно стравив из него воздух, закрыть крышкой зарядный штуцер и закрыть лючок.

При заправке воздушной системы следует проверить регулировку редукционного клапана. Редукционный клапан сети должен стравливать воздух при давлении 50±5 кгс/см<sup>2</sup>. В случае необходимости нужно произвести регулировку клапана. Она осуществляется путем изменения длины (степени предварительной затяжки) пружины редукционного клапана. Чем больше предварительная затяжка пружины (меньше ее длина), тем больше давление в воздушной системе. После регулирования редукционного клапана крышку клапана следует обязательно законтрить и запломбировать.

**Предупреждение.** Перед запуском двигателя и при выпуске самолета в полет кран сети должен быть открыт.

**Слив топлива и масла.** Слив топлива необходимо осуществлять через сливную пробку фильтра-отстойника в следующем порядке:

- проверить заземление самолета;
- подготовить емкость для слива топлива и заземлить ее;
- открыть нижнюю крышку капота двигателя;
- открыть сливную пробку фильтра-отстойника, установленного на наклонном шпангоуте, и слить топливо из баков в емкость;
- закрыть сливную пробку;

при необходимости можно сливать топливо из системы и через сливной кран расходного бака.

**Предупреждения.**

1. Запрещается при сливе топлива: производить на самолете работы, связанные с возможным искрообразованием; применять аэродромные подогреватели для производства работ; включать источники электроэнергии.

2. Запрещается сливать топливо в ангарах и помещениях мастерских, а также во время грозы.

Для слива масла из бака и масляной системы необходимо:

- подготовить емкость для слива масла и открыть капот двигателя;

- надеть на штуцер сливного крана маслобака шланг, второй конец шланга опустить в емкость для слива;
- открыть сливной кран маслобака и слить масло;
- открыть люк подхода к сливной пробке маслорадиатора, расконтрить ее, отвернуть на 1—2 оборота и слить масло;
- слить масло из маслоотстойника двигателя.

**Примечание.**

Если после полета или выключения двигателя из маслосистемы самолета нужно слить масло, то это необходимо сделать сразу же после остановки двигателя, так как горячее масло сливается более полно.

### **3. Проверка работы двигателя**

**Подготовка к запуску двигателя.** Перед запуском двигателя следует убедиться в наличии на стоянке исправного противопожарного оборудования, тормозных колодок под колесами шасси, отсутствии посторонних предметов впереди и сзади плоскости вращения винта, а также в том, что самолет расшвартован.

Необходимо соблюдать все меры безопасности и выполнить следующие операции: проверить заправку самолета топливом и маслом; проверить давление в воздушной системе и открыть кран сети (давление в воздушной системе для запуска двигателя не должно быть меньше 25 кгс/см<sup>2</sup>); слить 0,5—0,8 л топлива из фильтра отстойника; убедиться в герметичности топливной и масляной систем; провернуть воздушный винт от руки по ходу на 3 - 5 полных оборотов (зажигание должно быть выключено); если при проворачивании воздушного винта требуется применить большее усилие, необходимо вывернуть по одной свече из 4,5 и 6-го цилиндров, вывернуть сливные пробки из выпускных труб этих цилиндров и снова провернуть воздушный винт по ходу на 3 - 4 оборота; поставить пробки и свечи на место.

Для предупреждения гидравлического удара при запуске двигателя после его расконсервации или в случае перезаливки бензином после 3 - 4 неудачных попыток запуска, а также после длительной стоянки (более 3 суток) необходимо проделать следующее: вывернуть сливные пробки впускных труб 4, 5 и 6-го цилиндров и по одной свече из них; провернуть двигатель на 3 - 4 полных оборота воздушного винта, при этом скопившееся масло или смесь масла с бензином вытечет из впускных труб и цилиндров; поставить на место свечи и сливные пробки.

**Предупреждение.**

При проворачивании воздушного винта от руки внутри двигателя может прослушиваться стук от соприкосновения качающегося противовеса с ограничителем. Это явление считается нормальным.

**Запуск двигателя.** Для запуска двигателя необходимо сесть в кресло пилота и выполнить следующие операции: открыть пожарный кран; установить рычаг газа в положение, соответствующее оборотам 29—33%, а рычаг шага винта в положение «Малый шаг»; закрыть жалюзи и створку туннеля маслорадиатора; открыть заслонку подогрева воздуха, входящего в карбюратор, если температура окружающего воздуха ниже нуля; поставить рули и элероны в нейтральное положение.

Следует убедиться, что зажигание, выключатель аккумулятора и автомат защиты сети «Зажиг.» выключены, а переключатель магнето находится в положении «0», выключатели «Аккумулятор» и «Зажиг.» на приборной доске установлены вниз. Затем пилоту нужно подать команду «Провернуть винт» (по этой команде техник проворачивает его на 3 - 4 оборота). При проворачивании винта полагается произвести заливочным насосом летом 2 - 3, а зимой 3 - 5 подач топлива в двигатель. Вал двигателя проворачивают для заполнения цилиндров топливоздушным смесью и обеспечения смазки трущихся поверхностей двигателя перед запуском.

**Предупреждение.**

1. Не следует заливать бензин более указанного количества, так как он может смыть смазку со стенок цилиндров и вызвать задиры поршней, а скопление бензина в нижних цилиндрах может привести к гидравлическому удару в них.

2. Проворачивать винт горячего двигателя запрещается.

Установить заливочный насос в положение «Магистр.» и создать давление бензина перед карбюратором 0,2 - 0,5 кгс/см<sup>2</sup>. Затем следует подать команду «От винта» и, получив ответ «Есть от винта», включить на приборной доске выключатели:

«Аккумулятор» и «Генератор»; автоматы защиты «Зажиг.», «Сигнал шасси», «Приборный двигатель», «Эуп», повернуть корпус пусковой кнопки против часовой стрелки (влево) до совмещения красных меток и нажать кнопку запуска. После того как воздушный винт провернется на 3 - 5 оборотов, включить магнето, установив переключатель в положение «1+2». Продолжительность непрерывного нажатия пусковой кнопки не должна превышать 3 с.

**Примечание.**

Для лучшего запуска двигателя после первых вспышек следует производить дополнительную подачу топлива заливочным насосом для облегчения перехода двигателя на питание от карбюратора. Количество подач насосом при наличии вспышек не ограничено.

Если двигатель не дает вспышек в течение 30 с, следует снова произвести заливку и повторить операции, указанные выше. Если же двигатель не запускается вследствие перезаливки его топливом, то необходимо выключить магнето, аккумулятор и автомат защиты сети «Зажиг.». Полностью открыть дроссельную заслонку карбюратора, после чего



провернуть воздушный винт от руки на 3 - 4 оборота против хода часовой стрелки, а затем на 6—8 оборотов по ходу и, не производя заливку двигателя, повторить запуск.

Если двигатель не запустился после 3 - 4 попыток, запуск нужно прекратить, найти и устранить неисправность. После ее устранения, если двигатель не требует подогрева, ввести шприцем через свечные отверстия в цилиндры № 1, 2, 3, 8 и 9 по 30 - 40 г свежего масла, нагретого до 75 - 80 °С, и повторить запуск.

### **Предупреждение.**

Перед каждым повторным запуском (заливкой) следует проворачивать воздушный винт от руки на 4—6 полных оборотов для удаления бензина из цилиндров от предыдущего запуска во избежание гидравлического удара.

Как только двигатель устойчиво заработает, необходимо перевести рычаг газа в положение, обеспечивающее обороты в пределах 25—29%, одновременно наблюдая за давлением масла по показанию манометра. Если в течение 15—20 с после запуска давление масла не достигнет 1,0 кгс/см<sup>2</sup>, нужно немедленно остановить двигатель, найти и устранить причину отсутствия давления масла. При устойчивой работе двигателя после запуска следует законтрить рукоятку заливочного насоса и поставить пусковую кнопку на предохранитель.

**Прогрев и опробование двигателя.** После запуска полагается вести прогрев двигателя на малом шаге винта при частоте вращения 29—36%, пока температура масла на входе в двигатель не начнет повышаться. Затем следует увеличить частоту вращения до 45—50% (зимой 54%) и продолжать прогрев двигателя до достижения температуры головок цилиндров не ниже 120° С и температуры масла на входе в двигатель не ниже 40° С. Зимой во время прогрева двигателя створки жалюзи и заслонка туннеля маслорадиатора должны быть закрыты. При быстром повышении температуры створки жалюзи и заслонку маслорадиатора следует открывать несколько раньше указанных выше температур.

Двигатель считается прогретым, если температура головок цилиндров будет не ниже 120°С, температура масла на входе в двигатель не ниже 40°С и температура воздуха в карбюраторе не ниже 10°С. После прогрева двигателя необходимо произвести прогрев втулки воздушного винта двукратным переводом его с малого на большой шаг и обратно. Затем нужно опробовать двигатель, для чего, плавно двигая от себя рычаг газа, перевести его на второй номинальный режим. При этом показания приборов должны быть следующие:

Частота вращения (от максимальной)	74 %
Давление на всасывании (при полностью открытом дросселе)	95±15 мм рт. ст.
Давление масла	4 - 6 кгс/см <sup>2</sup>
Бензина	0,2 - 0,5 кгс/см <sup>2</sup>
Температура масла на входе в двигатель	40 - 7 °С
Температура головок цилиндров, не выше	210°С

Двигатель должен работать устойчиво и без тряски.

### **Предупреждение.**

Длительная работа на земле на номинальном режиме не допускается во избежание перегрева.

Полагается проверять работу магнето и свечей, для чего нужно: установить винт на малый шаг; рычагом газа установить обороты 67 или 74%; выключить на 15-20 с одно магнето и запомнить величину падения частоты вращения; включить оба магнето и проработать 15-20 с до восстановления первоначальной частоты вращения; выключить на 15-20 с второе магнето и запомнить величину падения частоты вращения; включить оба магнето. Падение частоты вращения двигателя при работе на одном магнето не должно превышать 2%.

Затем следует проверить работу генератора, для чего: рычагом газа установить частоту вращения 58 - 61%; при нормальной работе генератора стрелка вольтметра должна находиться влево от нуля или на нулевом положении, а при нажатии на кнопку вольтметр должен показать напряжение сети 27-29В. Лампа «Отказ генератора» не должна гореть.

После этого необходимо проверить работу воздушного винта и регулятора оборотов. Она ведется в следующей последовательности: рычагом газа установить частоту вращения двигателя 72% (винт на малом шаге); рычаг управления шагом винта перевести в положение «Большой шаг» (полностью на себя), частота вращения двигателя при этом должна снизиться до 52%; рычаг управления шагом винта перевести в положение «Малый шаг» (полностью от себя), частота вращения должна возрасти до первоначальной, т. е. до 72%.

Совместную работу воздушного винта и регулятора оборотов следует проверять в следующей последовательности:

- рычагом газа установить частоту вращения 74%;
- рычагом управления шагом винта затянуть винт до частоты вращения 67%;
- плавным перемещением рычага газа от себя и на себя, не доводя до упоров, убедиться в том, что частота вращения двигателя остается неизменной.

При резких перемещениях рычага газа частота вращения двигателя может возрастать или уменьшаться на 2—4, %, но через 2—3 с. должна восстанавливаться до заданной.

Затем следует проверить приемистость двигателя. Переход от минимального до взлетного режима должен совершаться плавно (не более 3 с.) при переводе рычага газа от режима малого газа до взлетного за 2 - 3 с. Для обеспечения нормальной приемистости температура головок цилиндров должна быть не ниже 120 °С, а масла на входе в двигатель — не ниже 40 °С.

После этого нужно проверить работу двигателя на взлетном режиме в течение 20 - 30 с (винт на малом шаге). Показания приборов при этом должны быть:

Частота вращения	99%
Сверхатмосферное давление на всасывании (наддув) при полностью открытом дросселе	125±15 мм рт.ст.
Давление масла	4—6 кгс/см <sup>2</sup>
Давление бензина	0,2 - 0,5 кгс/см <sup>2</sup>
Температура масла на входе в двигатель.	40 - 75 °С
Температура головок цилиндров, не выше	220° С

При проверке работы двигателя на минимальном режиме показания приборов должны быть:

Частота вращения, не более	24%
Давление масла, не менее	1,0 кгс/см <sup>2</sup>
Давление бензина, не менее	0,15 0 кгс/см <sup>2</sup>

**Примечание.** Не допускать работы двигателя на малом газе более 5 мин, так как это может привести к замасливанню свечей.

**Останов двигателя.** Перед остановом двигателя необходимо охладить его, для чего:

выключить радиокомпас АРК-9, автоматы защиты сети ПО-250, АГД, ГМК и УКВ, если они были включены;

открыть полностью створки капота и маслорадиатора;

снизить частоту вращения двигателя до 29—36% и дать ему проработать на этом режиме до тех пор, пока температура головок цилиндров не снизится до 140—150°С, а масла на входе — до 50°С.

#### **Предупреждения.**

1. Останов двигателя при температуре головок цилиндров выше 140—150 °С не рекомендуется, так как при температуре выше 150 °С масло быстро стекает со стенок цилиндров, что может привести к задиру поршней при последующем запуске. Кроме того, после останова двигателя прекращается его обдув, и высокая температура под капотом способствует разрушению резиновых изделий и изоляции проводов зажигания.

2. Перед остановом двигателя следует избегать длительной работы на малом газе, так как это ведет к замасливанню свечей и недостаточной циркуляции масла через двигатель.

После охлаждения головок цилиндров следует увеличить частоту вращения вала двигателя до 68—72% на 20—30 с (прожечь свечи), перевести винт на большой шаг, частоту вращения сбавить до 22—25%, выключить зажигание и перемещением рычага газа плавно открыть полностью дроссельную заслонку карбюратора. После останова двигателя нужно убрать рычаг газа в положение малого газа и закрыть пожарный кран, выключить все выключатели и автоматы защиты и обесточить бортовую электрическую сеть.

#### **Предупреждения.**

1. Запрещается останавливать двигатель при частоте вращения выше 36%

2. Запрещается останавливать двигатель пожарным краном (с выработкой топлива из карбюратора) во избежание обратных вспышек и возникновения пожара. Исключением является останов двигателя перекрытием пожарного крана в аварийных случаях.

Зимой при температуре окружающего воздуха от +5° до —30°С перед выключением двигателя в конце летного дня нужно произвести разжижение масла бензином. При температуре окружающего воздуха —30°С и ниже масло из масляной системы после остановки двигателя необходимо слить.

### **4. Формы технического обслуживания самолета**

Обеспечение технического обслуживания самолета осуществляется по Регламенту, который является основным документом, определяющим объем и периодичность выполнения работ. Своевременное и качественное выполнение работ по техническому обслуживанию обеспечивает поддержание заданного уровня надежности и работоспособности самолета.

На самолете предусматривается выполнение следующих видов технического обслуживания:

1. Оперативное техническое обслуживание.
2. Периодическое техническое обслуживание.
3. Техническое обслуживание при хранении.
4. Сезонное техническое обслуживание.
5. Специальное техническое обслуживание.

**Оперативные формы технического обслуживания** подразделяются на формы А и Б. Каждая форма оперативного технического обслуживания подразделяется на работы: по встрече; осмотру и обслуживанию; обеспечению вылета (ОВ) и стоянки (ОС), выполняемых в зависимости от предстоящего использования самолета. Работы по обеспечению стоянки выполняются в случае передачи самолета от экипажа в АТБ: на хранение, если продолжительность стоянки самолета до очередного вылета превышает 2 ч; на оперативное техническое обслуживание (по форме Б).

Техническое обслуживание по форме А выполняется: после каждой посадки самолета, если не требуется выполнения более сложной формы технического обслуживания; перед вылетом после выполнения периодического технического обслуживания самолета; перед вылетом, если стоянка самолета после выполнения любой формы оперативного технического обслуживания составляет 12 ч.

Техническое обслуживание по форме Б выполняется в базовом аэропорту (аэродроме) один раз в трое суток регулярной эксплуатации самолета (при выполнении хотя бы одного полета в сутки), если по налету часов не требуется выполнения периодического технического обслуживания. Указанный срок может быть увеличен на

количество нелетных суток, но не должен превышать 5 суток. Работы по обеспечению вылета выполняются непосредственно перед каждым вылетом самолета независимо от формы выполненного технического обслуживания. При учебно-тренировочных полетах техническое обслуживание самолета по форме А выполняется через 1,5—2 ч. налета при очередных заправках топливом.

**Периодические формы технического обслуживания.** Каждая форма периодического технического обслуживания состоит из следующих работ: предварительных, смотровых; стандартных, т.е. работ, требующих осмотра, демонтажных операций, проверки параметров, регулировки и т. д.; заключительных по передаче самолета в цех оперативного технического обслуживания или по обеспечению стоянки.

Периодическое техническое обслуживание самолета выполняется:

- через каждые  $50 \pm 10$  ч. налета - форма 1;
- через каждые  $100 \pm 10$  ч. налета - форма 2;
- через каждые  $300 \pm 10$  ч. налета - форма 3;
- через каждые  $400 \pm 10$  ч. налета или после трех лет эксплуатации - форма 4.

Для самолетов, постоянно выполняющих учебно-тренировочные полеты, техническое обслуживание шасси и цилиндров посадочного щитка производится через каждые:

- $50 \pm 10$  посадок - в объеме формы Б;
- $100 \pm 20$  посадок — в объеме формы 1;
- $200 \pm 20$  посадок — в объеме формы 2.

Периодическое техническое обслуживание планера, силовой установки и спецоборудования назначается по налету часов планера с начала эксплуатации, а для самолетов, постоянно выполняющих учебно-тренировочные полеты, — по количеству посадок, причем отсчет ведется от базовых цифр независимо от того, с каким допуском производилось предыдущее обслуживание. Регламентные работы для узлов, агрегатов и приборов, периодичность обслуживания которых не совпадает с установленной для всего самолета, выполняются по собственным срокам для каждого агрегата.

**Техническое обслуживание самолета при хранении** выполняется в зависимости от сроков хранения и состоит из работ по подготовке самолета к хранению и выполняемых на самолете через определенные периоды времени в зависимости от срока хранения.

Если по каким-либо причинам самолет отстранен от полетов на срок более 20 дней, то не позднее чем через 7 дней стоянки следует законсервировать двигатель в зависимости от продолжительности перерыва в полетах на 20, 30 или 60 дней хранения, с последующей при необходимости переконсервацией, указанной в Инструкции по эксплуатации авиационного двигателя М-14 или М-14П. При хранении двигателя, установленного на самолет, необходимо: у законсервированного двигателя при температуре окружающего воздуха выше  $0^{\circ}\text{C}$  через каждые 10 дней проворачивать вал винта на 6 - 8 оборотов; незаконсервированный двигатель через каждые 7 дней хранения запускать и опробовать.

**Сезонное техническое обслуживание** выполняется на самолете при подготовке к эксплуатации в осенне-зимних и весенне-летних условиях.

**Специальное техническое обслуживание** выполняется после полета самолета в турбулентной атмосфере, в зоне грозовой деятельности, после грубой посадки, резонансных явлений и т. д.

Для этого необходимо убедиться: в отсутствии деформаций, трещин обшивки и силового набора планера и рамы двигателя, забоин на лопастях воздушного винта, течи топлива и масла, в отсутствии дефектов в креплении пилотских кресел. При обнаружении остаточных деформаций и трещин проверить нивелировку самолета; убедиться в исправности органов управления самолетом и шасси; узлов крепления отъемных частей крыла, стабилизатора, киля, элеронов и рулей, а также в исправности крепления приборных досок, приборов и блоков радиоэлектронного оборудования.

После полета в зоне интенсивной грозовой деятельности дополнительно к перечисленным ранее работам следует выполнить следующее: осмотреть обшивку самолета, законцовок крыла, киля, стабилизатора и убедиться в отсутствии следов попадания молнии; проверить работу электро- и радиооборудования, не снимая его; проверить, нет ли остаточного магнетизма в стальных деталях самолета; проверить герметичность трубопроводов статической и динамической проводок ПВД.

## 5. Буксировка самолета

Вывод самолета из ангара, подвод его к тягачу, а также его буксировка осуществляются с помощью водила. Его применяют для буксировки самолета носом вперед и осаживания назад при закатывании самолета в ангар. Для установки водила необходимо закрепить его вилку на оси переднего колеса шкворнем.

Перед выводом самолета необходимо убедиться в том, что кран шасси установлен в положение «Выпущено».

При выводе самолета двигателем вперед мотористы или техники должны размещаться у задней кромки центроплана во избежание столкновения самолета с препятствием, а у концов крыльев — сопровождающие. Запрещается толкать и тянуть самолет за винт, подкосы стабилизатора, подкосы амортизационных стоек, рули, элероны и заднюю кромку консолей крыла.

Рис. 101. Команды, подаваемые при буксировке самолета

- |   |   |   |
|---|---|---|
| 1 |    | рулите (двигайтесь) согласно подаваемым Вам сигналам (правая рука поднята, левая опущена, качание правой руки вправо и влево)                                 |
| 2 |    | двигайтесь прямо на меня (руки подняты вверх и слегка разведены в стороны, качание рук вперед — назад)  |
| 3 |    | разворачивайтесь влево (левая рука поднята, правая опущена, качание левой руки вперед — назад, быстрота движения руки определяет величину радиуса разворота)  |
| 4 |    | разворачивайтесь вправо (правая рука поднята, левая опущена качание правой руки вперед — назад, быстрота движения руки определяет величину радиуса разворота) |
| 5 |   | становитесь передо мной (указывает место стоянки; руки вытянуты вертикально над головой, обращены к самолету)   |
| 6 |  | уменьшите скорость движения (руки опущены, слегка разведены в стороны, медленные небольшие движения руками (фонарем) вверх - вниз)                            |
| 7 |  | остановитесь (руки подняты вверх, несколько раз скрестить руки над головой)   |

Буксировка самолета автомобилем или тягачом осуществляется, как правило, двигателем вперед. Водитель буксировочного транспорта должен иметь допуск к буксировке, знать правила буксировки и меры обеспечения безопасности. Команды, применяемые при буксировке, приведены на рис. 101.

При буксировке самолета необходимо выполнять следующие требования:

1. Перед буксировкой выключать стояночный тормоз.
2. Стравливать с места самолет плавно, без рывков, во избежание перегрузок.
3. Во время буксировки в кабине должен находиться пилот или техник, допущенный к выполнению работ, на него возлагается ответственность за буксировку и управление тормозами колес самолета.
4. На тягаче для передачи водителю команд, получаемых от пилота или техника, находящегося в кабине самолета, ставится авиационный механик или моторист, на которого также возлагается контроль за безопасностью буксировки самолета.
5. Буксировать самолет нужно без рывков и крутых поворотов.
6. Скорость движения тягача и самолета не должна превышать скорости идущего человека.
7. При буксировке самолета мимо построек и других препятствий у консолей крыла должны находиться сопровождающие для предохранения от задевания крыла за препятствие.
8. Останавливать тягач нужно плавно.
9. В случае опасности повреждения самолета при буксировке команду «Стоп» подает первый, заметивший опасность. По окончании буксировки под колеса самолета устанавливаются колодки, он ставится на тормоза, после чего убирается вошло.

## 6. Оборудование стоянки самолета

Стоянка самолетов должна располагаться на расстоянии не менее 25 м от ангаров и служебных помещений, 50 м от жилых зданий и не менее 75 м от складов с легковоспламеняющимися материалами.

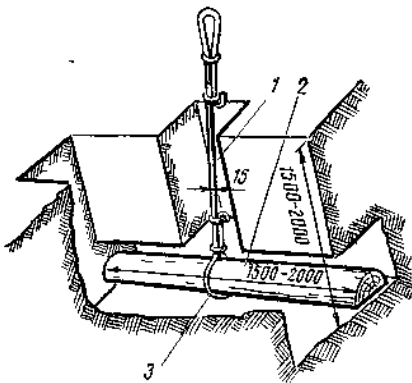


Рис 102. Якорная точка для крепления самолета на земле

1 — штанга; 2 — дубовое бревно, 3 — кольцо якоря.

Стоянка должна быть оборудована бетонными плитами или деревянными щитами размером не менее 50×500×750 мм под каждое колесо самолета и иметь противопожарное оборудование, состоящее из двух огнетушителей, ящика с песком, лопаты и кошмы.

Самолеты на стоянке располагаются хвостовой частью в направлении господствующих ветров. Для каждого самолета оборудуются швартовочные приспособления к якорным точкам для крепления его на земле, а под колеса спереди и сзади устанавливаются упорные колодки.

Якорные точки (рис. 102) представляют собой стальные штанги диаметром 10 мм и длиной 1500 мм с концами, заделанными в кольца.

В нижнее кольцо вставляется дубовое бревно или бетонная балка длиной 1500—2000 мм, после чего штанга с бревном или балкой зарывается в грунт так, чтобы на поверхности оставалось только верхнее кольцо штанги. К кольцу крепится швартовочное приспособление.

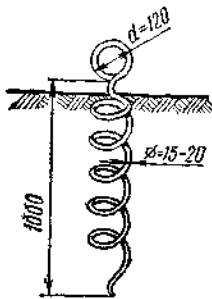


Рис. 103. Металлический стальной штырь для крепления самолета

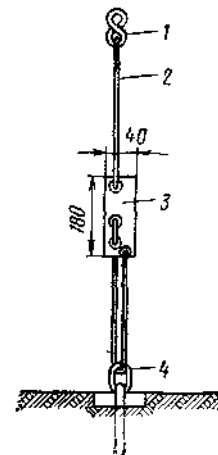


Рис. 104. Тросовый причал с регулирующей пластиной:

1 — крюк; 2 — трос; 3 — регулирующая пластина; 4 — кольцо якоря

На временных стоянках в качестве якорных точек применяются стальные штыри (рис. 103) диаметром не менее 15 мм и длиной 1000 мм, ввернутые вертикально в грунт.

Швартовочные приспособления (рис. 104) самолета Як-18Т состоят из стального троса диаметром 6 мм и стальной пластины, служащей для регулирования длины троса. Верхним концом трос крепится к швартовочному узлу самолета, а нижним — к кольцу якоря.

Крепление самолета осуществляется в трех точках, из них две точки находятся на консолях плоскостей и одна на хвостовой части фюзеляжа.

Независимо от продолжительности нахождения самолета на стоянке и от силы ветра самолет должен быть закреплен на все три швартовочных узла.

Применять в качестве швартовочных приспособлений цепи со звеньями, сваренными встык, или веревки не разрешается. При необходимости можно удлинять швартовочные приспособления с помощью стальных звеньев в виде колец, концы которых сварены с перекрытием не менее 10 мм. Натяжение швартовочных приспособлений при креплении самолета должно быть выполнено с учетом раскачивания самолета под действием ветра. Чрезмерное их натяжение недопустимо, так как дополнительные нагрузки на конструкцию могут привести к деформации силовых элементов самолета.

Для предотвращения опрокидывания самолета на хвост, что возможно в результате сильного снегопада, под хвостовую часть самолета устанавливается специальная штанга, состоящая из двух стальных труб и скобы с шарниром в верхней части, которая крепится к предохранительной скобе на хвосте самолета. На стоянке рули и элероны самолета должны быть зажаты струбинами в местах, специально приспособленных для их установки. На

элероне струбцина устанавливается в зазор между крылом и элероном, а на рулях — с торцевых частей хвостового оперения.

Чтобы установленные струбины были хорошо заметны, они выкрашены в красный цвет и снабжены красными вымпелами длиной 0,5 м. Аналогичные вымпелы укреплены на чехлах ПВД и заглушках.

## ГЛАВА 10. ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА ЯК-18Т ЭКИПАЖЕМ (ПИЛОТОМ)

### 1. Общие положения

Самолет Як-18Т предназначен для выполнения учебно-тренировочных полетов и первоначального обучения технике пилотирования.

В учебно-тренировочном варианте: количество членов экипажа не должно превышать четырех человек; полетная масса самолета не должна превышать 1650 кг; парашюты не применяются; выполнение фигур простого и сложного пилотажа запрещается.

В варианте первоначального обучения: количество членов экипажа не должно превышать двух человек; полетная масса самолета не должна превышать 1500 кг; полеты выполняются обязательно с парашютом; выполнение перевернутого полета и обратного пилотажа запрещается.

Фигуры простого и сложного пилотажа в варианте первоначального обучения необходимо выполнять на высотах 800—2000 м. При правильном выполнении фигур пилотажа и выводе из пикирования перегрузка не превышает 3,5—4 g.

На основании опыта эксплуатации самолетов подобного класса экипажу полагается пользоваться следующими рекомендациями:

- непрерывная работа двигателя на взлетном режиме допускается не более 5 мин;
- при любом режиме полета и независимо от высоты полета давление масла должно быть не менее 4 кгс/см<sup>2</sup>, за исключением работы двигателя на минимальной частоте вращения, при которой давление масла должно быть не менее 1,0 кгс/см<sup>2</sup>;
- ввод самолета в штопор при работе двигателя на режимах выше малого газа и увеличение оборотов в процессе штопора запрещается;
- время непрерывной работы двигателя на оборотах 101% не должно превышать одной минуты;
- максимально допустимая скорость боковой составляющей ветра под углом 90° к ВПП при взлете - 12 м/с;
- максимально допустимая скорость боковой составляющей ветра под углом 90° к ВПП при посадке - 10 м/с;
- максимально допустимый заброс частоты вращения двигателя при проверке приемистости не более 104%;
- для предотвращения недопустимой раскрутки двигателя при выполнении простого и сложного пилотажа скорость не должна превышать более 300 км/ч.

Для предупреждения пилота о приближении скорости полета к скорости срыва на самолете установлен сигнализатор ССА-0,7-2,2, выдающий звуковой (в наушники) и световой (табло «Опасная скорость» на приборной доске) сигналы в течение 15с.

При полетной массе самолета 1650 кг датчик сигнализатора устанавливается на приборную скорость срабатывания 130 км/ч, а при массе 1500 кг—120 км/ч. Рули самолета сохраняют свою эффективность на малых скоростях полета до момента сваливания. В этот момент самолет плавно опускает нос с креном в левую или правую сторону и появляется тряска. При отклонении штурвала от себя самолет сразу же переходит на докритические углы атаки с увеличением скорости.

На виражах и спиралях при чрезмерном отклонении штурвала на себя самолет энергично опускает нос с одновременным ростом скорости по прибору и увеличением крена. При этом опускание носа самолета в момент сваливания происходит тем энергичнее, чем больше была скорость при выполнении виража или спирали. При отклонении штурвала от себя самолет сразу же переходит на докритические углы атаки. Предупредительная тряска перед сваливанием не ощущается. В момент сваливания возникает срывная тряска.

Для успешного выполнения полетов на самолете Як-18Т пилоту необходимо в совершенстве знать самолет, двигатель, приборы и спецоборудование, уметь правильно эксплуатировать и обслуживать технику в соответствии с требованиями технической документации и прежде всего с указаниями летному составу, изложенными в Руководстве по летной эксплуатации самолета. Необходимо хорошо знать и особенности поведения самолета, двигателя, самолетных систем в полете, которые накладывают определенные ограничения на выполнение элементов полетного задания, а также признаки и последствия отказа в полете отдельных агрегатов и систем самолета для безопасного завершения полета при возникновении какой-либо неисправности.

В процессе эксплуатации самолета экипаж (пилот) обязан осуществлять подготовку самолета к полету (производить предполетный осмотр самолета, проверку работы его систем, контролировать загрузку, центровку и заправку); эксплуатировать самолет в полете в соответствии с требованиями технической документации; своевременно и правильно действовать в особых случаях полета, связанных с неисправностью или отказом авиационной техники.

### 2. Предполетный осмотр самолета пилотом

Осмотр самолета производится по строго определенному маршруту, что исключает ненужные перемещения лиц, выполняющих осмотр, сокращает время осмотра, обеспечивает последовательность действий при осмотре. Порядок осмотра самолета Як-18Т приведен на рис. 105.

**Воздушный винт и двигатель.** Следует убедиться в исправности лопастей воздушного винта, их крепления во втулке, правильности установки по меткам, в отсутствии подтеков масла, в надежности крепления винта на валу двигателя. Затем необходимо проверить исправность жалюзи, капота, убедиться в отсутствии наружных повреждений цилиндров и агрегатов двигателя, в надежности их крепления, отсутствии течи масла из-под разъемов и фланцев и проверить исправность рамы крепления двигателя.

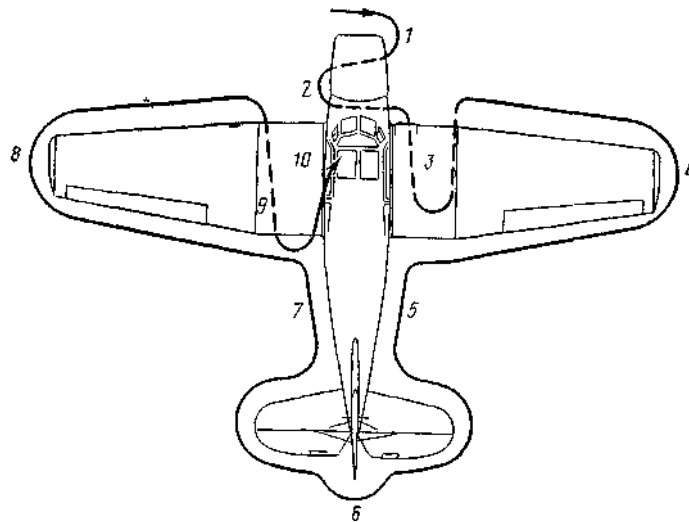


Рис. 106. Маршрут осмотра самолета:

1 — воздушный винт и двигатель, 2 — передняя стойка шасси; 3 — центроплан и правая главная стойка шасси, 4 — правая консоль, 5 — правая сторона фюзеляжа; 6 — хвостовое оперение; 7 — левая сторона фюзеляжа, 8 — левая консоль; 9 — центроплан и левая главная стойка шасси, 10 — кабина.

Убедиться в отсутствии трещин, прогаров секций выхлопного коллектора, надежности их крепления и в герметичности соединений.

После этого следует проверить исправность и герметичность трубопроводов и шлангов топливной, масляной и воздушной систем.

Для проверки герметичности трубопроводов топливной системы нужно создать давление  $0,2—0,5 \text{ кгс/см}^2$  в ее магистралях с помощью заливочного насоса.

Полагается проверить чистоту выводов дренажных трубопроводов топливной и масляной систем, убедиться в исправности тяг управления агрегатами двигателя, створками жалюзи капота, створкой выходного канала маслорадиатора, заслонкой подогрева воздуха, поступающего в карбюратор, пожарным краном; проверить надежность их соединения с рычагами, исправность контровки и количество масла в баке (нормальная заправка масла составляет 18 л).

**Шасси самолета.** Осмотр шасси самолета следует производить в следующей последовательности:

- проверить обжатие пневматика переднего колеса и убедиться в его нормальной зарядке воздухом (при давлении  $3+0,5 \text{ кгс/см}^2$  его обжатие равно  $15—20 \text{ мм}$ ), исправность крышки, крепление колеса в вилке, состояние контровки;
- убедиться в нормальной зарядке амортизатора передней опоры по видимой части штока (она должна составлять  $173—187 \text{ мм}$ ), в отсутствии подтекания масла из уплотнения амортизатора, в исправности гасителя колебаний, проверить отсутствие подтекания жидкости, состояние подвижных соединений и отсутствие в них люфтов;
- осмотреть узлы крепления передней опоры, ее подкосов, механизмы сигнализации положения опоры, нишу передней опоры, убедиться в отсутствии следов касания колеса и стойки о стенки ниши. Осмотреть замок убранного положения передней опоры,
- убедиться в нормальной зарядке воздухом пневматиков главных колес шасси по их обжатию ( $25—30 \text{ мм}$ ). Давление в них должно быть  $3+0,5 \text{ кгс/см}^2$ ;
- проверить исправность крышек колес и отсутствие смещения их относительно барабанов, надежность крепления колес, состояние тормозных устройств, исправность воздушных шлангов;
- убедиться в нормальной зарядке амортизаторов главных опор по видимой части штоков ( $204—234 \text{ мм}$ ), в отсутствии следов подтекания масла из уплотнений амортизаторов, деформаций и трещин в опорах, шлиц-шарнирах, узлах, подкосах, в надежности шарнирных соединений и их контровки;
- осмотреть механизмы сигнализации положения опор ниши шасси в центроплане, убедиться в отсутствии следов касания колес и стоек о стенки ниш, осмотреть замки убранного положения опор.

**Центроплан.** При осмотре нижней обшивки центроплана следует убедиться, что она не имеет повреждений, пробоин, срезанных заклепок, проверить плотность прилегания посадочного щитка к центроплану.

После этого нужно убедиться в отсутствии подтеков бензина и масла снизу центроплана, проверить чистоту выводов дренажной трубки бензобаков.

Затем следует слить  $0,4—0,5 \text{ л}$  бензина из кранов расходного бака и фильтра-отстойника, проверить отсутствие примесей в топливе, закрыть кран и убедиться в надежности его фиксации в закрытом положении, после чего проверить надежность закрытия и контровки пробки маслорадиатора.

**Правая половина крыла.** Осмотр правой половины крыла следует проводить в следующей последовательности:

- проверить чистоту обшивки, отсутствие трещин, ослабления или среза заклепок на металлической обшивке, а также пробоин, подсечки полотняной обшивки по нервюрам;



- открыть крышку люка и крышку заправочной горловины бензобака, проверить количество топлива. Уровень бензина при полной заправке должен быть ниже обреза заливных горловин не более чем на 30 мм;
- проверить наличие и исправность прокладки под крышкой горловины, установить крышку в горловину, надежно закрыть ее и крышку люка горловины;
- убедиться в отсутствии подтеков бензина на нижней обшивке в месте расположения топливных баков;
- осмотреть элерон, проверить отсутствие повреждений обшивки, каркаса, состояние узлов его крепления к крылу, правильность и величину угла отклонения элерона вверх и вниз, отсутствие заеданий и люфтов.

**Правая сторона фюзеляжа.** При осмотре правой стороны фюзеляжа следует проверить отсутствие повреждений обшивки, состояние соединительных швов. Затем нужно открыть крышку люка в передней части фюзеляжа и осмотреть детали, узлы крепления и соединения тяг системы управления самолета, а также убедиться в отсутствии повреждений правой двери, в надежности ее крепления, легкости открытия.

**Хвостовое оперение.** При визуальном осмотре следует убедиться, нет ли повреждений обшивки стабилизатора, киля, рулей, в отсутствии трещин, деформаций, люфтов в местах их крепления, после чего необходимо проверить отклонение рулей, отсутствие заеданий и люфтов, состояние узлов крепления лент-расчалок и подкосов, исправность триммера руля высоты его крепление и отклонение, убедиться в отсутствии деформации, трещин. После проверки установить триммер в нейтральное положение.

**Левая сторона фюзеляжа.** Осмотр следует проводить в следующей последовательности: проверить, нет ли повреждений обшивки, состояние соединительных швов;

- открыть крышку люка для подхода к проводке управления, расположенного между шпангоутами № 20 и 21, и проверить состояние хвостовой части фюзеляжа и элементов управления, целость антенн радиооборудования, установленных на нижней обшивке фюзеляжа;
- открыть крышку багажного люка и осмотреть багажный отсек; убедиться, что нет повреждений панели пола, обшивки бортов багажного отсека и перегородок, проверить исправность замка крышки;
- убедиться в отсутствии повреждений левой двери кабины, в надежности ее крепления, легкости открытия и надежности фиксации в закрытом положении;
- открыть крышку люка в передней части фюзеляжа и осмотреть детали, узлы крепления соединительных тяг системы управления самолета, а также агрегаты и трубопроводы воздушной системы.

**Левая половина крыла.** Осмотр производится в том же порядке, что и правой половины крыла. Кроме того, необходимо проверить состояние и надежность крепления приемника воздушного давления (ПВД).

**Контроль заправки самолета топливом и маслом,** контроль заправки в процессе предполетного осмотра производится маслом при осмотре силовой установки и топливом при осмотре консолей крыла. Кроме того, контроль количества топлива и масла производится после каждой заправки или дозаправки.

**Кабина самолета.** Осмотр кабины самолета необходимо проводить в следующем порядке:

- убедиться, что ручки аварийного сброса дверей утоплены в гнезда и законтрены медной проволокой диаметром 0,5 мм;
- проверить исправность кресел пилотов, надежность их крепления, работу механизмов перемещения и подтягивания и фиксации привязных ремней, целость привязных ремней и исправность их замков;
- проверить, полностью ли отклоняются штурвал и педали управления, убедиться в отсутствии заеданий, люфтов, в правильности отклонений элеронов и рулей, а также соответствует ли нейтральное положение штурвала управления триммером руля высоты нейтральному положению самого триммера;
- проверить исправность управления двигателем, пожарным краном, створками жалюзи капота и створкой маслорадиатора. Убедиться в отсутствии заеданий, люфтов, в надежном фиксировании положения рычагов;
- осмотреть фонарь кабины самолета, убедиться в отсутствии повреждений стекол и в их чистоте, исправности стеклоочистителя;
- проверить все приборы и убедиться в их целости и правильности исходных показаний;
- по показаниям манометра убедиться в нормальной зарядке основного и аварийного баллонов воздушной системы. Давление воздуха в основном и аварийном баллонах должно быть  $50 \pm 5$  кгс/см<sup>2</sup>;
- проверить исправность пассажирского дивана, его привязных ремней и их замков.

Если после последнего полета или контрольной проверки работы шасси прошло более трех суток, необходимо поднять самолет на подъемники и произвести два контрольных подъема и выпуска шасси (один подъем и выпуск производить от основной воздушной системы, а второй — от аварийной) и проверить работу тормозов колес.

### **3. Действия пилота (экипажа) при возникновении неисправностей в системах самолета и двигателя в полете**

Правильные, грамотные действия пилота при возникновении неисправностей авиационной техники в полете в большинстве случаев обеспечивают восстановление их нормальной работы и безопасное завершение полета.

#### **Неисправности силовой установки**

**При отказе двигателя** необходимо:

- на разбеге до отрыва самолета от земли немедленно перевести рычаг управления двигателем на себя, выключить магнето и приступить к энергичному торможению. В случае, если не удастся избежать встречи с препятствиями, необходимо торможением одного из колес шасси развернуть самолет так, чтобы

избежать лобового удара. Если и отворот не обеспечивает возможности избежания удара, следует закрыть пожарный кран и убрать шасси;

- при наборе высоты до первого разворота немедленно перевести самолет на планирование, выключить магнето, генератор, аккумулятор, закрыть пожарный кран. Посадку производить прямо перед собой, на выдерживании аварийно сбросить двери кабины. Если посадка угрожает жизни экипажа из-за возможности лобового удара о препятствие, пилот должен отворотом от препятствия изменить направление посадки;
- в полете после первого разворота необходимо немедленно перевести самолет в режим планирования, выбрать площадку для вынужденной посадки. При вынужденной посадке на свой аэродром с неработающим двигателем следует планировать при заходе на посадку с убранными шасси и посадочным щитком на скорости по прибору 160—170 км/ч. Шасси и посадочный щиток нужно выпускать только при полной уверенности в правильном расчете на посадку.

При вынужденной посадке вне аэродрома на подобранную с воздуха площадку необходимо: установить приборную скорость планирования 160—170 км/ч; выбрать площадку для посадки; убрать шасси; закрыть пожарный кран; выключить магнето, аккумулятор, генератор. Расчет на посадку производить с небольшим избытком высоты с последующим уточнением расчета скольжением или выпуском щитка; на выдерживании перед приземлением аварийно сбросить двери кабины.

Вынужденную посадку на неизвестную площадку следует производить только с убранными шасси и выпущенным посадочным щитком. При посадке на лесной массив предпочтение нужно оказывать низкорослой густой растительности; при посадке на болото — площадкам, покрытым кустарником или камышом.

**Неисправности маслосистемы самолета.** Загорание лампочки «Стружка в двигателе» происходит при появлении стружки в маслосистеме двигателя. В этом случае необходимо проверить по показаниям приборов температуру и давление масла, частоту вращения двигателя. Если какой-либо из параметров работы двигателя не будет соответствовать инструкции по эксплуатации, следует прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и произвести посадку на ближайшем аэродроме.

Падение давления масла может быть вызвано следующими причинами: неисправностью манометра; отсутствием масла в маслобаке; неисправностью маслонасоса; засорением фильтра; неисправностью трубопроводов. При неисправности манометра температура масла не изменяется, воздушный винт нормально реагирует на изменение шага при переводе рычага управления шагом винта. В этом случае можно продолжать полет до пункта назначения.

Если масло в двигатель не поступает, происходит постепенное повышение температуры масла даже при полностью открытой створке туннеля маслорадиатора, частота вращения двигателя неустойчива, воздушный винт не реагирует на изменение положения рычага управления шагом винта. В этом случае при полете в районе аэродрома следует немедленно произвести посадку на аэродром и выключить двигатель.

При полете вне района аэродрома нужно произвести посадку на запасной аэродром или выбрать площадку, сообщив свое местонахождение и принятое решение руководителю полетов.

Повышение температуры масла. Причинами повышения температуры масла по показаниям термометра могут быть: неисправность термометра; продолжительная работа двигателя на повышенной мощности; отказ управления створкой маслорадиатора; загрязнение сот маслорадиатора.

При отказе термометра двигатель работает устойчиво, падения давления масла не наблюдается. При изменении положения створки маслорадиатора температура масла остается постоянной. В таком случае следует продолжать полет до пункта назначения. При росте температуры масла вследствие повышенного режима работы двигателя следует открыть полностью створку маслорадиатора и уменьшить мощность двигателя. При повышении температуры масла из-за отказа управления створкой маслорадиатора следует доложить руководителю полетов, уменьшить мощность двигателя, поддерживая температуру масла в допустимых пределах. При возрастании температуры сверх допустимой нужно произвести посадку на аэродром или подобранную с воздуха площадку.

При загрязнении сот маслорадиатора температура масла повышается сравнительно медленно, поэтому целесообразно установить двигателю пониженный режим работы и продолжать полет, наблюдая за показаниями маслотермометра. Загрязнение сот маслорадиатора обычно не приводит к повышению температуры масла сверх допустимой, если полет производится на пониженном режиме двигателя с полностью открытой створкой.

**Неисправность топливной системы.** Перебои в работе двигателя, сопровождаемые падением давления бензина по указателю ЭМИ-Зк свидетельствуют о неисправности топливной системы, причинами которой могут быть: полное израсходование топлива; случайное закрытие пожарного крана; засорение бензофильтров, трубопроводов; отказ в работе бензонасоса.

При падении давления бензина необходимо: доложить об этом руководителю полетов; убедиться в наличии топлива по указателю топливомера; проверить, открыт ли пожарный кран (рукоятка крана должна находиться в переднем крайнем положении); повернуть ручку заливочного насоса влево в положение «Магистраль» и подкачивать бензин в топливную систему, контролируя давление по манометру; прекратить выполнение задания и произвести посадку на свой или ближайший аэродром или площадку; если давление бензина по прибору не восстанавливается и продолжаются перебои в работе двигателя, необходимо переключить заливочный насос в положение «Цилиндр» и ручной подкачкой подобрать нормальный режим работы двигателя.

При неравномерном расходе топлива из баков и разнице в количестве топлива в них необходимо создать крен 5—7° в сторону бака с меньшим запасом топлива и продолжать полет с креном до выравнивания уровней бензина.

**Тряска двигателя.** При появлении тряски следует: во всех случаях (за исключением падения давления топлива, а также при полете на малой высоте) убрать рычаг управления двигателем полностью на себя и, переведя самолет на планирование, установить нормальную скорость полета; если после этого тряска прекратится, плавно переместить рычаг управления двигателем вперед и установить необходимый для горизонтального полета режим работы двигателя;

если после изменения режима работы тряска двигателя не прекратится, необходимо увеличить частоту вращения до 72% и прожечь свечи; если тряска и после этого не прекратилась, следует рычагом газа и рычагом управления шагом винта подобрать частоту вращения и наддув, при которых она будет минимальной, и на этом режиме следовать до посадки на свой или запасной аэродром.

**Раскрутка винта.** Увеличение частоты вращения винта и двигателя сверх максимально допустимой называется раскруткой. Основными ее признаками являются: мелкая тряска двигателя; увеличение частоты вращения, могущее повлечь за собой поломку двигателя; резкое изменение звука работающего двигателя.

Если раскрутка произошла при взлете (что обнаруживается, как правило, на выдерживании), необходимо: рычагом управления шагом винта на себя «затяжелить» винт, уменьшив частоту вращения до номинальной для взлетного режима; продолжать взлет, не изменяя наддува; на высоте 5—10 м убрать шасси; выполнить нормальный полет по кругу и произвести посадку на аэродром.

При раскрутке винта при пикировании необходимо: убрать полностью наддув; «затяжелить» винт; вывести самолет из пикирования; прекратить выполнение задания и произвести посадку на свой аэродром.

**Пожар в воздухе.** При пожаре, возникшем в полете, необходимо: закрыть пожарный кран, выключить магнето и автомат сети «Зажигание»; перевести самолет на планирование и применить, если необходимо, скольжение для срыва пламени; при невозможности произвести посадку на аэродром выбрать площадку и произвести вынужденную посадку вне аэродрома; посадку вне аэродрома на незнакомую площадку производить с убраннным шасси и выпущенным посадочным щитком.

При пожаре в системе питания двигателя следует кратковременно дать полный газ, чтобы засосать пламя из карбюратора в цилиндры. Если это окажется невозможным, действовать, как указано выше.

При возникновении очага пожара в кабине или багажном отсеке следует, не открывая окон кабины, закрыть вентиляцию и ликвидировать очаг пожара с помощью бортового огнетушителя. При пожаре в цепях электропроводки, а также в случаях, когда огонь угрожает ей, необходимо выключить электропитание бортовой сети (АЗС, генератор, аккумулятор).

### Неисправности самолетных систем

**Отказ систем управления самолетом.** Причинами отказов систем управления могут быть как дефекты самих систем, так и нарушения правил их проверки при подготовке самолета к полету. В случаях отказа одной из систем управления самолетом пилот должен доложить руководителю полетов о характере отказа и принятом решении. Как правило, при отказах систем управления необходимо немедленно произвести вынужденную посадку. Особую опасность представляют отказы рулевого управления в условиях неспокойного воздуха (в болтанку).

При отказе одной из систем управления, возможно осуществление захода на посадку, используя другую исправную систему. Например, при отказе управления элеронами возможно устранение кренов рулем поворота, и наоборот — при отказе управления рулем поворота выдерживание направления полета или его изменение можно осуществить элеронами.

При отказе управления элеронами тенденция самолета к образованию кренов парируется отклонением руля поворота в сторону, противоположную крену. При отказе системы управления рулем поворота устранение произвольных разворотов самолета производится созданием крена с помощью элеронов в сторону, противоположную развороту. Для выполнения разворота в заданном направлении необходимо элеронами создать крен в сторону разворота.

Нужно иметь в виду, что при полете на больших углах атаки тенденция самолета к накрениванию и развороту увеличивается, поэтому скорость полета лучше выдерживать на 5—10 км больше установленной.

Для обеспечения безопасности не следует допускать кренов более 5°.

При отказе систем управления рулем высоты можно использовать его триммер. Для увеличения угла атаки триммер переводят на себя, для уменьшения — от себя. Эффективность триммера по сравнению с рулем высоты незначительна, поэтому все действия по сохранению нужного угла атаки или его изменению должны быть своевременными и точными.

Использование триммера вместо руля высоты - наиболее трудный элемент полета, особенно при заходе на посадку в условиях неспокойного воздуха (в болтанку).

**Отказ системы уборки-выпуска шасси.** В случае отказа основной системы выпуска шасси следует воспользоваться аварийной системой.

При аварийном выпуске шасси необходимо: проверить давление воздуха в аварийном баллоне; закрыть вентиль основной сети «Зарядка сети»; поставить кран шасси в положение «Нейтр.», открыть вентиль аварийного выпуска шасси «Авар.шасси», проверить выпуск шасси по загоранию трех зеленых сигнальных ламп и механическим указателям; поставить кран шасси в положение «Выпущено»; вентиль аварийного выпуска шасси «Авар.шасси» оставить в открытом положении до окончания полета; после посадки и окончания пробега освободить посадочную полосу, открыть вентиль основной сети «Зарядка сети» и, убедившись, что воздух в сети есть и тормоза действуют эффективно, зарулить на стоянку.

В случае невыпуска шасси ни основным, ни аварийным способом посадку производить с убраннным шасси только на грунтовую полосу.

**Отказ системы уборки-выпуска посадочного щитка.** При аварийном выпуске посадочного щитка необходимо: проверить давление воздуха в аварийном баллоне; закрыть вентиль основной сети «Зарядка сети»; открыть вентиль аварийного выпуска шасси «Авар.шасси»; поставить кран щитка в положение «Выпущено»; проверить выпуск посадочного щитка по загоранию на световом табло сигнальной лампы с красным светофильтром «Щиток выпущен».

Если в полете посадочный щиток ни основным, ни аварийным способом не выпускается, посадку выполнять с убраннным щитком. Приборная скорость планирования после четвертого разворота должна быть 150—160 км/ч

Техника выполнения посадки с убранным посадочным щитком не имеет существенных отличий от посадки с выпущенным щитком

**Отказ тормозов.** При отказе тормозов на вырубании необходимо прекратить руление, выключить двигатель и выяснить причину отказа.

При отказе тормозов на пробеге после посадки необходимо: после окончания пробега освободить по возможности посадочную площадку; на рулежной полосе проверить давление в основной воздушной сети и, если оно нормальное, выключить двигатель.

#### Неисправности электро-радионавигационного оборудования

Во всех случаях при внезапном отказе радиостанции необходимо:

- проверить соединение разъема переходного шнура авиагарнитуры или шлемофона;
- проверить, переведен ли регулятор громкости на максимальную слышимость;
- проверить радиосвязь на других каналах связи; проверить, не выключились ли автоматы защиты сети СПУ и УКВ.

Убедившись в отказе радиосвязи, следует прекратить дальнейшее выполнение задания и произвести посадку на свой аэродром.

**Отказ генератора** определяется по загоранию сигнальной лампы с красным светофильтром на световом табло «Отказ генератора» и по показаниям амперметра. Амперметр покажет появление тока разрядки аккумулятора. В случае отказа генератора необходимо:

- выключить генератор;
- в визуальном полете выключить максимум электропотребителей, за исключением автоматов защиты сети «Зажиг.», «Оигн. шасси и приоб. двиг., ЭУП»;
- прекратить выполнение задания и произвести посадку на свой или запасной аэродром;

Передатчик радиостанции и радиокompас следует включать кратковременно, поочередно, при необходимости. При этом необходимо помнить, что бортовая аккумуляторная батарея 20КНБН-25 обеспечивает питание электропотребителей в ночных условиях в течение 35—40 мин, в дневных условиях в течение 50 мин при выключенном генераторе.

При отказе преобразователя ПО-250А одновременно отключаются АРК-9, РВ-5 и МРП-56П. Обнаружив отказ ПО-250А, необходимо выключить на электрощитке автоматы защиты сети ПО-250А, РВ, АРК и МРП.

Вывод самолета на аэродром посадки следует осуществлять по ГМК-1А в сочетании с запросами радиопеленгаторов и по командам руководителя полетов.

При отказе преобразователя ПТ-200Ц одновременно отключаются пилотажно-навигационные приборы АГД-1К, ГМК-1А.

Обнаружив отказ ПТ-200Ц по загоранию на приборной доске сигнальной лампы с красным светофильтром «Отказ ПТ-200Ц», необходимо выключить на электрощитке автоматы защиты сети ПТ-200Ц, ГМК, АГД.

Пилотирование самолета следует осуществлять визуально и по ЭУП, вывод самолета на аэродром посадки — по АРК-9, КИ-13К, по запросам радиопеленгатора и командам руководителя полетов.

При отказе указателя скорости необходимо:

- прекратить выполнение задания и следовать на свой аэродром посадки;
- режим полета сохранять по показаниям вариометра и режиму работы двигателя (наддув и обороты).

#### **4. Особенности сезонной эксплуатации самолета**

**Эксплуатация самолета в весенне-летний период.** Весенне-летний период года характерен рядом особенностей, влияющих на условия эксплуатации самолета. К ним относятся: наличие опасных явлений погоды: гроз, штормов, ураганов, пыльных бурь; значительная запыленность аэродромов и атмосферы, отрицательно сказывающаяся на работе двигателя и других агрегатов самолета, имеющих трущиеся поверхности; общее повышение температуры воздуха, вызывающее перегревы двигателя и других агрегатов и систем самолета. Пилоту необходимо учитывать эти особенности эксплуатации самолета и своевременно принимать меры по предотвращению опасных последствий как при подготовке к полету, так и в полете.

При попадании в грозу, шторм и другие условия, характеризующиеся сильной турбулентностью воздуха, самолет испытывает значительные перегрузки, которые могут превысить допустимые эксплуатационные пределы и вызвать в деталях самолета остаточные деформации. Опасные явления погоды могут вызвать повреждения самолета также и на земле, если его швартовка на стоянке не отвечает установленным требованиям.

Обо всех случаях попадания самолета в опасные метеорологические условия пилот обязан доложить сразу же после полета и потребовать, чтобы силовые элементы конструкции были тщательно просмотрены.

Самолеты, находящиеся на якорной стоянке, независимо от ее продолжительности, должны быть надежно пришвартованы.

При учебных полетах на грунтовых аэродромах рулящие и взлетающие самолеты поднимают большое количество пыли, которая засасывается в цилиндры двигателя, оседает на шарнирных соединениях и других подвижных деталях, вызывая их преждевременный износ или отказ в работе. Оседание пыли на поверхностях фюзеляжа, крыла и рулей ухудшает аэродинамические характеристики самолета. Наличие пыли на цилиндрах двигателя ухудшает условия их охлаждения.

Для предотвращения вредного воздействия пыли на самолет пилот должен:

- не допускать руления в хвост впереди идущему самолету, а двигаться по отношению к нему уступом;
- включать пылефильтр двигателя при рулении на пыльных аэродромах;

- во время предполетного осмотра проверять чистоту поверхности самолета, цилиндров двигателя, сот маслорадиатора, шарнирных соединений, а после полета требовать очистки их от пыли.

В жаркое время года затрудняется выдерживание температуры головок цилиндров и температуры масла в заданных пределах. Перегрев двигателя приводит к понижению его мощности, что в свою очередь ухудшает условия взлета и набора высоты, увеличивая длину разбега и уменьшая скорость подъема.

Уменьшение плотности воздуха, связанное с его нагревом, также приводит к ухудшению взлетных характеристик самолета.

При рулении в условиях повышенной температуры возможны случаи перегрева тормозных устройств колес и снижения эффективности торможения, при этом повышается давление в пневматиках колес выше допустимого, что может привести к их разрыву. Увеличение объема рабочих жидкостей в системах самолета вследствие нагрева может вызвать их вытекание из-под неплотных соединений. При длительных стоянках самолета на земле из-за нагрева поверхности крыла и бензобака происходит расширение находящегося в баке бензина. Если баки были переполнены при заправке выше нормального уровня, то из-за увеличения давления расширившегося бензина возможно образование трещин и деформаций бензобаков. Интенсивное испарение бензина, разлитого на контактные соединения, электропроводку, может привести к воспламенению и вызвать пожар. Перезаливка двигателя перец запуском в жаркий день может вызвать затруднения при запуске.

Останов двигателя должен производиться после предварительного его охлаждения на режиме малого газа до температуры головок 140—150°С. Всякого рода работы — проворачивание винта, зачехление двигателя и т. п. — можно производить только после его охлаждения до температуры головок 80° С, так как в горячем состоянии двигатель может дать самопроизвольную вспышку.

Чтобы предотвратить перегрев двигателя в полете, необходимо при предполетном осмотре тщательно проверять, полностью ли открываются створки жалюзи капота, чистоту оребрения цилиндров, сеток воздухозаборников капота и карбюратора, состояние дюритовых соединений, хомутов, тяг и трубопроводов систем. Следить за тем, чтобы не было следов подтекания бензина и масла из-под прокладок, крышек, пробок.

При осмотре шасси следует проверять состояние пневматиков колес, не допускать увеличения давления в них. При рулении избегать интенсивного торможения, могущего повлечь перегрев тормозных устройств.

Повышение температуры головок цилиндров сверх допустимых пределов, как правило, появляется после взлета, особенно если перед взлетом двигатель продолжительное время работал на земле (например, при длительном рулении). Чтобы снизить температуру головок цилиндров, следует полностью открыть створки жалюзи капота, временно прекратить набор высоты и перевести самолет в режим горизонтального полета. Головки цилиндров наиболее эффективно охлаждаются встречным потоком воздуха на повышенной скорости. После охлаждения головок цилиндров можно продолжать набор высоты. При повышении температуры масла следует уменьшить мощность двигателя, предварительно открыв полностью створку маслорадиатора.

С целью предупреждения перегрева двигателя набор высоты до 3000 м рекомендуется производить на втором номинальном режиме при частоте вращения 70%. Приборная скорость при этом должна быть: 170 км/ч при температуре наружного воздуха у земли до 20°С; 180 км/ч при температуре наружного воздуха у земли свыше 20°С.

Если принятые меры не приводят к охлаждению двигателя, необходимо прекратить выполнение задания, доложить руководителю полетов и в зависимости от обстановки произвести посадку на своем или запасном аэродроме.

В летних условиях взлет и набор высоты обычно производятся с выключенным подогревом карбюратора. Однако следует помнить, что обледенение карбюратора может произойти и при положительных температурах. Особенно часто это наблюдается в ранние утренние часы при значительной влажности воздуха. Пилоту следует внимательно следить за самопроизвольным падением наддува в полете и предотвращать обледенение периодическим включением подогрева воздуха.

**Эксплуатация самолета в осенне-зимний период.** Низкие температуры воздуха в осенне-зимний период отрицательно влияют на конструкцию самолета и работу его систем. Увеличиваются напряжения в соединениях деталей конструкции за счет уменьшения зазоров. Резиновые изделия, пневматики колес, амортизационные и уплотнительные втулки теряют эластичность, становятся хрупкими. Затрудняется запуск двигателя из-за ухудшения испаряемости бензина и увеличения вязкости масла.

При низких температурах вязкость масла в двигателе и масляной системе значительно повышается, что исключает запуск двигателя без специальной подготовки. Для уменьшения времени на подготовку маслосистемы и двигателя к запуску масло, находящееся в двигателе и масляной системе, необходимо разжижать бензином при температуре наружного воздуха ниже +5°С. При температуре +5°С « выше запуск двигателя, имеющего в масляной системе разжиженное масло, можно производить без подогрева. Для разжижения масла бензином на самолете установлена система разжижения (см. табл. 13).

Если двигатель не поддерживается в теплом состоянии, эксплуатировать его с разжижением масла при отрицательных температурах разрешается до —30°С. При температурах окружающего воздуха ниже —30°С масло из маслосистемы необходимо сливать в конце летного дня. При подготовке двигателя к запуску в последующий летный день маслосистему следует заправлять маслом, подогретым до температуры 75—80°С.

Снег, иней, переохлажденный дождь, изморозь, оседая на поверхности самолета, образует ледяную корку, которая делает невозможным полет без предварительного удаления льда. Влага в виде инея оседает на внутренней поверхности бензиновых и масляных баков и после разогрева превращается в воду, которая, попадая в бензин и масло, изменяет их свойства.

Предполетный осмотр. При предполетном осмотре в осенне-зимний период особое внимание нужно обращать на состояние жалюзи капота и плотность прилегания створок, чистоту сетки воздухозаборника и трубки слива бензина из воздухозаборника.

При неплотном прилегании створок жалюзи и наличии больших люфтов возможно переохлаждение двигателя в полете, особенно в режиме планирования. Наличие на сетке воздухозаборника снега или льда уменьшает количество поступающего в карбюратор воздуха, приводит к снижению мощности двигателя, а иногда и к нарушению его нормальной работы.

Засорение трубки слива бензина из воздухозаборника карбюратора и трубопровода, сообщающего маслобак с атмосферой, происходит вследствие конденсации влаги на их внутренних стенках, которая образуется благодаря разности их температур. Возможно также засорение трубок снегом при рулении и стоянке самолета.

Засорение трубки слива бензина из воздухозаборника карбюратора приводит к скоплению бензина в его корпусе и может вызвать пожар. Закупорка трубопровода, сообщающего масляный бак с атмосферой, может привести к разрушению маслобака, так как воздух, выделяемый из масла, и газы, поступающие в маслобак через суфлирующий трубопровод, создадут повышенное давление внутри системы.

При осмотре шасси следует обращать особое внимание на состояние пневматиков, шарниров, замков выпущенного и убранного положения. При низких температурах из-за понижения эластичности резины даже небольшие повреждения покрышек колес могут привести к возникновению на них трещин и разрывов. Этому способствует понижение давления в пневматиках колес за счет уменьшения объема холодного воздуха.

Недостаточная смазка, а также загрязнение шарниров и замков шасси попадающим на них снегом или влагой вызывают коррозию их деталей. Это приводит к увеличению напряжений при их работе, а при значительной коррозии — к разрушению шарнира или замка. Обледенение деталей замков, особенно крюка и защелки, является наиболее частой причиной нарушения фиксации шасси в убранном положении. Замерзание влаги в цилиндре открытия замка убранного положения может сделать невозможным выпуск шасси в полете.

Наличие льда или инея на поверхности фюзеляжа, крыла, хвостового оперения, узлов и шарниров крепления элеронов и рулей приводит к ухудшению аэродинамических характеристик и управляемости самолета. При взлете это может привести к невозможности отрыва, а при посадке — к сваливанию самолета при создании посадочного положения. Наличие льда или снега в зазорах между крылом и элероном, а также между подвижными и неподвижными частями хвостового оперения нарушают характер обтекания самолета воздушным потоком, приводят к вибрациям отдельных частей самолета и тряске. Может измениться также диапазон отклонения рулей и элеронов, а в некоторых случаях произойти и их заклинивание.

Наличие льда на поверхности лопастей винта, как правило, вызывает сильную тряску всего самолета и может привести к разрушению в полете отдельных узлов и силовых элементов конструкции. Следует обращать внимание на плавность хода щитка при его выпуске и уборке и на продолжительность этого процесса. Нарушение плавности хода, увеличение времени выпуска и уборки указывают на неисправности в системе, которые могут привести к зависанию щитка в промежуточном положении и усложнить посадку.

Проверка на герметичность и нормальную работу редукционного клапана ПУ-7 и дифференциала ПУ-8 должна проводиться особенно тщательно, так как при отрицательных температурах возможны отказы их в работе из-за коррозии в клапанах и замерзания влаги, конденсирующейся в трубопроводах воздушной системы. При проверке рычагов управления двигателем следует обращать внимание на легкость их перемещения. Чрезмерные усилия, которые требуются для их перемещения, могут явиться причиной их деформаций и приведут к изгибу и разрушению рычагов, кронштейнов, к изгибу и смещению трубок проводки относительно кронштейнов. Это в свою очередь вызовет изменение регулировки системы управления двигателя и изменение режимов его работы.

Запуск и опробование двигателя пилотом производится, как правило, после опробования его работы техническим составом при подготовке самолета, т.е. когда все детали и системы двигателя достаточно и равномерно прогреты. В данном случае процесс запуска не отличается от запуска при положительных температурах.

В случаях, когда запуск производится после подогрева двигателя наземным подогревателем, необходимо иметь в виду следующее:

1. Для обеспечения запуска достаточно двух-трех подач бензина заливочным шприцем. Усиленная заливка бензина недопустима, так как излишний бензин стекает в воздухозаборник карбюратора и при обратном выхлопе воспламеняется. Обратный выхлоп, несмотря на чрезмерную заливку, происходит за счет образования бедной смеси вследствие недостаточного подогрева двигателя или из-за установки рычага газа в переднее положение (например, при попытке поддержать работу двигателя помпой приемистости). Для уменьшения вероятности обратного выхлопа необходимо поддержать работу двигателя при его первых оборотах только заливочным насосом.

При воспламенении бензина в воздухозаборнике карбюратора нужно увеличить частоту вращения, чтобы засосать пламя в цилиндры. Если это сделать не удастся, — остановить двигатель, закрыть пожарный кран, открыть крышки капота и применить средства пожаротушения.

2. После запуска следует сразу же обратить внимание на давление масла, так как при низких температурах чаще наблюдается отклонение давления от его нормальной величины. Причиной падения давления чаще всего бывает неравномерный и недостаточный подогрев масла в баке. При отсутствии давления масла двигатель следует выключить.

Прогрев и опробование двигателя производятся обычным порядком, в соответствии с Инструкцией по эксплуатации двигателя.

**Выруливание.** Чтобы стронуть самолет с места стоянки или остановки на заснеженном или размокшем аэродроме, требуется несколько большая мощность двигателя. Страгивать самолет путем резкого изменения мощности двигателя или раскачкой самолета запрещается. При рулении по слабо укатанному снегу или по размокшему грунту возможно неожиданное полное прекращение движения одного из колес, что может привести к непровольному развороту самолета. Рулить следует на пониженной скорости, соблюдая максимальную осмотрительность.

При выполнении разворотов на слабо укатанном или размокшем аэродроме нужно обязательно соблюдать рекомендуемый радиус разворота (не менее полуразмаха крыла). При разворотах с меньшим радиусом увеличиваются закручивающие напряжения на заторможенном колесе вследствие боковых нагрузок на него от снега или грязи.

Руление по прямой должно выполняться при положении штурвала на себя. При наличии на аэродроме грязи или смерзшихся комьев снега или льда штурвал нужно установить в нейтральное положение, чтобы избежать повреждения руля высоты кусками льда, поднимаемыми струей воздуха от винта. Следует также при этом создать предельно допустимую заднюю центровку, чтобы разгрузить переднее колесо шасси и предотвратить возможность его зарывания в снег или грунт.

Руление вслед за движущимся впереди самолетом недопустимо, так как снег или грязь, поднятые его винтом, могут попасть в воздухозаборник карбюратора, капот, соты маслорадиатора, дренажные трубопроводы. При рулении в условиях повышенной влажности или обледенения необходимо пользоваться подогревом воздуха, поступающего в карбюратор, поддерживая его температуру в пределах 10—15°C.

Взлет и набор высоты. Техника взлета и набора высоты не изменяется, но перед взлетом необходимо хорошо прогреть двигатель и хотя бы кратковременно включить подогрев воздуха, поступающего в карбюратор (если не предусматривается взлет с включенным подогревом).

Перед взлетом показания приборов контроля температуры двигателя должны быть следующими: головок цилиндров — не менее +140°C; воздуха на входе в карбюратор +10°C; масла — не менее +50°C.

При более низких температурах головок цилиндров и поступающего в карбюратор воздуха могут возникнуть перебои, снижение мощности и частичный отказ двигателя. Недостаточно прогретое масло может вызвать падение давления из-за попадания холодного масла в каналы маслосистемы и частичной закупорки последних. Падение давления масла ниже 0,2 кгс/см<sup>2</sup> наблюдается редко. Температурные режимы двигателя в холодное время года хорошо выдерживаются, и их рост выше допустимых пределов не наблюдается.

**Горизонтальный полет.** В холодное время года температуру головок цилиндров и температуру масла следует поддерживать ближе к верхнему их значению, для цилиндров 140—210°C, для масла 50—60°C. Увеличение весового заряда смеси при низких температурах приводит к некоторому охлаждению головок цилиндров. Для улучшения состава смеси, повышения температуры головок цилиндров и предотвращения обледенения во всасывающей системе следует включить подогрев воздуха на входе в карбюратор и поддерживать его температуру +10°C. В случаях, когда температура головок цилиндров падает ниже 140°C, необходимо для ее повышения перевести двигатель на повышенный режим, предварительно закрыв створки жалюзи.

При повышении в полете температуры масла до 85°C следует проверить открытие створки маслорадиатора. Если створки открыты полностью, повышение температуры указывает на нарушение циркуляции масла через соты маслорадиатора из-за замерзания его в сотах. В данном случае масло циркулирует через предохранительный клапан, минуя соты.

Для прогрева масла нужно полностью закрыть створку канала маслорадиатора, а через 8—10 мин приоткрыть ее. Если температура масла при этом будет понижаться, это означает, что масло-радиатор прогрелся. Если понижение температуры масла не наблюдается, снова закрыть створку и повторно произвести прогрев. Для предотвращения замерзания масла в цилиндре втулки винта рекомендуется через каждый час полета два-три раза перевести винт с малого шага на большой, изменяя частоту вращения в пределах 74—55%, а затем установить первоначальное число оборотов. При температурах воздуха ниже —25°C изменение шага винта следует производить через каждые 25-30 мин полета. Застывание масла в цилиндре втулки ухудшает работу винта в полете, увеличивает время, потребное на перевод его с одного шага на другой, и может привести к тому, что система поддержания постоянства частоты вращения работать не будет.

**Снижение и посадка.** При снижении пилот должен внимательно следить за тем, чтобы температура головок цилиндров была не ниже 140°C, а масла +50°C. Так как двигатель работает на пониженной мощности, а скорость полета не изменяется, то вероятность переохладения двигателя возрастает.

Если при снижении произошло падение температуры головок цилиндров ниже 140°, а температура масла ниже 50°, рекомендуется для восстановления температурного режима на некоторое время перевести самолет в горизонтальный полет при закрытых жалюзи капота и створке маслорадиатора.

Другим способом поддержания температурного режима двигателя является снижение на увеличенной мощности с выпущенными шасси и щитком. Переохладение двигателя допускать не следует, так как при этих условиях его приемистость значительно ухудшается и в случае ухода на второй круг или при исправлении расчета подтягиванием возможны перебои в работе двигателя или его остановка. При уходе на второй круг необходимо увеличить наддув до взлетного, переместив рычаг управления двигателем в крайнее переднее положение за 1,5 - 2 с.

Полет в условиях обледенения и в снег. Самолет Як-18Т не оборудован противообледенительным устройством, поэтому полет в условиях обледенения на нем запрещается. При попадании в зону обледенения пилот обязан немедленно выйти из нее. Однако даже кратковременное пребывание в условиях обледенения может вызвать некоторые нарушения нормальной работы конструкции самолета или его отдельных систем.

При обледенении винта нарушается характер обтекания его лопастей потоком воздуха, вследствие чего возникает тряска винта и всего самолета. Для ее устранения следует несколько раз энергично перевести винт на предельно малый шаг, задерживая его в этом положении на 3—4 с. При изменении угла атаки лопастей лед с их кромок сбрасывается набегающим потоком воздуха. Для предотвращения обледенения приемника воздушного давления и отказа по этой причине указателя скорости, вариометра и высотомера следует включать обогрев ПВД до входа в зону осадков.

При попадании самолета в снежный заряд пилоту следует воспользоваться стеклоочистителем. Включать его рекомендуется на скорости не более 220 км/ч.

При температуре окружающего воздуха до  $-20^{\circ}\text{C}$  переключатель стеклоочистителя разрешается устанавливать в любое из положений: «Пуск», «1-я скорость» или «2-я скорость». При этом время работы стеклоочистителя при установке переключателя в положение «1-я скорость» и «2-я скорость» не ограничивается.

При температуре окружающего воздуха ниже  $-20^{\circ}\text{C}$  переключатель стеклоочистителя необходимо установить в положение «Пуск» на время не более 30 мин с последующей перестановкой переключателя в положение «1-я скорость». Переключатель стеклоочистителя устанавливать в положение «2-я скорость» запрещается. Выключение стеклоочистителя с любой скорости производится установкой переключателя в нейтральное положение.

**Заруливание на стоянку и останов двигателя.** Руление на стоянку следует производить с полностью закрытой створкой маслорадиатора. Снег, попадая в соты, превращается в воду, которая, задерживаясь в сотах, замерзает в них по мере охлаждения двигателя. Образовавшийся лед деформирует соты, что вызывает течь маслорадиатора. По этой же причине не следует рулить к струе винта, находящегося впереди самолета, так как вследствие этого увеличивается вероятность попадания снега в соты маслорадиатора.

В целях профилактики рекомендуется сразу же после останова двигателя произвести продувку сот воздухом от аэродромного баллона или от наземного подогревателя.

Владимир Львович **Пришкольник**  
Юрий Иванович **Янкевич**

#### «САМОЛЕТ Як-18Т (конструкция и эксплуатация)»

Рецензент Г. Н. Зайцев Редактор А. М. Лебедев  
Редактор издательства Э. М. Федорова  
Обложка художника Г. П. Казаковцева  
Технический редактор Л. Е. Шмелева  
Корректоры О. М. Зверева, Л. Б. Кулакова  
И Б № 1578

Сдано в набор 10. 08. 77 г.  
Подписано к печати 10. 01. 1978 г.  
Формат 60×90/1в Бум. тип. № 2  
Печ л. 14 Уч. изд л 16, 39  
Тираж 10. 000 экз. Т— 00703  
Изд. № 1 — 1—2/17 № 6933  
Зак. тип. 3173.  
Изд-во «ТРАНСПОРТ»,  
Москва, Басманный туп., ба

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома при Государственном комитете Совета Министров СССР по делам издательств, полиграфии и книжной торговли, Хохловский пер., 7.

Оцифровал Александр Мамаев для ГП 2-й МАК.  
20.11.03.  
FineReader Corporate Edition v.6.0