

*М. В. Лунатов*

# САМОЛЕТ ПО-2 И ЕГО МОДИФИКАЦИИ



РЕДИЗДАТ АЭРОФЛОТА  
МОСКВА · 1951

М. В. ЛИПАТОВ

# САМОЛЕТ По-2 И ЕГО МОДИФИКАЦИИ

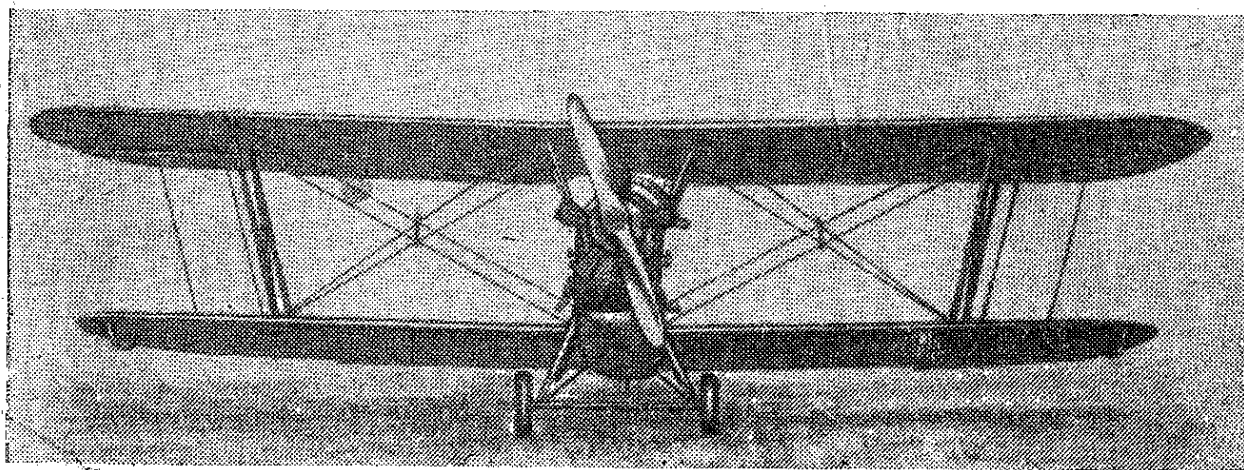
УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ ДЛЯ ЛЕТНЫХ  
ШКОЛ И ПОДРАЗДЕЛЕНИЙ ГВФ

м Социали-



Самолет По-2 (У-2) сконструирован в 1928 г. Героем Социалистического Труда Николаем Николаевичем Поликарповым.

С 1928 г. и по настоящее время самолет По-2 (рис. 1, 2, 3) является основным самолетом первоначального обучения. Подавляющее большинство советских летчиков первые свои полеты совершили на этом самолете.



*Рис. 1. Самолет По-2 (вид спереди).*

В 1930 г. самолет По-2 поступил для массовой эксплуатации в народном хозяйстве в вариантах: связного, сельскохозяйственного для борьбы с саранчой и малярийным комаром. С 1935 г. самолет По-2 выпускался также и в санитарном варианте для перевозки больных из районов, отдаленных от железных дорог.

Самолет По-2 приобрел широкую популярность за свои хорошие летные свойства, простоту конструкции и эксплуатации, живучесть и за возможность эксплуатации во внеаэродромных условиях, с посадками на пашни и луга.

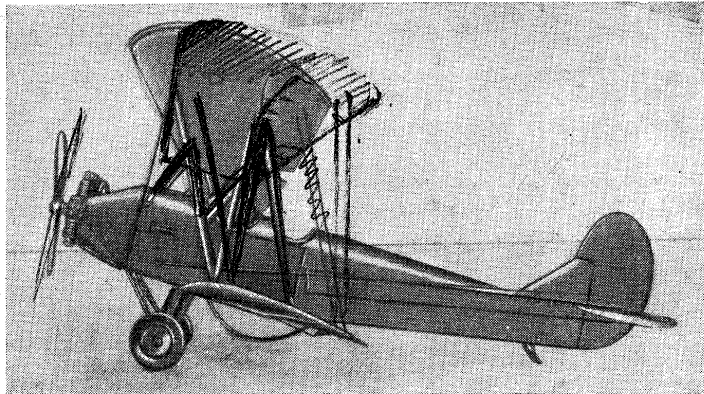


Рис. 3. Самолет По-2 (вид сбоку).

Особенно большой популярностью самолет По-2 пользовался в период Великой Отечественной войны.

Самолет По-2 и все его модификации широко применялись для обеспечения нужд фронта. На них эвакуировались раненые непосредственно с передовых позиций, осуществлялась связь между воинскими частями, с партизанами, доставлялись им продукты питания и боеприпасы. Самолет По-2 с большим успехом применялся в качестве бомбардировщика, корректировщика, разведчика и т. п.

В послевоенный период и в настоящее время самолеты По-2 и его модификации с таким же успехом используются для развития народного хозяйства.

Самолет По-2 является двухместным бипланом, деревянной конструкции. На нем установлен отечественный мотор воздушного охлаждения М-11Д или М-11К с номинальной мощностью в 115 л. с. На моторе установлен деревянный воздушный винт. В эксплуатации применяются воздушные винты с шагом 1,49 м; 1,67 м; и 1,73 м.

Фюзеляж самолета ферменный, подкосно-расчалочной конструкции, состоит из двух частей: передней и задней. В передней части фюзеляжа расположены две кабины (одна за другой), где сосредоточены органы управления самолетом, мотором и оборудованием.

Крылья самолета прямоугольной формы с закругленными концами, соединенные между собой при помощи И-образных стоек и расчалок, образуют коробку крыльев.

Крыло двухлонжеронной конструкции с внутренними расчалками.

Хвостовое оперение состоит из горизонтального и вертикального оперения. Горизонтальное оперение подкосного типа и имеет в плане прямоугольную форму с эллиптическими закруглениями. Руль высоты снабжен триммером.

Управление самолетом двойное, позволяющее осуществлять управление им из первой (передней) и второй (задней) кабины. Управление — смешанной конструкции, состоит из жестких тяг и мягкой тросовой и проволочной проводки.

Взлетно-посадочное устройство неубирающееся и состоит из шасси и костыля. Схема шасси — осевая.

Шасси состоит из амортизационных стоек, подкосов, тросов, оси и колес. В качестве амортизации применен резиновый амортизационный шнур. Шасси крепится на узлах фюзеляжа. Костыль управляемый, так как связан с рулем направления.

Моторная рама представляет собой пространственную ферму, изготовленную из стальных труб.

Управление мотором двойное и выполнено из стальных тяг и рычагов.

Бензиновый и масляный баки расположены в передней части фюзеляжа. Подача горючего в мотор осуществляется самотеком. На самолетах последних выпусков подача горючего осуществляется бензиновым насосом БНК-12АС. Смазка мотора осуществляется под давлением при помощи масляного насоса МНМ-11.

Специальное оборудование самолета состоит из аэронавигационного и электрооборудования. Аэронавигационное оборудование расположено на приборных досках в первой и во второй кабинах. Управление электрооборудованием расположено в основном в первой кабине. Источником питания электроэнергией на самолете По-2 является аккумуляторная батарея 12А-10 напряжением 24 в.

Основным строительным материалом самолета служит дерево, преимущественно авиационная осина; в меньшем количестве — ясень и липа. Металлические узлы и детали самолета изготовлены



из малоуглеродистых сталей марок 20, 20А и 35. В меньшем количестве применяется сталь марок 45 и 45А, в основном для точеных и фрезерованных деталей. Из специальных сталей высокой прочности применяется хромансильевая сталь, из которой изготовлена ось шасси. В ограниченном количестве применяется дуралюмин (алюминиевый сплав).

В качестве тканей для обшивки самолета применяется авиационное полотно: хлопчатобумажное АМ-93, АМ-100 или льняное марки АЛЛ.

Кроме учебного самолета По-2, имеются следующие его модификации:

1. Самолеты По-2С (С-2).
2. Самолеты По-2А заводского выпуска 1946 г., а также переоборудованные учебные самолеты По-2 в авиационно-ремонтных базах ГВФ.
3. Самолеты По-2А (АП-СП) заводского выпуска до 1941 г.
4. Самолеты По-2Л, переоборудованные из учебных самолетов По-2 в авиационных ремонтных базах ГВФ.
5. Самолеты По-2Л заводского выпуска 1948 г.

Все указанные модификации самолета По-2 созданы на базе учебного самолета По-2 и предназначены для обслуживания нужд народного хозяйства СССР.

Самолет По-2С является санитарным самолетом и применяется для срочной доставки врачей в районы, отдаленные от железных дорог, с целью оказания срочной медицинской помощи больным, а также для перевозки больных. Кроме санитарного применения, самолет По-2С используется на местных линиях ГВФ как транспортный.

Самолет По-2А является сельскохозяйственным самолетом. Он применяется для рассеивания минеральных удобрений с целью подкормки сельскохозяйственных культур, для борьбы с малярийным комаром и другими вредными насекомыми. Для этой цели на самолете По-2А устанавливается специальная аппаратура — аэропыливатель или аэропрыскиватель. Кроме сельскохозяйственного применения, самолет По-2А используется на местных линиях ГВФ как транспортный.

Самолет По-2Л является пассажирским самолетом. Он применяется на местных линиях ГВФ для перевозки пассажиров, грузов и почты. Этот самолет используется также в качестве санитарного самолета для доставки врача к больному и перевозки больного.

Самолеты По-2С, По-2А и По-2Л, наряду с основными вариантами применения, широко используются по охране лесов от пожара, для геологоразведывательных работ, фотографирования и связи.

Основное конструктивное отличие всех вышеперечисленных модификаций от самолета По-2 заключается в изменении конструкции кабин, применительно к целевому назначению самолета, и в изменении компоновки самолета в целом, с целью обеспечения эксплуатационных центровок для безопасности полетов при максимальной загрузке этих кабин.

Основными конструктивными отличиями каждой модификации от учебного самолета По-2 являются следующие:

#### Самолет По-2С

1. На месте второй кабины и первого отсека задней части фюзеляжа оборудована закрытая кабина для размещения врача и больного на стандартных носилках или двух пассажиров.
2. Передняя часть фюзеляжа удлинена на 304 мм для обеспечения эксплуатационных центровок самолета при полной загрузке санитарной кабины.
3. Кабина пилота оборудована закрытым сдвижным фонарем для улучшения условий работы.
4. Установлен дополнительный задний бензобак для увеличения дальности полета.

#### Самолеты По-2А заводского выпуска с 1946 г. или переоборудованные из учебных самолетов По-2

1. На месте второй кабины установлен бак для химикатов.
2. На месте первого отсека задней части фюзеляжа оборудована третья кабина для авиатехника при перелетах самолета с базы в районы авиационных работ.
3. Уменьшен вынос верхнего крыла с 800 мм на 600 мм, для обеспечения допустимых эксплуатационных центровок самолета при полной загрузке бака химикатами или размещения авиатехника в третьей кабине.
4. Все три кабины оборудованы легкоъемными фонарями закрытого типа для улучшения условий работы пилота и перевозки пассажиров в осенне-зимний период.

#### Самолет По-2А (АП-СП) выпуска до 1941 г.

1. Вторая и третья кабины оборудованы так же, как на самолете По-2А выпуска с 1946 г., но со значительным смещением вперед вместе с кабиной пилота и с одновременным их уменьшением. Такая компоновка кабин позволила обеспечить самолету эксплуатационные центровки без изменения выноса верхнего крыла.
2. Вместо фюзеляжного бензобака емкостью 196 л установлены два бензобака емкостью по 67,5 л; один из них размещен в передней части фюзеляжа, а другой — в центроплане.

#### Самолет По-2Л заводского выпуска с 1948 г.

1. На месте второй кабины и половины первого отсека задней части фюзеляжа оборудована закрытая кабина для размещения двух пассажиров или врача и больного на стандартных носилках.
2. Уменьшен вынос верхнего крыла с 800 мм на 600 мм для обеспечения допустимых эксплуатационных центровок самолета при полной загрузке пассажирской кабины.

3. Кабина пилота оборудована закрытым сдвижным фонарем для улучшения условий работы.

Самолет По-2Л, переоборудованный из учебного самолета По-2

Конструктивные отличия самолетов По-2Л, переоборудованных из учебных самолетов По-2, такие же, как у заводских самолетов По-2Л, за исключением пассажирской кабины, которая длиннее вследствие использования под кабину полностью первого отсека задней части фюзеляжа.

## 2. Основные данные

### Линейные размеры

(рис. 4, 5, 6)

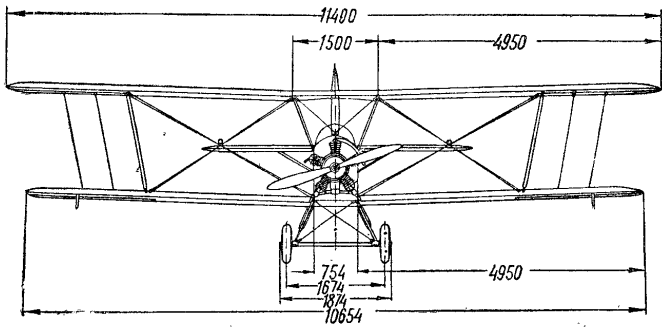


Рис. 4. Чертеж самолета По-2 (вид спереди).

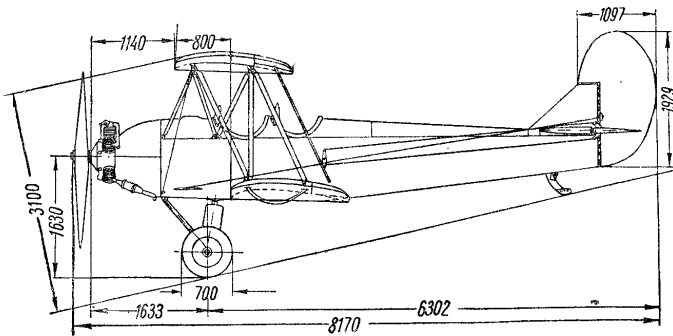


Рис. 5. Чертеж самолета По-2 (вид сбоку).

Длина самолета . . . . .	8170 мм
Высота самолета . . . . .	2900 »
Размах верхнего крыла . . . . .	11400 »
Размах нижнего крыла . . . . .	10654 »
Размах центроплана . . . . .	1500 »
Размах элерона . . . . .	2237 »

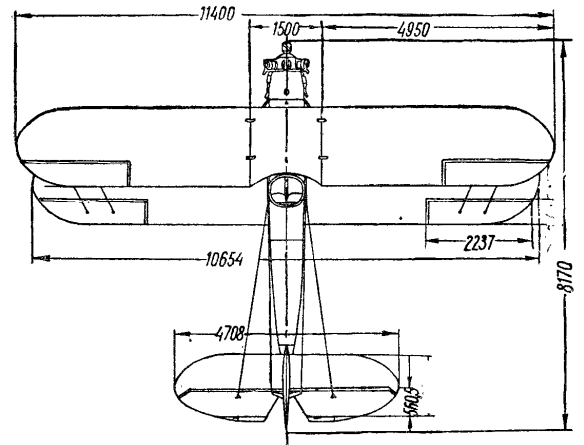


Рис. 6. Чертеж самолета По-2 (вид в плане).

Размах горизонтального оперения . . . . .	4708 »
Длина хорды верхнего крыла . . . . .	1654 »
Длина хорды нижнего крыла . . . . .	1654 »
Расстояние от носка коленчатого вала мотора до земли (при положении самолета в линии полета) . . . . .	1630 »
Расстояние от конца лопасти до земли (при положении самолета в линии полета) . . . . .	430 »
Расстояние от оси колес до костьля (в линии полета) . . . . .	5105 »
Ширина колеи шасси . . . . .	1674 »
Размер пневматика колес . . . . .	700×150 мм
Длина основной лыжи . . . . .	2200 мм
Ширина полоза лыжи (переменная) . . . . .	264—334 мм
Длина хвостовой лыжи . . . . .	500 мм
Ширина хвостовой лыжи . . . . .	204 »

### Площади

Площадь верхних крыльев с элеронами . . . . .	17,7 м <sup>2</sup>
Площадь нижних крыльев с элеронами . . . . .	15,45 »
Общая площадь крыльев с элеронами . . . . .	33,15 »
Площадь элеронов . . . . .	4,3 »
Площадь центроплана . . . . .	2,25 »
Площадь стабилизатора . . . . .	2,9 »
Площадь руля высоты (двух половин) . . . . .	2,15 »

Общая площадь горизонтального оперения . . .	5,05 м <sup>2</sup>
Площадь киля . . . . .	0,34 »
Площадь руля направления . . . . .	1,33 »
Общая площадь вертикального оперения . . .	1,67 »
Площадь опорной поверхности обеих основ- ных лыж . . . . .	0,89 »

#### Размеры кабин

Первая кабина (По-2, По-2А, По-2Л), длина, ширина, высота . . . . .	575×650×730 мм
Первая кабина (По-2С) . . . . .	600×660×700 »
Вторая кабина (По-2) . . . . .	575×650×730 »
Вторая кабина (По-2А) . . . . .	590×680×920 »
Третья кабина (По-2А, АП-СП) . . . . .	580×650×730 »
Пассажирская кабина (По-2С) (длина средняя)	1090×660×1150 »
Пассажирская кабина (По-2Л АРБ-402) . . .	1350×680×1150 »

#### Емкости баков

Емкость фюзеляжного бензобака новой кон- струкции . . . . .	196 л
Емкость фюзеляжного бензобака старой кон- струкции . . . . .	126 »
Емкость центропланного бензобака (По-2А) . .	67,5 »
Емкость заднего фюзеляжного бака (По-2С) . .	74 »
Емкость маслобака старой конструкции . . . .	21,5 »
Емкость маслобака новой конструкции . . . .	25 »
Емкость бака для химикатов (По-2А) . . . . .	287 »

#### Объемы кабин

Объем первой кабины (По-2, По-2А, По-2Л) . .	0,26 м <sup>3</sup>
Объем первой кабины (По-2С) . . . . .	0,27 »
Объем второй кабины (По-2) . . . . .	0,26 »
Объем второй кабины (По-2А) . . . . .	0,36 »
Объем пассажирской кабины (По-2С) . . . . .	0,82 »
Объем пассажирской кабины (По-2Л АРБ-402)	1,05 »

#### Регулировочные данные

Установочный угол правого верхнего крыла . .	2° ±10'
Установочный угол правого нижнего крыла . .	2° ±10'
Установочный угол левого верхнего крыла . .	2° ±10'
Установочный угол левого нижнего крыла . .	2° ±10'
Установочный угол левого верхнего крыла у стойки . . . . .	2° 20' ±10'
Установочный угол левого нижнего крыла у стойки . . . . .	2° 20' ±10'
Поперечное V верхнего крыла . . . . .	2° ±10'
Поперечное V нижнего крыла . . . . .	2° ±10'

Вынос верхнего крыла (По-2) . . . . .	800 <sup>±5</sup> мм
Вынос верхнего крыла (По-2С) . . . . .	800 <sup>±5</sup> мм
Вынос верхнего крыла (АП-СП выпуска 1939—1941 гг.) . . . . .	800 <sup>±5</sup> мм
Вынос верхнего крыла (По-2А выпуска 1946 г. и АРБ ГВФ) . . . . .	600 <sup>±5</sup> мм
Вынос верхнего крыла (По-2Л выпуска 1948 г. и АРБ ГВФ) . . . . .	600 <sup>±5</sup> мм
Отклонение руля высоты:	
вверх . . . . .	28° ±2°
вниз . . . . .	13° ±2°
Отклонение руля направления:	
вправо . . . . .	20° ±2°
влево . . . . .	20° ±2°
Отклонение верхних элеронов:	
вверх . . . . .	22° ±2°
вниз . . . . .	22° ±2°
Отклонение нижних элеронов:	
вверх . . . . .	20° ±2°
вниз . . . . .	16° ±2°
Углы установки стабилизатора . . . . .	От +3°25' до -2°10'
Отклонение триммера руля высоты:	
вверх . . . . .	26°
вниз . . . . .	26°

#### Особые данные

Нагрузка на 1 м <sup>2</sup> поверхности крыльев (для учебного варианта G = 1000 кг) . . . . .	30,1 кг/м <sup>2</sup>
Нагрузка на 1 м <sup>2</sup> поверхности крыльев (для других видов применения G = 1250 кг) . . . .	37,7 »
Нагрузка на 1 л. с. (для учебного варианта G = 1000 кг) . . . . .	8,7 кг/л. с.
Нагрузка на 1 л. с. (для других видов при- менения G = 1250 кг) . . . . .	10,8 »
Стояночный угол самолета . . . . .	14°
Профиль крыла . . . . .	№ 2 ОСС ЦКБ (ЦАГИ—541)
Удлинение верхнего крыла (по данным аэро- динамического расчета) . . . . .	7,33
Удлинение нижнего крыла (по данным аэро- динамического расчета) . . . . .	6,74
Расчетная прочность самолета для полетного веса 1000 кг (коэффициент перегрузки для случая А кр.) . . . . .	7,3 <sup>1</sup>
То же для полетного веса 1250 кг . . . . .	6,64
Коэффициент безопасности . . . . .	1,5
Вес комплекта лыж . . . . .	41 кг

<sup>1</sup> Действительная прочность самолета по материалам статических испытаний значительно больше расчетной.

Весовые данные	
Вес пустого самолета (По-2)	750 кг
Полетный вес самолета (учебный вариант)	1000 »
Полезная нагрузка	250 »
В том числе:	
инструктор	80 кг
курсант	80 »
бензин	80 »
масло	10 »
Всего	250 кг

Центровочные данные	
Положение центра тяжести пустого самолета	31,6% САХ
Положение центра тяжести грузевого самолета в учебном варианте	33,34 %САХ
Величина средней аэродинамической хорды САХ	1556 мм
Вынос САХ вперед по отношению передней кромки нижнего крыла	455 »
Расстояние передней кромки нижнего крыла до противопожарной перегородки	945 »

Летные данные	
(полетный вес 1150 кг; винт ВД-451)	
Максимальная скорость:	
у земли	150 км/час
на высоте 500 м	149 »
на высоте 1000 м	148 »
на высоте 2000 м	140 »
Скороподъемность у земли	2,3 м/сек
Время набора:	
на высоту 500 м	3,8 мин.
на высоту 1000 м	8,3 мин.
Практический потолок	3100 м
Скорость отрыва	75 км/час
Разбег:	
длина разбега	150 м
время разбега	12 сек.
длина взлетной дистанции до высоты 25 м	600 м
Посадочная скорость	70 км/час
Пробег:	
длина пробега	170 м
время пробега	18 сек.
Длина посадочной дистанции с высоты 25 м	500 м
Скорость набора высоты до высоты 1000 м	95 км/час
Скорость планирования	95 км/час

Крейсерская скорость при $n = 1460$ об/мин на высоте 600 м	120 км/час
Расход горючего на крейсерской скорости	22 кг/час
Средний расход горючего для учебных полетов	22 кг/час
Расход масла	1,0 кг/час

### 3. Основные аэродинамические данные

Самолет По-2 имеет крыло прямоугольной формы в плане с закругленными концами (рис. 7).

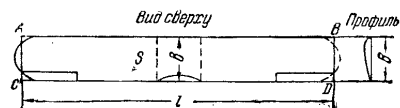


Рис. 7. Форма крыла в плане.

Максимальная толщина профиля крыла По-2 (рис. 8) равна 134 мм, длина хорды 1654 мм, что составляет 0,081 или 8,1%.

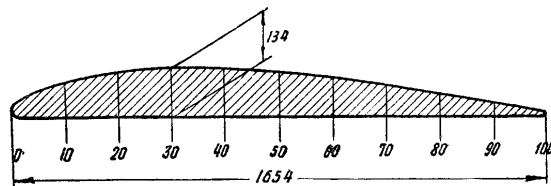


Рис. 8. Профиль крыла.

Таким образом профиль крыла самолета По-2 является средним. Профиль крыла самолета По-2 имеет плоско-выпуклую форму.

#### Характеристика профиля

$C_{y \max}$	1,275	$\frac{C_{y \max}}{C_{x \min}}$	81,2
$C_{x \min}$	0,0157	Относительная толщина	0,081
$C_{то}$	0,030	Относительная вогнутость	0,0405
$R_{кр} = \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{\max}$	18	Относительное положение максимальной вогнутости в долях хорды	0,3

### Аэродинамическое качество

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

Качество крыла можно определить следующим отношением:

$$K_{кр} = \frac{\text{подъемная сила}}{\text{лобовое сопротивление}} = \frac{Y}{Q}$$

или:

$$K_{кр} = \frac{\text{коэффициент подъемной силы}}{\text{коэффициент лобового сопротивления}} = \frac{c_y}{c_x}$$

У современных самолетов наибольшее значение качества крыльев достигает 20—22.

Качество крыла зависит от его удлинения (отношения размаха к хорде) и от углов атаки. Чем больше удлинение крыла, тем больше его качество.

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

Качество отдельно взятого крыла не имеет практического значения, так как крыло не работает изолированно. Поэтому практический интерес будет представлять качество всего самолета. По аналогии с качеством крыла качество самолета может быть выражено как отношение:

$$K_{сам} = \frac{\text{коэффициент подъемной силы}}{\text{коэффициент лобового сопротивления самолета}} = \frac{c_y}{c_{x сам}}$$

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

Коэффициент лобового сопротивления самолета равен коэффициенту лобового сопротивления крыла, плюс коэффициент вредного сопротивления, или:  $c_{x сам} = c_{x кр} + c_{x вр}$ . Коэффициент лобового сопротивления самолета больше коэффициента лобового сопротивления крыла. Поэтому качество самолета всегда будет меньше, чем качество отдельного крыла.

Следует отметить, что у самолета как и у крыла, максимальное качество получается при наивыгоднейшем угле атаки, причем наивыгоднейший угол атаки самолета всегда будет больше, чем у изолированного крыла.

У самолета По-2 максимальное качество достигает лишь 8,37. Такое небольшое качество объясняется тем, что коэффициент вредного сопротивления у самолета По-2 велик и равен 0,038.

### Поляра самолета

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

Поляра самолета По-2 показана на рис. 9. Как видно, у самолета По-2 наивыгоднейший угол атаки  $\alpha_{наив} = 8,5^\circ$  и максималь-

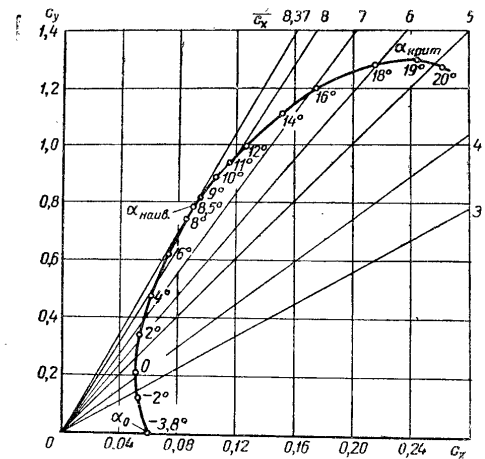


Рис. 9. Схема поляры самолета По-2.

ное качество при этом угле равно 8,37. Критический угол атаки  $\alpha_{кр} = 19^\circ$ , при этом  $c_{y max} = 1,275$ . Угол нулевой подъемной силы  $\alpha_0 = -3,8^\circ$ .

### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Какие модификации самолета По-2 эксплуатируются в ГВФ и их конструктивные отличия от учебного варианта.
2. Назовите линейные размеры и площади самолета По-2.
3. Назовите размеры кабин и данные емкостей баков самолета По-2.
4. Расскажите о регулировочных и особых данных самолета По-2.
5. Приведите весовые и центровочные данные самолета По-2.
6. Расскажите о летных данных самолета По-2.
7. Какую форму крыльев имеет самолет По-2.
8. Какой профиль крыла имеет самолет По-2.
9. Расскажите о характеристиках профиля крыла самолета По-2.

10. Что характеризует качество крыла, самолета.
11. Какое качество имеет самолет По-2.
12. Для чего служит полара самолета. Приведите основные характеристики из полары самолета По-2.

## ГЛАВА II ФЮЗЕЛЯЖ

Конструктивно фюзеляж является базой для крепления винтомоторной установки, крыльев, хвостового оперения и взлетно-посадочных устройств.

Каркас фюзеляжа самолета По-2 (рис. 10) представляет собой пространственную ферму прямоугольного сечения. Фюзеляж состоит из двух частей — передней и задней, соединенных между

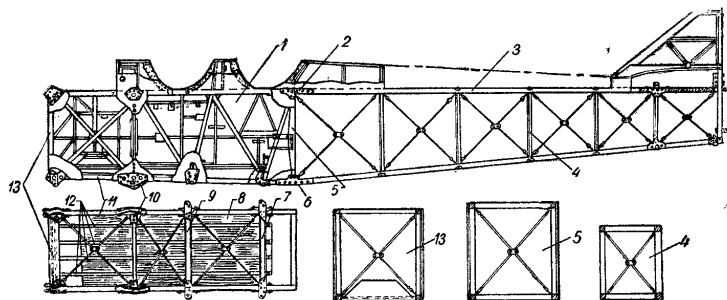


Рис. 10. Каркас фюзеляжа самолета По-2.

1—передняя часть фюзеляжа; 2—верхний узел разъема; 3—задняя часть фюзеляжа; 4—рама задней части фюзеляжа; 5—задняя рама передней части фюзеляжа; 6—нижний узел разъема; 7—задняя распорка; 8—пол; 9—передняя распорка; 10—рамный шпангоут; 11—нижний лонжерон фюзеляжа; 12—бруски пола; 13—передняя рама фюзеляжа.

собой разъемными узлами. Фюзеляж по длине состоит из девяти отсеков, из них три отсека занимает передняя часть и шесть отсеков — задняя часть.

### 1. Передняя часть фюзеляжа

Первый отсек фюзеляжа предназначен для размещения бензинового бака.

Второй отсек передней части фюзеляжа предназначен для кабины инструктора, а третий отсек—для кабины курсанта. Ферма передней части фюзеляжа (рис. 11) составлена двумя боковинами ферменной конструкции, соединенных между собой при помощи рамного шпангоута, поперечных распорных балок, трех верхних и двух нижних распорок, верхней горизонтальной обшивки (панели жесткости), раскосов, узлов и лент-расчалок. Составными частя-

ми передней части фюзеляжа также являются: пол, передний обтекатель, панели приборных досок, нижние щиты и противопожарная перегородка. Передняя и задняя рамы фюзеляжа в вертикальной плоскости расчалены лентами-расчалками № 5.

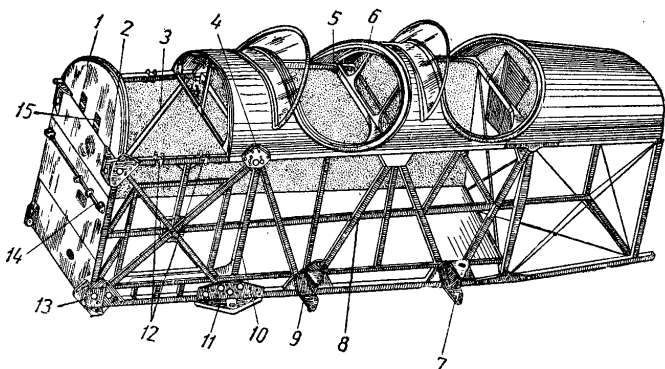


Рис. 11. Передняя часть фюзеляжа.

1—противопожарная перегородка; 2—передний узел крепления стойки кабина центроплана и верхнего подкоса моторной рамы; 3—раскос; 4—задний узел крепления стойки кабина центроплана; 5—верхняя горизонтальная обшивка (панель жесткости); 6—верхний обтекатель; 7—задний узел крепления нижнего крыла; 8—боковина; 9—передний узел крепления нижнего крыла; 10—рамный шпангоут; 11—задний узел крепления шасси; 12—узлы крепления бензобака; 13—передний узел крепления шасси и нижнего подкоса моторной рамы; 14—труба для крепления маслобака и рычагов управления мотором; 15—верхние узлы крепления маслобака.

В нижней горизонтальной плоскости передняя часть расчалена: в первом отсеке между распоркой и рамным шпангоутом — лентами-расчалками № 7; во втором и третьем отсеках — лентами-расчалками № 5.

Передний отсек в верхней горизонтальной плоскости имеет регулирующийся раскос. Кроме перечисленных лент-расчалок, боковины фюзеляжа стянуты двумя лентами-расчалками № 6, пропущенными через передние узлы крепления шасси. Каждая боковина обшита фанерой толщиной 2 мм. Нижняя обшивка для удобства осмотра и монтажа узлов выполнена в виде съемных фанерных щитов.

Пол в кабинах составлен из четырех продольных сосновых брусков и настила. Брусочки пола крепятся на клею и шурупах в соответствующих вырезах к нижним распоркам передней и задней рам, рамного шпангоута, а также к поперечным распорным балочкам. Настил пола в передней кабине сделан из фанеры толщиной 3 мм, а в задней—толщиной 5 мм. Фанера крепится к брускам на шурупах и клею. Снаружи боковины и обтекатель оклеены хлопчатобумажной тканью марки АОД на нитроклее марки АК20. На-

ружная поверхность фюзеляжа покрывается по ткани цветными аэролаками двойным слоем. Нижняя поверхность фюзеляжа покрывается голубым аэролаком марки АГТ7, верхняя поверхность фюзеляжа — алюминиевым нитролаком.

Узлы самолета изготавливаются из мягкой углеродистой стали марки 20 или 20А путем выколотки, штамповки и сварки.

Все узлы подвергаются противокоррозийной обработке. Обработка заключается в том, что узлы очищаются на пескоструйных аппаратах, покрываются цинкохроматным грунтом АЛГ1 и окрашиваются нитроэмалью различных цветов, в зависимости от расположения узла.

На передней части фюзеляжа установлены шестнадцать узлов — по восемь узлов на каждой боковине. Каждая пара симметрично расположенных узлов конструктивно выполнена одинаково, за исключением отдельных элементов.

Передний верхний узел фюзеляжа (рис. 12) служит для крепления передней стойки кабана центроплана, подкосов и расчалки, моторной рамы, раскоса фюзеляжа и ленты-расчалки передней рамы фюзеляжа.

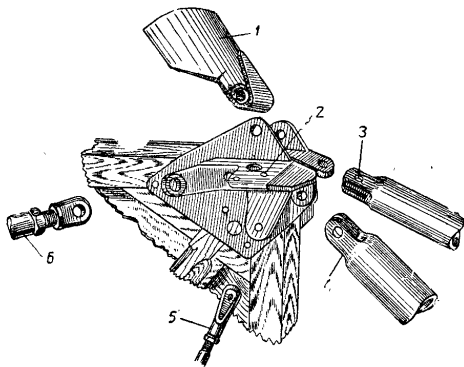


Рис. 12. Передний верхний узел фюзеляжа (левый).

1—передняя стойка кабана центроплана; 2—ухо для крепления верхней расчалки моторной рамы; 3—верхний подкос моторной рамы; 4—средний подкос моторной рамы; 5—передняя вертикальная расчалка фюзеляжа; 6—раскос фюзеляжа.

Правый верхний узел не имеет уха для крепления раскоса фюзеляжа и этим отличается от левого узла.

Передний нижний узел фюзеляжа (рис. 13) служит для крепления нижнего подкоса моторной рамы, передней несущей расчалки коробки крыльев, переднего подкоса шасси и диагонального троса шасси. Передние нижние узлы как левый, так и правый одинаковой конструкции.

Задний узел крепления кабана центроплана (рис. 14) служит для крепления диагонального раскоса кабана центроплана, задней стойки кабана, ленты-расчалки кабана, рамного шпангоута.

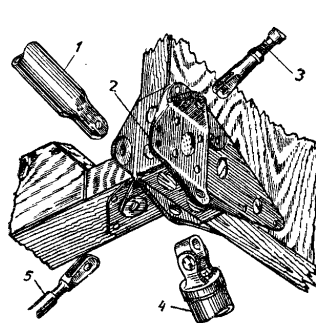


Рис. 13. Передний нижний узел фюзеляжа (левый).

1—нижний подкос подмоторной рамы; 2—отверстия для крепления профиля каркаса капота и кронштейна серьги подогрева; 3—передняя несущая расчалка; 4—передний подкос шасси; 5—тандер троса шасси.

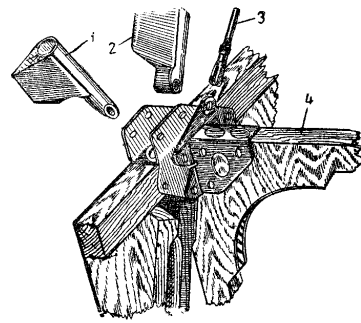


Рис. 14. Задний узел крепления кабана центроплана (правый).

1—задняя стойка кабана центроплана; 2—диагональный раскос кабана; 3—лента-расчалка кабана; 4—рамный шпангоут

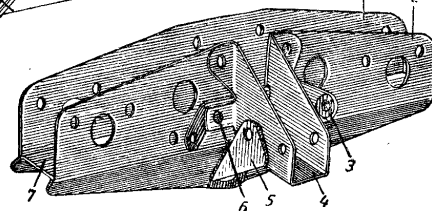
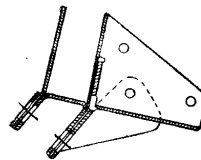


Рис. 15. Задний узел крепления шасси (правый).

1—наружная щека; 2—внутренняя щека; 3—ушко для крепления ленты-расчалки второго отсека фюзеляжа; 4—обойма для крепления рамного шпангоута; 5—усиливающее ушко; 6—ушко для крепления ленты-расчалки первого отсека фюзеляжа; 7—вкладыш (поперечная связь).

Задний узел крепления шасси (рис. 15) служит для крепления заднего подкоса шасси, рамного шпангоута и нижних горизонтальных лент-расчалок первого и второго отсеков фюзеляжа.

Передний узел крепления нижнего крыла (рис. 16) служит для соединения переднего лонжерона крыла с фюзеляжем и для крепления задней несущей ленты-расчалки. К этому же узлу крепятся нижние горизонтальные ленты-расчалки второго и третьего отсеков фюзеляжа.

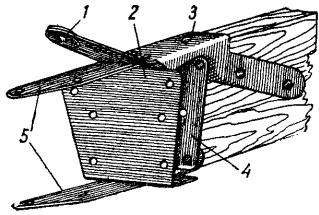


Рис. 16. Передний узел крепления нижнего крыла (левый). 1—ушко крепления задней несущей ленты-расчалки; 2—стенка; 3—обойма узла; 4—ушко для крепления нижней ленты-расчалки; 5—пластина для крепления крыла к фюзеляжу.

Задний узел крепления нижнего крыла (рис. 17) служит для соединения заднего лонжерона крыла с фюзеляжем и для крепления нижней горизонтальной ленты-расчалки третьего отсека фюзеляжа. Ушко для крепления ленты-расчалки коробки крыльев отсутствует.

Верхний узел разъема фюзеляжа (рис. 18) служит для крепления верхних лонжеронов передней части фюзеляжа с задней, для соединения боковины с

задней распоркой передней части фюзеляжа, а также для крепления верхней горизонтальной и вертикальной расчалок четвертого отсека фюзеляжа.

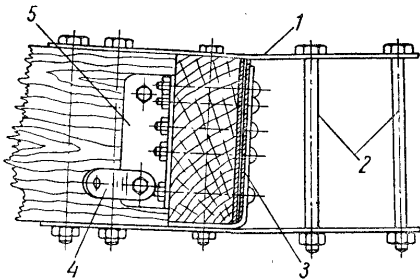


Рис. 17. Задний узел крепления нижнего крыла. 1—верхняя пластина; 2—болты для крепления крыла к фюзеляжу; 3—обойма; 4—ушко для крепления нижней ленты-расчалки; 5—угольник.

Правый и левый узлы разъема фюзеляжа конструктивно выполнены одинаково.

Нижний узел разъема фюзеляжа (рис. 19) служит для крепления нижних лонжеронов передней и задней частей фюзеляжа, для соединения боковины с нижней распоркой передней части фюзеляжа, а также для крепления нижней горизонтальной и вертикальной расчалок четвертого отсека фюзеляжа.

В отличие от верхнего узла на нижний узел под болт устанавливается дуралюминовый угольник толщиной 3 мм, один из концов которого поддерживает хвостовик торцевой нервюры нижнего

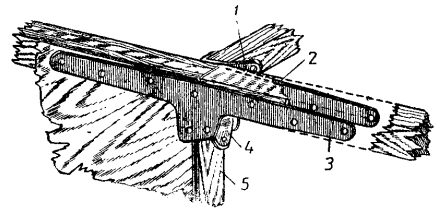


Рис. 18. Верхний узел разъема фюзеляжа. 1—ушко для крепления верхней расчалки; 2—верхний лонжерон задней части фюзеляжа; 3—щека узла; 4—ушко для крепления вертикальной расчалки; 5—стойка.

крыла. Угольник предохраняет хвостовик торцевой нервюры от поломки, которая может произойти от давления на трап при входе человека в самолет.

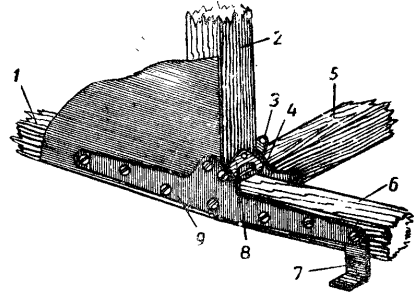


Рис. 19. Нижний узел разъема фюзеляжа. 1—лонжерон передней части фюзеляжа; 2—стойка; 3—ушко для крепления расчалки; 4—щека; 5—распорка; 6—лонжерон задней части фюзеляжа; 7—угольник; 8—ушко расчалки задней части фюзеляжа; 9—щека.

## 2. Задняя часть фюзеляжа

Задняя часть фюзеляжа (рис. 20) представляет собой пространственную деревянную ферму расчалочной конструкции. Силовой набор состоит из двух верхних и двух нижних лонжеронов, стоек, распорок и проволочных расчалок. Сечение верхних лонжеронов  $30 \times 30$  мм, а нижних —  $29,5 \times 29,5$  мм. По длине задняя часть фюзеляжа имеет шесть отсеков, сужающихся к хвосту.

Первые четыре отсека в горизонтальной и вертикальной плоскостях расчалены для жесткости в виде крестов проволокой вы-



сокого сопротивления марки ВС диаметром 2 мм. Пятый отсек расчленен только с трех сторон, причем с боков он расчленен той же проволокой диаметром 2,5 мм, а сверху — проволокой диаметром 2 мм. Шестой отсек расчленен только с боков проволокой диаметром 2,5 мм.

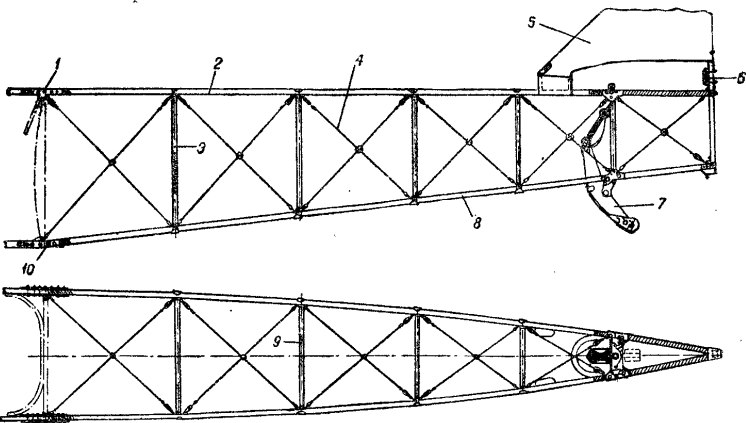


Рис. 20. Задняя часть фюзеляжа.

1—верхний узел разбега фюзеляжа; 2—верхний лонжерон; 3—стойка; 4—проволочные расчалки; 5—киль; 6—задний лонжерон кила (кормовая стойка); 7—костыль; 8—нижний лонжерон; 9—распорка; 10—нижний узел разбега.

На задней части фюзеляжа установлены — несъемный киль, подшилники поворотной трубы костыля и узлы крепления стабилизатора. Задний лонжерон кила замыкает хвостовую часть фюзеляжа и крепится к лонжеронам фюзеляжа при помощи узлов.

Для предупреждения загнивания древесины нижние лонжероны задней части фюзеляжа обмотаны полотняной лентой, пропитанной нитролаком.

В пятом отсеке с нижней стороны установлена фанерная обшивка. В обшивке сделаны вырез для прохода костыля и вырезы для захвата руками фюзеляжа при подъеме хвоста самолета. С левой стороны имеется люк для осмотра костыльной установки и хвостовой части фюзеляжа.

Задняя часть фюзеляжа обшита льняной тканью марки АЛЛ или хлопчатобумажной тканью марок АМ100 и АМ93. Для натяжения и придания непроницаемости льняная обшивка покрывается четыре раза авиационным лаком первого покрытия марки АН, хлопчатобумажная — пять раз. После покрытия бесцветными лаками обшивка дополнительно покрывается цветными аэролаками.

Типовой узел задней части фюзеляжа (рис. 21) служит для соединения лонжерона со стойкой и распоркой. Каждый узел выполнен в виде обоймы, обхватывающей лонжерон, стойку и распорку. Узел имеет четыре ушка для крепления проволочных расчалок, пятая точка служит для крепления узла и диагональной

расчалки. Для предохранения лонжерона от повреждения при установке гайки на ребро лонжерона устанавливается специальная шайба, образующая для нее площадку.

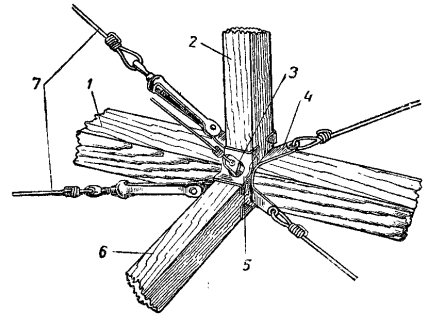


Рис. 21. Типовой узел задней части фюзеляжа (правый).

1—нижний лонжерон фюзеляжа; 2—стойка; 3—ушковый болт; 4—скоба для крепления расчалки; 5—внутренняя обойма; 6—распорка; 7—проволочные расчалки.

Передний узел крепления кила (рис. 22) выполнен в виде обоймы и установлен на передней рамке заднего обтекателя. Узел крепится двумя болтами к рамке обтекателя и двумя болтами к переднему лонжерону кила.

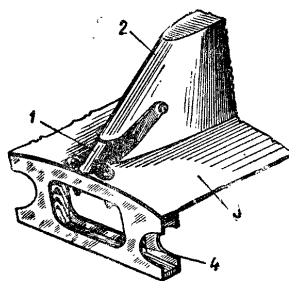


Рис. 22. Передний узел крепления кила.

1—передний узел крепления кила; 2—киль; 3—фанерная обшивка; 4—рамка заднего обтекателя.

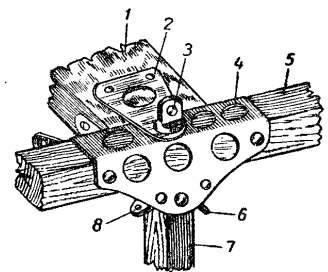


Рис. 23. Передний узел крепления стабилизатора (левый).

1—усиленная распорка; 2—накладка; 3—ушковый болт крепления стабилизатора; 4—обойма; 5—верхний лонжерон; 6—ушко для крепления проволочной расчалки; 7—стойка; 8—ушко для крепления проволочной расчалки.

Передний узел крепления стабилизатора (рис. 23) установлен на верхней задней распорке пятого отсека. Узел служит для креп-

ления распорки костью и расчалок задней части фюзеляжа. Узел имеет также ушковый болт для крепления стабилизатора.

Задний узел крепления стабилизатора (рис. 24) служит для соединения стабилизатора с фюзеляжем. Узел крепится к заднему лонжерону киля с помощью болтов. Конструктивно узел выполнен

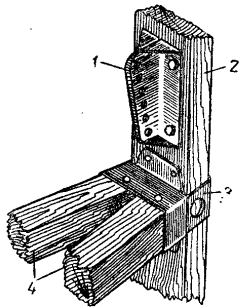


Рис. 24. Задний узел крепления стабилизатора.  
1—задний узел (гребенка); 2—задний лонжерон киля; 3—обойма; 4—верхние лонжероны фюзеляжа.

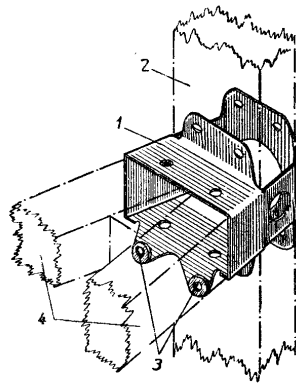


Рис. 25. Верхний узел хвостовой части фюзеляжа.  
1—узел; 2—задний лонжерон киля; 3—ушки для крепления боковых расчалок; 4—верхние лонжероны фюзеляжа.

ных расчалок. Конструктивно узел выполнен в виде обоймы и накладки с ушком для крепления подкоса.

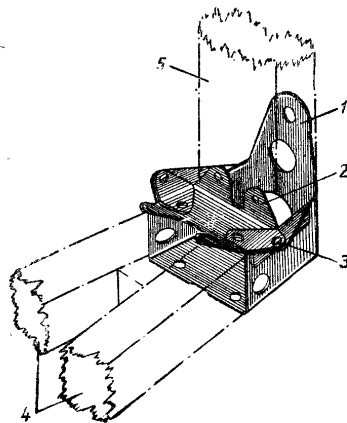


Рис. 26. Нижний узел хвостовой части фюзеляжа.  
1—обойма; 2—ушки для расчалок; 3—ушко для крепления заднего подкоса стабилизатора; 4—нижние лонжероны фюзеляжа; 5—задний лонжерон киля.

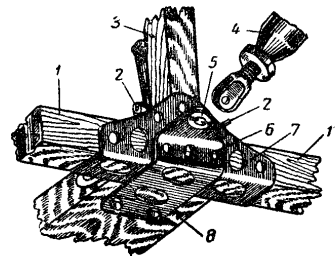


Рис. 27. Узел крепления переднего подкоса стабилизатора.  
1—нижний лонжерон фюзеляжа; 2—ушки для крепления расчалок; 3—стойка; 4—передний подкос стабилизатора; 5—ушко для крепления подкоса стабилизатора; 6—накладка; 7—обойма; 8—распорка.

### 3. Работа частей фюзеляжа

в виде гребенки. На гребенке просверлены шесть отверстий, расположенные по дуге круга. Отверстия позволяют регулировать на земле угол установки стабилизатора. Нормально стабилизатор установлен на второе отверстие гребенки снизу, что соответствует установочному углу  $+2^{\circ}10'$ .

Верхний узел (рис. 25) служит для соединения верхних лонжеронов фюзеляжа и заднего лонжерона киля. Узел крепится к лонжеронам с помощью болтов. Внизу узел имеет два ушка для крепления боковых проволочных расчалок последнего отсека фюзеляжа.

Нижний узел (рис. 26) служит для соединения нижних лонжеронов фюзеляжа, заднего лонжерона киля и боковых проволочных расчалок последнего отсека. Нижний узел крепится так же, как и верхний, с помощью болтов. В отличие от верхнего нижний узел имеет ушки для крепления задних подкосов стабилизатора.

Узел крепления переднего подкоса стабилизатора (рис. 27) служит для соединения нижней распорки костью с лонжероном, а также для крепления горизонтальных и вертикальных проволоч-

В установившемся горизонтальном полете при спокойном состоянии воздуха, когда все силы, действующие на самолет, находятся в равновесии, фюзеляж испытывает нагрузки только от собственного веса. На всех других режимах криволинейного полета на фюзеляж действуют нагрузки, зависящие от режима полета.

Нормы прочности предусматривают восемь расчетных случаев, из них шесть являются расчетными случаями симметричного нагружения (загрузка распределяется симметрично относительно оси фюзеляжа), а два — несимметричного нагружения (рис. 28).

Для упрощения расчета принято фюзеляж разбивать на три части: переднюю, среднюю и заднюю (рис. 29).

Случай  $H_{\phi}^I$  соответствует боковому нагружению задней части фюзеляжа нагрузкой от вертикального оперения. В этом случае фюзеляж работает на изгиб и кручение как консольная балка (рис. 30).

Случай  $H_{\phi}^{II}$  соответствует боковому нагружению передней части фюзеляжа от расположенных в нем грузов (винт, мотор, мас-

ло, горячее, пилот и др.). В этом случае фюзеляж работает на изгиб как консольная балка.

Фюзеляж в целом нужно рассматривать как двухопорную балку. В полете опорами будут являться узлы крепления крыла к фюзеляжу, а при посадке — шасси и костыль.

Разберем характер работы частей фюзеляжа в случае симметричного нагружения, когда нагрузка действует сверху вниз. Практически такой случай имеет место при резком отклонении руля высоты вверх, а также при пикировании.

Силы, действующие на горизонтальное оперение, воспринимаются вертикальными фермами фюзеляжа. Силы, действующие на вертикальное оперение, воспринимаются горизонтальными фермами фюзеляжа. При правильной регулировке фюзеляжа, оперения и рулей нагрузка будет распределяться равномерно на каждую ферму. Так, например, при нагрузке на горизон-

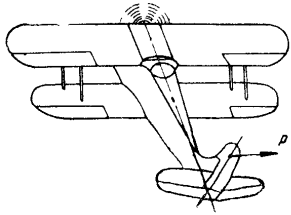


Рис. 28. Случай несимметричного нагружения фюзеляжа.

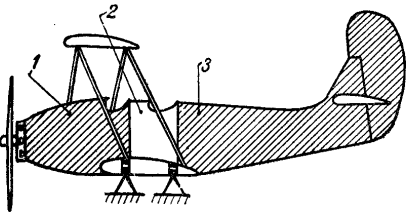


Рис. 29. Разбивка фюзеляжа на части для расчета.  
1—передняя часть; 2—средняя часть; 3—задняя часть.

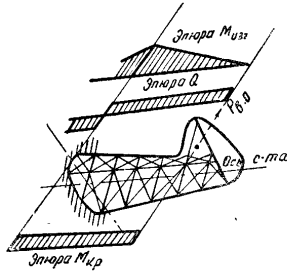


Рис. 30. Схема сил, действующих на вертикальную ферму, эпюры моментов и перерезывающих сил.

тальное оперение в 500 кг каждая вертикальная ферма будет воспринимать по 250 кг.

Нагрузка, действующая сверху вниз на вертикальную ферму при отклонении руля высоты вверх, показана на рис. 31. Под действием этих сил задняя часть фюзеляжа будет изгибаться как консольная балка, причем верхние лонжероны будут растягиваться, а нижние — сжиматься.

Сила 1 (рис. 32) как равнодействующая сил  $q$ , действующих на руль высоты, передается по стойке  $AA_1$  в точку  $A_1$ . В точке  $A_1$ , разложив силу 1 по нижнему лонжерону  $A_1 B_1$  и расчалке

$BA_1$ , получаем силу 3 и силу 2. Сила 3 будет сжимать нижний лонжерон, а сила 2 — растягивать расчалку. Сила 2 по расчалке будет передаваться в точку  $B$ , в которой мы опять ее разложим в направлении верхнего лонжерона и по стойке  $BB_1$  и получим

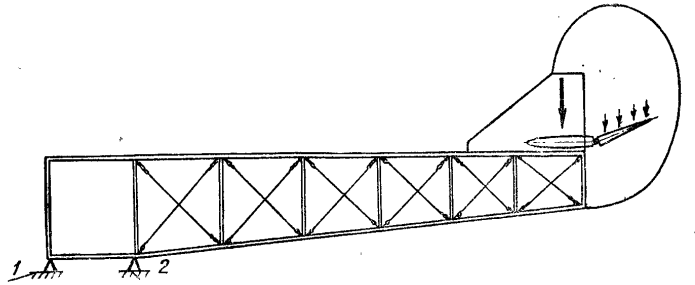


Рис. 31. Действие сил на вертикальную ферму при отклонении руля высоты вверх.

1—передний узел крепления крыла к фюзеляжу; 2—задний узел крепления крыла к фюзеляжу.

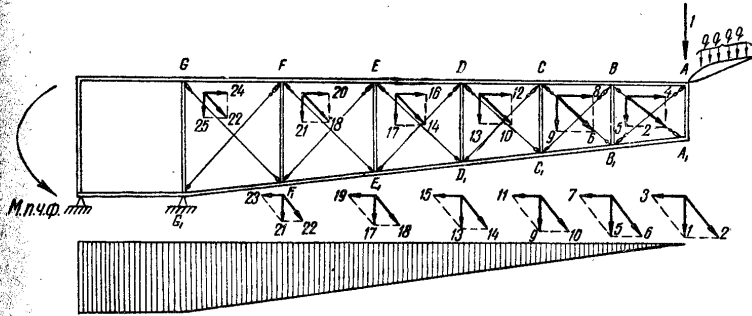


Рис. 32. Случай симметричного нагружения вертикальной фермы при отклонении руля высоты вверх.

$M$  п. ч. ф. — момент от сил, действующих на переднюю часть фюзеляжа, условно реакции крыла не показаны.

силу 4, растягивающую верхний лонжерон, и силу 5, сжимающую стойку. Сила 5 передается в точку  $B_1$ ; разложив ее таким же способом, как и силу 1, мы получим силы 6 и 7. Продолжая разложение, легко определить силы во всех частях вертикальной фермы.

Таким образом, верхний лонжерон растягивается, причем на участке  $BC$  растяжение осуществляется силой 4. Участок  $AB$  не будет работать, так как расчалка  $A_1 B$  крепится в точке  $B$ ; на участке  $CD$  лонжерон растягивается уже силой 4 + 8; на участке  $DE$  — силой 4 + 8 + 12 и т. д., т. е. при

приближении к заднему узлу крыла сила растяжения увеличивается. Нижний лонжерон, наоборот, сжат, причем усилия сжатия распределены по тому же закону, т. е. по удалении от хвоста с каждым пролетом величина сжатия увеличивается. Стойки сжаты, расчалки  $BA_1$ ,  $CB_1$ ,  $DC_1$ ,  $ED_1$ ,  $FE_1$  и  $GF_1$  растянуты, остальные же расчалки не работают. Распределение изгибающих моментов по длине фюзеляжа показано на эпюре.

При резком отклонении руля высоты вниз суммарная сила будет действовать снизу вверх. Характер распределения сил будет другой, а именно: верхний лонжерон будет сжат, а нижний растянут, стойки сжаты. Расчалки, которые в первом случае не работали, будут растянуты.

#### Работа горизонтальных ферм

Разберем случай несимметричного нагружения фюзеляжа, соответствующий случаю  $N_3^3$ , когда внешняя сила будет приложена к вертикальному оперению (рис. 28 и 30). В данном случае фюзеляж работает на изгиб и кручение. Крутящий момент возникает вследствие того, что нагрузка действует выше оси фюзеляжа. Поэтому исходными данными для определения нормальных и касательных напряжений являются эпюры поперечных сил  $Q$ , изгибающих моментов  $M_{изг}$  и крутящих моментов  $M_{кр}$ . Имея эпюры, можно определить наиболее напряженные сечения фюзеляжа и значение  $Q$ ,  $M_{изг}$  и  $M_{кр}$  в любом сечении.

Для удобства принято фюзеляж рассчитывать отдельно от сил, действующих на изгиб и на кручение.

Рассмотрим характер работы частей фюзеляжа от действия сил на вертикальное оперение при изгибе (рис. 33). Очевидно, что в

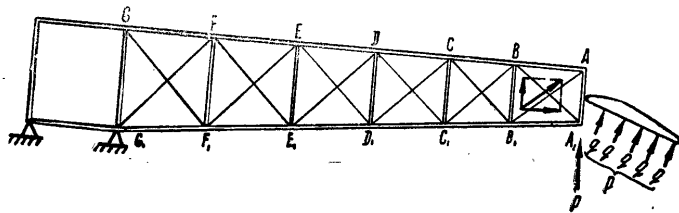


Рис. 33. Действие сил на горизонтальную ферму фюзеляжа.

этом случае будут работать горизонтальные фермы. При повороте руля направления влево левый лонжерон будет растянут, а правый сжат, распорки сжаты, расчалки  $AB_1$ ,  $BC_1$ ,  $CD_1$  и т. д. будут растянуты.

При отклонении руля направления в другую сторону характер распределения сил будет другой, а именно: правый лонжерон будет растянут, а левый сжат, распорки сжаты. Те расчалки, которые в первом случае не работали, будут растянуты.

#### Работа поперечных ферм

Если вертикальные и горизонтальные фермы придают жесткость фюзеляжу при нагрузке в вертикальном и горизонтальном направлениях, то поперечные фермы воспринимают усилия от крутящего момента. При скручивании фюзеляжа на поперечные фермы действует пара сил 1 и 2 (рис. 34), которые будут стремиться сместить горизонтальные и вертикальные фермы относительно друг друга. В этом случае (рис. 35) одна вертикальная ферма будет работать от силы 3, приложенной к горизонтальному оперению снизу вверх, другая—от силы 4, приложенной к горизонтальному

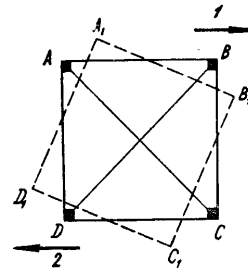


Рис. 34. Поперечная ферма под действием пары сил 1 и 2.

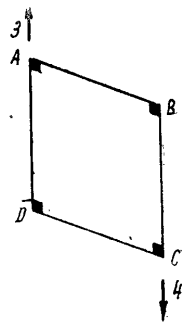


Рис. 35. Поперечная ферма под действием пары сил 3 и 4.

оперению сверху вниз. Верхняя горизонтальная ферма будет нагружена силой 1, направленной вправо, нижняя — силой 2, направленной влево.

Если бы не было расчалок  $AC$  и  $BD$ , придающих жесткость поперечным фермам фюзеляжа, то при его кручении работали бы только горизонтальные или вертикальные фермы. Очевидно, что в этом случае сопротивление фюзеляжа скручиванию чрезвычайно уменьшилось бы. Поэтому в эксплуатации очень важно следить за правильным натяжением вертикальных расчалок поперечных ферм, не допуская различной предварительной затяжки их.

#### Работа вертикальных ферм при посадке и взлете

Внешними нагрузками на шасси являются силы реакции земли, которые возникают при посадке, взлете и рулежке самолета. Силы реакции земли (рис. 36) полностью уравновешивают вес и силы инерции самолета. Силы инерции есть не что иное, как увеличенные веса самолета с грузом, находящимся в нем, причем увеличение веса зависит от резкости удара о землю, от характера посадки и от качества амортизации шасси и костыля.

При посадке на колеса и костыль верхние лонжероны будут сжаты, а нижние — растянуты.

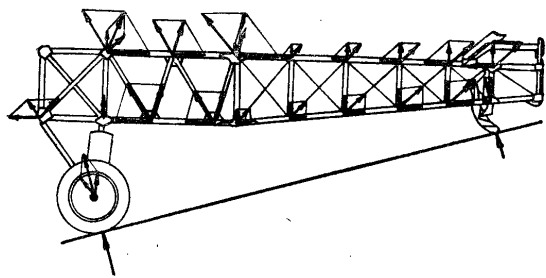


Рис. 36. Работа вертикальных ферм при посадке и взлете.

### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Из каких основных частей состоит самолет По-2.
2. Назовите основные части фюзеляжа.
3. Какие узлы имеются на передней части фюзеляжа, их назначение и конструкция.
4. Расскажите про узлы разъема фюзеляжа — их назначение, конструкция и отличия.
5. Опишите конструкцию, силовой набор, материал задней части фюзеляжа.
6. Какие узлы имеются на задней части фюзеляжа, их назначение и конструкция.
7. Каким расчетным случаям должна удовлетворять прочность фюзеляжа. Объясните разницу между расчетным случаем  $N_{\Phi}^3$  и  $N_{\Phi}^{\Pi}$ .
8. Какие фермы фюзеляжа будут нагружаться при отклонении руля высоты вверх, какие элементы фермы будут работать на растяжение и какие на сжатие.
9. В каком сечении фюзеляжа будет максимальный изгибающий момент.
10. Расскажите о работе горизонтальной фермы фюзеляжа при отклонении руля направления влево и вправо.
11. Какие силы действуют на поперечные фермы фюзеляжа и для чего служат ленты-расчалки.
12. Какие элементы вертикальной фермы будут растянуты и какие сжаты, если силы действуют на вертикальную ферму во время посадки самолета на три точки.

### ГЛАВА III

### КОРОБКА КРЫЛЬЕВ

Коробка крыльев (рис. 37) состоит из центроплана и двух полукоробок. Центроплан крепится к фюзеляжу при помощи двух кабанов, представляющих собой N-образные стойки, и двух лент-расчалок. Каждая полукоробка состоит из верхнего и нижнего крыльев, I-образных стоек и четырех лент-расчалок: двух поддерживающих и двух несущих.

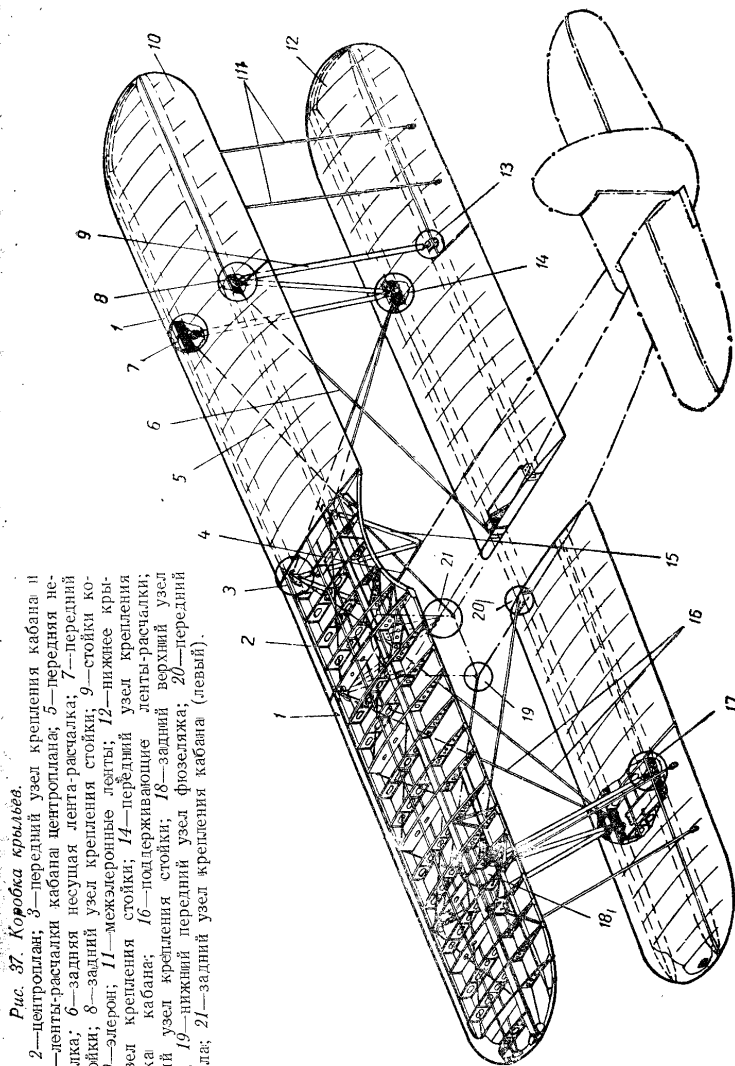


Рис. 37. Коробка крыльев.

1—верхнее крыло; 2—центроплан; 3—передний узел крепления кабана и верхнего крыла; 4—лента-расчалка кабана центроплана; 5—передняя несущая лента-расчалка; 6—задняя несущая лента-расчалка; 7—передний узел крепления стойки; 8—задний узел крепления стойки; 9—стойки корробки крыльев; 10—элемент; 11—межэлементные ленты; 12—нижнее крыло; 13—задний узел крепления стойки; 14—передний узел крепления лент-расчалки; 15—стойка кабана; 16—поддерживающие лент-расчалки; 17—задний нижний узел крепления стойки; 18—задний верхний узел крепления стойки; 19—нижний передний узел фюзеляжа; 20—передний узел крепления кабана (левый); 21—задний узел крепления кабана (левый).

## 1. Центроплан

Каркас центроплана (рис. 38) состоит из переднего и заднего лонжеронов, двух усиленных (торцевых) нервюр, четырех нормальных нервюр, двух внутренних лент-расчалок, дуралюминового

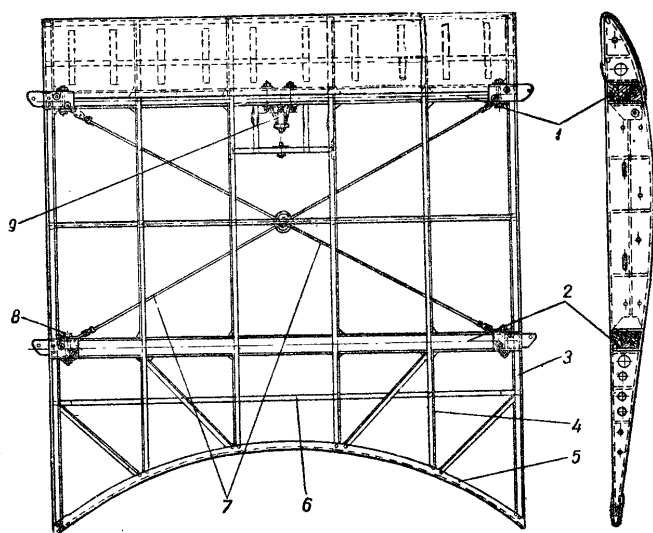


Рис. 38. Центроплан.

1—передний лонжерон; 2—задний лонжерон; 3—торцовая (усиленная) нервюра; 4—нормальная нервюра; 5—дуралюминовый обод; 6—задний стрингер; 7—ленты-расчалки; 8—узел крепления лент-расчалок; 9—направляющий ролик элеронов.

обода, стрингеров и дополнительных распорок. Носок центроплана обшит фанерой толщиной 1 мм. На лонжеронах центроплана установлены узлы для крепления верхних крыльев и стоек кабана.

Каркас центроплана обтянут полотном АЛЛ или АМ-93. Полотно АЛЛ или АМ-93 покрыто четырьмя слоями аэролака первого покрытия А1Н и двумя слоями аэролака второго покрытия.

Для лучшего обзора верхней сферы в задней части центроплана сделан полукруглый вырез.

Узел крепления верхнего крыла и кабана центроплана (рис. 39) состоит из верхней и нижней планок толщиной 3 мм и накладке с ушками, приваренной к нижней планке. Узел крепится к лонжерону центроплана двумя болтами.

Передний и задний узлы конструктивно выполнены одинаково.

Передний узел отличается от заднего тем, что он имеет вместо одного отверстия накладку с двумя отверстиями для крепления стойки и диагонального раскоса кабана центроплана.

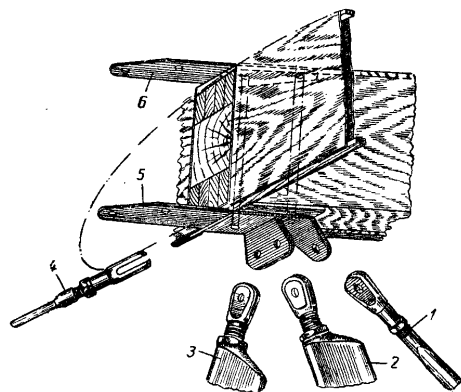


Рис. 39. Передний узел крепления верхнего крыла и кабана центроплана (левый).

1—лента-расчалка кабана; 2—диагональный раскос; 3—передняя стойка кабана; 4—передняя поддерживающая лента-расчалка крыла; 5—нижняя планка узла крепления верхнего крыла; 6—верхняя планка узла крепления верхнего крыла.

### Стойки и раскосы кабана

Все стойки и раскосы кабана одинаковой конструкции. Стойка состоит из стальной трубы  $25 \times 22$  мм. В верхний конец трубы вставлен и заварен стальной стакан с внутренней резьбой. На нижний конец трубы привариваются распорная втулка и пластина, изготовленная из листовой стали толщиной 1,5 мм (см. рис. 12).

Для того чтобы стойка имела обтекаемую форму, на трубе устанавливается сосновый обтекатель. Обтекатель крепится с помощью двух штырей. Для регулирования длины стоек в стакан ввертывается ушковый болт. Стойки и раскосы крепятся болтами к центроплану и фюзеляжу.

Кроме стальных стоек и раскосов, на многих самолетах устанавливаются также и дуралюминовые стойки и раскосы. Они представляют собой дуралюминовую трубу каплевидной формы в сечении. В верхний конец стойки вставлен и прикреплен стальными трубчатыми заклепками стакан с внутренней резьбой. Стакан изготовлен из алюминиевого сплава марки АЛ-2. Нижний конец трубы разрезан в виде башмака, в который вставлены и прикреплены дуралюминовые вкладыши из листового материала толщи-

ной 1,5 мм. Для придания жесткости нижней законцовке стойки между ушками башмака вставлена распорная втулка, которая закреплена трубчатой заклепкой. В стаканчик ввернут вильчатый болт с контргайкой для регулирования длины стойки.

## 2. Верхнее и нижнее крылья

Крыло имеет прямоугольную в плане форму с эллиптическим закруглением на концах. Каркас крыла (рис. 40) состоит из двух лонжеронов—переднего и заднего, шести усиленных и десяти нормальных нервюров, лент-расчалок, стрингеров, распорок и двух дуралюминовых ободов (концевого и заднего).

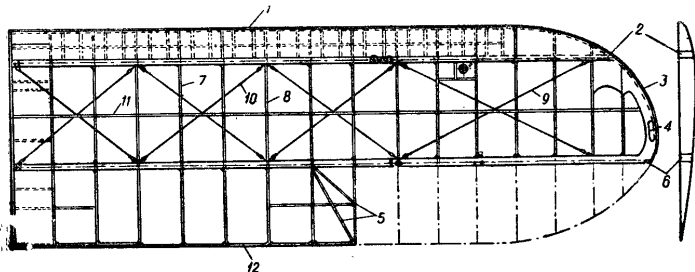


Рис. 40. Каркас нижнего крыла.

1—носик крыла; 2—передний лонжерон; 3—дуралюминовый обод (концевой); 4—вырез для руки сопровождающего самолет; 5—раскосы; 6—задний лонжерон; 7—нормальная нервюра; 8—усиленная нервюра; 9—ленты-расчалки № 4; 10—ленты расчалки № 5; 11—стрингер; 12—дуралюминовый обод (задний).

Верхнее и нижнее крылья по конструкции одинаковы. Нижнее крыло в отличие от верхнего имеет семь усиленных и девять нормальных нервюров. В наборе крыла дополнительно имеются два узла с ушками для крепления стоек и лент-расчалок коробки, кронштейн с роликом для троса управления элероном и мелкие детали. По размаху крыло разделено на четыре силовых отсека; три из них расчалены лентами-расчалками № 5 и четвертый—лентами-расчалками № 4. Носик крыла обшит фанерой толщиной 1 мм. Все нормальные нервюры крепятся к лонжеронам на клею и гвоздях, усиленные — на клею и шурупах.

Крыло обтянуто полотном АЛЛ или АМ-100. Полотно АЛЛ окрашено четырьмя слоями аэролака первого покрытия А1Н. Полотно АМ-100 покрывается пятью слоями аэролака А1Н. Кроме того, полотно окрашивается двумя слоями аэролака второго покрытия. Верхние поверхности крыльев дополнительно покрываются слоем алюминиевого лака перед нанесением аэролака второго покрытия.

Верхняя часть нижнего крыла у корня снабжена трапом, который сделан из деревянных реек. На правом нижнем крыле трап

расположен между нервюрами № 1 и 2, а на левом крыле—между нервюрами № 1 и 3.

На нижнем крыле по концам установлены предохранительные подкрыльные деревянные дужки. На консолях нижнего крыла для удобства сопровождения самолета по аэродрому сделаны вырезы для рук сопровождающего.

Для защиты от загнивания каркас крыла покрыт грунтом ДД-113 и аэролаком второго покрытия АП-АЛ(К).

Лонжероны являются основной силовой частью крыла, воспринимающие нагрузки, действующие на крыло. Лонжерон (рис. 41)

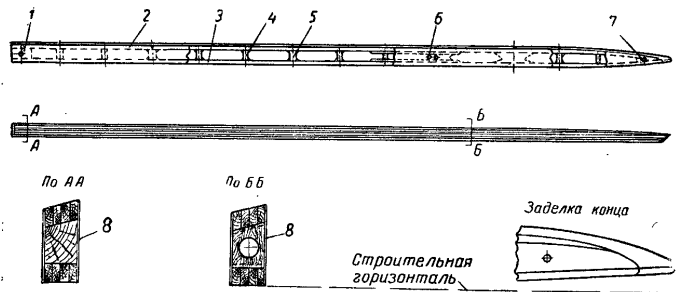


Рис. 41. Передний лонжерон.

1 и 7—бобышки; 2—верхняя полка; 3—нижняя полка; 4—распорка; 5—бобышка под узел внутренних лент-расчалок; 6—бобышка под узел крепления стоек крыльев; 8—стенка лонжерона.

состоит из двух основных полок переменного сечения, концевых и подстоечных бобышек, распорок и двух фанерных стенок. Сечение полок остается постоянным до узлов крепления стоек (по нервюру № 10), а затем постепенно уменьшается. Для уменьшения веса лонжеронов в полках между бобышками и распорками сделаны

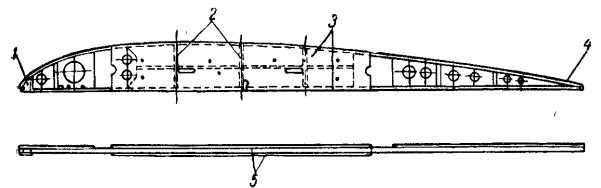


Рис. 42. Усиленная нервюра.

1—носковая бобышка; 2—распорки; 3—полки; 4—концевая бобышка; 5—стенки.

выемки. В целях экономного расхода древесины полки лонжеронов сделаны не сплошными, — они склеены из отдельных планок. Планки склеиваются на ус с таким расчетом, чтобы стыки склеек

верхней и нижней полок не совпадали. В местах крепления узлов, где возникают большие напряжения, поставлены усиленные бобышки. Для придания жесткости вертикальные стенки лонжеронов с обеих сторон зашиты фанерой толщиной 2 мм. Внешние слои фанеры расположены под углом 45° по отношению к оси лонжерона.

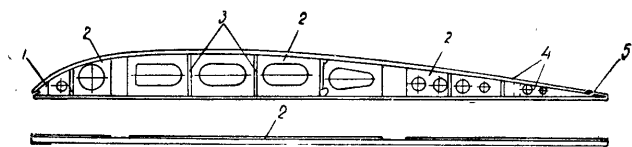


Рис. 43. Нормальная нервюра.

1—носовая бобышка; 2—стенка; 3—распорки; 4—полки; 5—концевая бобышка.

**Узлы крепления стоек крыла**

Передний и задний лонжероны конструктивно выполнены одинаково, за исключением того, что высота заднего лонжерона на 10 мм меньше высоты переднего, а ширина больше. Усиленная и нормальная нервюры показаны на рис. 42 и 43.

На переднем и заднем лонжеронах каждого крыла установлены узлы крепления стоек. Узел (рис. 44) представляет собой

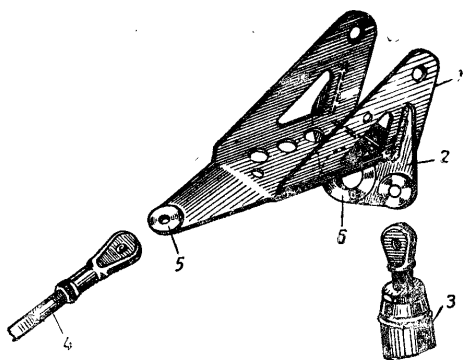


Рис. 44. Передний узел верхнего крыла (правый).

1—обойма; 2—ухо для крепления передней стойки крыла; 3—передняя стойка; 4—передняя несущая лента-расчалка; 5—ухо для крепления несущей ленты-расчалки; 6—ухо для причала самолета.

стальную обойму 1 с приваренным ухом 2. Ухо переднего узла верхнего крыла имеет два отверстия: одно для крепления самолета на якорной стойке, другое для крепления передней стойки крыла. На обойме имеется также одно ухо для крепления несущей ленты-расчалки.

Ухо заднего узла (рис. 45) верхнего крыла имеет два отверстия для крепления диагонального подкоса и задней стойки. Второе ухо служит для крепления задней несущей ленты-расчалки.

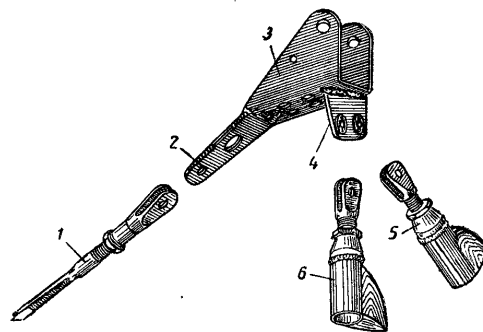


Рис. 45. Задний узел верхнего крыла.

1—задняя несущая лента-расчалка; 2—ухо для крепления ленты-расчалки; 3—обойма; 4—ухо; 5—диагональный раскос; 6—задняя стойка крыльев.

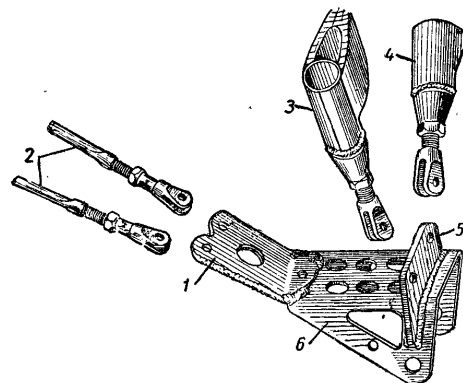


Рис. 46. Передний узел нижнего крыла.

1—ухо для крепления поддерживающих лент-расчалок; 2—поддерживающие ленты-расчалки; 3—передняя стойка; 4—диагональный раскос; 5—ухо; 6—обойма.

Узлы крепятся на лонжеронах тремя болтами: один проходит вертикально через полки лонжерона, а два других — горизонтально через стенки.

Передний узел нижнего крыла (рис. 46) состоит из обоймы и приваренного уха. В отличие от верхнего узла ухо переднего



Узла нижнего крыла имеет не одно отверстие, а два—для крепления двух поддерживающих расчалок. Приваренное ухо также имеет два отверстия: одно — для крепления стойки, а другое — для диагонального раскоса. Узел крепится к лонжерону тремя болтами, причем под нижний болт дополнительно устанавливается причальное кольцо для крепления самолета на земле.

Задний узел нижнего крыла (рис. 47) состоит из обоймы и приваренного уха. В отличие от переднего узла ухо имеет только одно отверстие для крепления задней стойки. Узел крепится к лонжерону двумя болтами вместо трех.

Стойка крыла (рис. 48) состоит из стальной трубы  $35 \times 32$  мм и деревянного обтекателя. В один конец трубы ввернут вильчатый болт, а в другой — вварено ухо. Крепление обтекателя осуществляется при помощи двух приваренных к трубе шпилек. Снаружи обтекатель вместе с трубой обмотан миткалевой лентой, покрытой аэролаком. На многих самолетах вместо стальных стоек устанавливаются дюралюминовые (рис. 49) каплевидной в сечении формы. Заделка концов этих стоек осуществляется таким же способом, как у стоек и раскосов кабана центроплана.

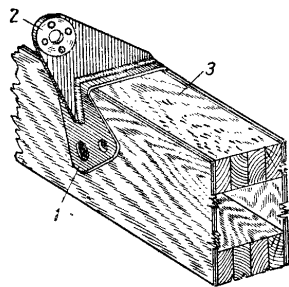


Рис. 47. Задний узел нижнего крыла.

1—обойма; 2—ухо для крепления задней стойки крыльев; 3—задний лонжерон нижнего крыла.

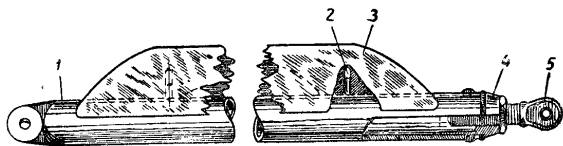


Рис. 48. Стойка коробки крыльев (стальная).

1—стойка (труба); 2—шпилька; 3—деревянный обтекатель; 4—стаканчик; 5—вильчатый болт.

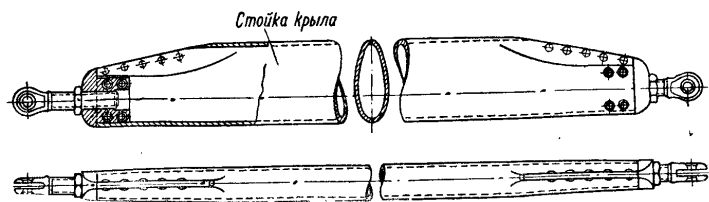


Рис. 49. Стойка коробки крыльев (дюралюминовая).

### 3. Элерон

Каркас элерона (рис. 50) состоит из двух лонжеронов, двух усиленных нервюр, пяти нормальных, двух косых нервюр, раскосов, дюралюминового обода и мелких деталей. Каркас элерона обшит полотном такой же марки, как и крыло. Элерон крепится к заднему лонжерону крыла при помощи трех ушковых болтов. Элерон управляется при помощи дюралевого рычага (кабанчика) и стального троса, проходящего по ролику крыла в кабину. Кабанчик крепится к элерону при помощи четырех болтов.

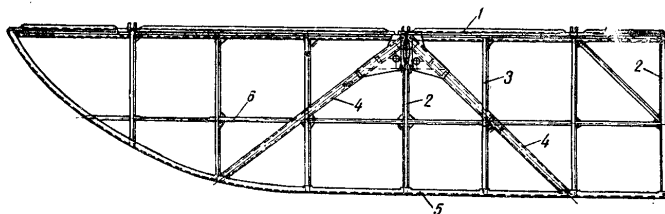


Рис. 50. Элерон (левый).

1—передний лонжерон; 2—усиленные нервюры; 3—нормальные нервюры; 4—косые нервюры; 5—дюралюминовый обод; 6—задний лонжерон.

На самолетах последних выпусков для уменьшения усилий на ручку управления устанавливаются элероны с аэродинамической компенсацией. Элерон с аэродинамической компенсацией (рис. 51) состоит из одного лонжерона, двух усиленных, пяти нормальных и двух косых нервюр, двух раскосов, одной распорки, дюралюминового обода, рычага управления и лобовой обшивки. Аэродинами-

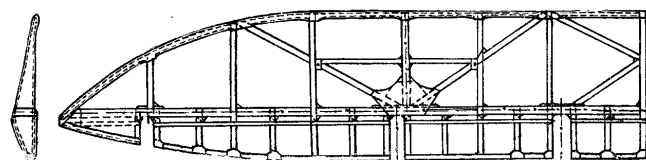


Рис. 51. Элерон с аэродинамической компенсацией.

ческая компенсация элерона достигается тем, что узлы крепления его переносятся с передней кромки назад по хорде на 170 мм.

### 4. Работа коробки крыльев

По силовой схеме каждая коробка самолета По-2 представляет собою пространственную ферму (рис. 52), состоящую из верхнего и нижнего крыльев, стоек и лент-расчалок, поддерживающих и не-

суших. Для понятия о характере работы элементов коробки условно разбиваем пространственную ферму на четыре плоские фермы: две вертикальные — переднюю  $ABCD$ , заднюю  $A_1B_1C_1D_1$  и две горизонтальные — верхнюю  $ABB_1A_1$  и нижнюю  $DCC_1D_1$ . Передняя вертикальная ферма состоит из передних лонжеронов, верхнего и нижнего крыльев, передней стойки и лент-расчалок. Задняя ферма состоит из таких же элементов, как и передняя.

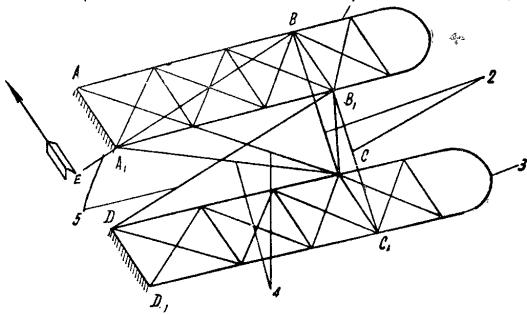


Рис. 52. Схема коробки крыльев.

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

Верхняя горизонтальная ферма (крыло) состоит из переднего и заднего лонжеронов, усиленных нервюр и лент-расчалок. Нижняя горизонтальная ферма (крыло) состоит из таких же элементов, как и верхняя.

**Работа вертикальных ферм**

Рассмотрим работу передней вертикальной фермы (рис. 53) от подъемных (нормальных) сил для случая  $A_{кр}$ , соответствующего наибольшему нагружению переднего лонжерона.

Согласно аэродинамическому расчету самолета По-2 точка приложения равнодействующей аэродинамических сил для случая  $A_{кр}$  лежит на 25% хорды крыла. Из рассмотрения аэродинамических сил видно, что будут работать не только верхний и нижний лонжероны, но также стойка  $BC$  и несущая расчалка.

Предположим, что верхний и нижний лонжероны представляют собой балки, лежащие на двух опорах и нагруженные по своей длине погонной нагрузкой  $q$ . Под действием этой нагрузки балка, естественно, прогнется и примет форму, указанную на рис. 54 (пунктирная пологая кривая). Наибольший изгибающий момент будет в середине между опорами в сечении  $I-I$ , а для консольной части — в сечении  $II-II$ . Прогибаясь, лонжерон будет одновременно опираться на опоры, причем сумма сил в опорах должна быть равна общей нагрузке на лонжерон.

Обозначим силы, действующие на нижний лонжерон, цифрами 1 и 2, а на верхний лонжерон — 5 и 6.

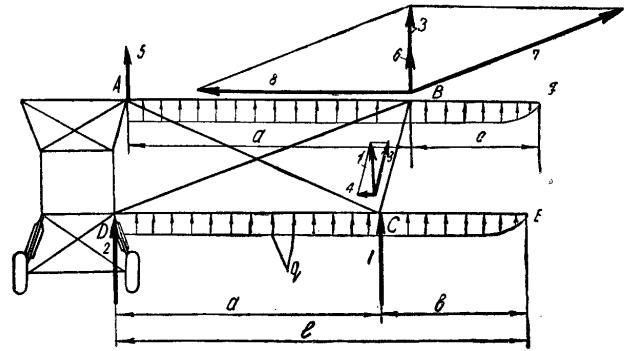


Рис. 53. Схема сил, действующих на вертикальную ферму.

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

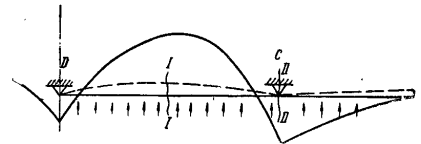


Рис. 54. Эпюра изгибающих моментов верхнего крыла.

$D$ —опора в месте стыковки крыла с центропланом;  $C$ —опора в месте крепления стоек;  $I-I$ —сечение лонжерона  $DC$  с наибольшим изгибающим моментом;  $II-II$ —сечение в опоре  $C$ .

Так как стойка  $BC$  имеет наклон, то нужно силу 1 разложить на два направления — по лонжерону и стойке  $BC$ , как указано на рис. 53. Следовательно, лонжерон нижнего крыла будет не только изогнут, но и сжат на участке  $CD$  силой 4, стойка же будет сжата силой 3, несколько большей, чем сила 1. Передаваясь по стойке  $BC$ , сила 3 в точке  $B$  складывается с силой 6. Таким образом в точке  $B$  будет действовать суммарная сила  $3 + 6$ . Эта сила будет стремиться изогнуть лонжерон верхнего крыла, изгибу же препятствует лента-расчалка. Разложив силу  $3 + 6$ , по лонже-

рону и ленте-расчалке, получим силы 7 и 8. Сила 7 растягивает ленту-расчалку, а сила 8 сжимает лонжерон верхнего крыла. Таким образом лонжерон верхнего крыла на участке  $AB$  будет не только изогнут, но и сжат, а консольная часть лонжерона будет только изгибаться. Характер работы элементов фермы коробки крыльев приведен в табл. 1.

Таблица 1

Наименование элемента	Обозначение на рис. 53	Характер работы
Лонжерон нижнего крыла	$DC$	Изогнут и сжат
То же, консольная часть	$CE$	Изогнута
Лонжерон верхнего крыла	$AB$	Изогнут и сжат
То же, консольная часть	$BF$	Изогнута
Стойка	$BC$	Сжата
Несущая лента-расчалка	$BD$	Растянута
Поддерживающая лента-расчалка	$AC$	Не работает

Характер работы задней фермы коробки крыльев аналогичен передней. Различие заключается в том, что для случая  $A_{кр}$  задняя ферма будет значительно меньше нагружена от действия подъемных сил.

Для случая  $B_{кр}$  при полете на малых углах атаки точка приложения аэродинамических сил будет располагаться ближе к задним лонжеронам крыльев, вследствие чего задняя ферма будет нагружена больше, чем передняя.

#### Работа горизонтальной фермы

Если вертикальная ферма коробки работает от усилий, вызываемых подъемными силами (перпендикулярно плоскости крыла), то горизонтальная ферма крыла (рис. 55) работает от лобовых

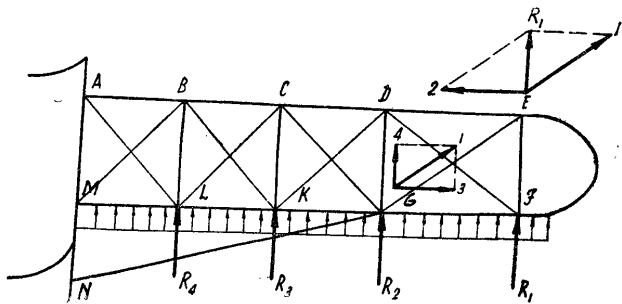


Рис. 55. Схема сил, действующих на горизонтальную ферму.

(тангенциальных) сил в плоскости крыла. Эти силы достигают наибольшей величины при пикировании самолета (случай  $C_{кр}$ ).

Лобовые силы распределяются по передней кромке крыла, и поэтому передний лонжерон будет нагружен больше, чем задний.

Если разложить силы таким же образом, как при работе вертикальной фермы, то получим следующие результаты, сведенные в табл. 2.

Таблица 2

Наименование элемента	Обозначения на рис. 55	Характер работы
Задний лонжерон	$AE$	Сжат
Передний лонжерон	$MG$	Растянут
Усиленные нервюры	$BL, CK, DG, EF$	Сжаты
Ленты-расчалки	$BM, CL, DK, EG$	Растянуты
Ленты-расчалки	$AL, BK, CG, DF$	Не работают
Несущая лента-расчалка	$NG$	Растянута

Если бы отсутствовала лента-расчалка  $NG$ , то элементы первого отсека фюзеляжа нагружались бы значительно больше, чем третьего, и т. д. Для разгрузки элементов горизонтальной фермы, прилегающих к фюзеляжу, установлена лента-расчалка  $NG$  и передний лонжерон на участке  $MG$  будет меньше работать на растяжение. Пролет  $AD$  заднего лонжерона также будет значительно разгружен от работы на сжатие. Лента-расчалка  $NG$  будет работать на растяжение.

#### Работа коробки крыльев от совместного действия подъемных и лобовых сил

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

Для вертикальной и горизонтальной ферм общими элементами являются лонжероны крыльев, которые и подвергаются совместным нагрузкам от нормальных и тангенциальных сил. Задняя вертикальная ферма работает от подъемных (нормальных) сил так же, как и передняя, вследствие чего характер работы лонжеронов будет аналогичен работе лонжеронов передней фермы. Учитывая совместное действие лобовых и подъемных сил, можно определить характер работы элементов коробки крыльев. Результаты определения сведены в табл. 3.

Таблица 3

Наименование элемента	Работа от подъемных сил (нормальных)	Работа от лобовых сил (тангенциальных)
Передний лонжерон верхнего крыла	Изогнут и сжат	Растянут
Задний лонжерон верхнего крыла	Изогнут и сжат	Сжат
Передний лонжерон нижнего крыла	Изогнут и сжат	Растянут
Задний лонжерон нижнего крыла	Изогнут и сжат	Сжат

Из табл. 3 видно, что передний и задний лонжероны верхнего крыла находятся в наиболее трудных условиях потому, что они изогнуты и сжаты. Передний лонжерон нижнего крыла также изогнут и сжат, но величина сжатия, как это видно из рис. 55, значительно меньше сжатия переднего лонжерона верхнего крыла. Учитывая, что на больших углах атаки работа от лобовых сил практически незначительная и в этом случае передний лонжерон верхнего крыла загружается подъемными силами больше заднего, то расчетным усилием для переднего лонжерона будет случай  $A_{кр}$ .

На малых углах атаки, наоборот, задний лонжерон верхнего крыла загружается больше, чем передний, поэтому расчетным усилием заднего лонжерона будет случай  $B_{кр}$ .

### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Из каких элементов состоит коробка крыльев и каркас центроплана.
2. Расскажите о конструкции узлов крепления крыльев, стоек и раскосов кабана центроплана. Из какого материала сделаны эти детали.
3. Из каких частей состоит крыло. Отличие верхнего крыла от нижнего.
4. Расскажите о конструкции лонжерона и нервюры.
5. Объясните конструкцию узлов крепления стоек крыла, отличие переднего узла от заднего, а также конструкцию узлов крепления нижнего крыла.
6. Из каких элементов состоит каркас элерона и применяемый материал.
7. Чем отличается элерон с аэродинамической компенсацией от обычного?
8. Расскажите о силовой схеме коробки крыльев.
9. Объясните работу передней вертикальной фермы для случая  $A_{кр}$ . Какие усилия в этом случае будут испытывать отдельные элементы фермы.
10. Для какого расчетного случая задняя ферма полукоробки будет нагружена больше, чем передняя. Объясните физический смысл этого явления.
11. Расскажите о работе горизонтальной фермы и при каком расчетном случае силы, действующие на ферму, будут наибольшими, объясните физический смысл этого.
12. Приведите таблицу с указанием нагрузок отдельных элементов коробки крыльев от совместного действия подъемных и лобовых сил.
13. Какую роль играет передняя поддерживающая лента-расчалка.

## ГЛАВА IV

### ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕЕНИЕ

Хвостовое оперение самолета (рис. 56) состоит из горизонтального оперения — стабилизатора и руля высоты и вертикального оперения — киля, выполненного за одно целое с фюзеляжем, и руля направления с роговой компенсацией.

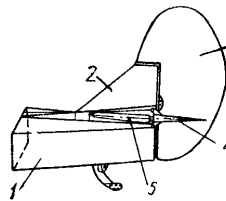


Рис. 56. Хвостовое оперение.

- 1—фюзеляж; 2—киль;  
3—руль направления;  
4—руль высоты; 5—стабилизатор.

Оперение — деревянной конструкции, обтянуто полотном марки АЛЛ, АМ-93 или АМ-100. Стабилизатор подкреплен двумя подкосами с каждой стороны. Крепление стабилизатора позволяет изменять углы установки его только на земле. Угол установки стабилизатора изменяется перемещением его задней кромки вверх или вниз при помощи перестановки вильчатого болта по отверстиям в гребенке, установленной на заднем лонжероне киля.

#### 1. Стабилизатор

Стабилизатор (рис. 57) имеет прямоугольную в плане форму с эллиптическими закругленными краями. Профиль стабилизатора

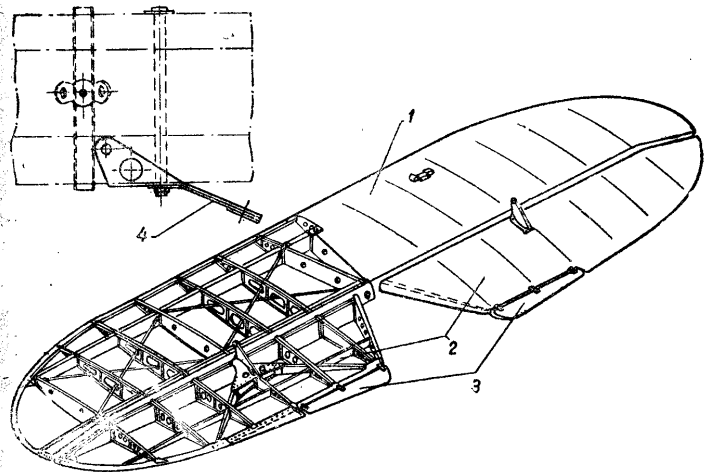


Рис. 57. Горизонтальное оперение.

- 1—стабилизатор; 2—руль высоты; 3—триммеры; 4—узел крепления лент-расчалок.

ра — двояковыпуклый. Каркас стабилизатора состоит из двух лонжеронов коробчатого типа, усиленных, нормальных и наклонных нервюр, расчалок, дуралюминового обода, стрингера и мелких деталей. На стабилизаторе установлены узлы для крепления его к фюзеляжу, узлы для подкосов и вильчатые болты для навески руля высоты. Стабилизатор обшивается полотном АМ-93, АЛЛ или АМ-100. Полотно покрывается четырьмя слоями аэролака первого покрытия А1Н и двумя слоями аэролака второго покрытия.

На самолетах последних выпусков, где устанавливается руль высоты с аэродинамической компенсацией, форма стабилизатора (рис. 58) и узлы для навески руля высоты изменены по сравнению

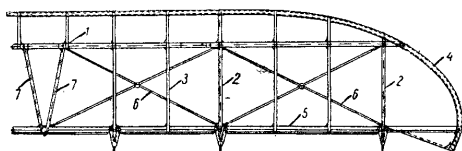


Рис. 58. Стабилизатор.

1—передний лонжерон; 2—усиленная нервюра; 3—нормальная нервюра; 4—дуралюминовый обод; 5—задний лонжерон; 6—ленты-расчалка; 7—наклонные нервюры.

с обычным стабилизатором. Узел для навески руля высоты выполнен в виде кабанчика, состоящего из двух швеллеров переменного сечения, сваренных между собой. Каждый наружный конец кабанчика представляет собой ушко с отверстием под палец. Форма стабилизатора в плане изменилась по концам закругления в виде дополнительных наружных треугольников на задней кромке с каждой стороны.

Передний и задний лонжероны стабилизатора имеют одинаковое сечение по ширине и переменное по высоте. Лонжероны изготовлены из сосны, стенки лонжеронов — фанерные. Нервюры по силовой схеме одинаковые с нервюрами крыла и отличаются от них только размерами и формой. Полки нервюр изготовлены из сосны, а стенки — из фанеры. Обод изготовлен из дуралюмина толщиной 0,8 мм и состоит из трех частей: двух боковых, имеющих форму закругления стабилизатора, и третьего прямого участка. Соединение отдельных частей обода осуществляется при помощи дуралюминового вкладыша на заклепках.

Подкосы стабилизатора (рис. 59) по конструкции одинаковые и отличаются только длиной и заделкой верхних концов. Подкосы изготовлены из стальной трубы овального сечения. У переднего подкоса верхний конец трубы сплюснен и образует вилку, нижний конец ее обжат на конус. В этот конец вставлена втулка с внутренней резьбой, приваренная к трубе. Во втулку ввернут вильчатый болт с контргайкой. На заднем подкосе оба конца обжаты на конус и имеют втулки с резьбой и вильчатые болты так же, как и нижний конец переднего подкоса.

Подкосы стабилизатора крепятся к фюзеляжу и ушкам узлов стабилизатора при помощи болтов.

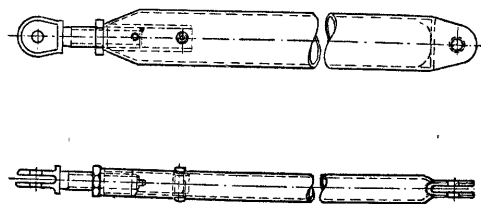


Рис. 59. Передний подкос стабилизатора.

## 2. Руль высоты

Руль высоты (рис. 60) состоит из двух симметричных половин. Каждая половина шарнирно навешена в трех точках на заднем лонжероне стабилизатора. Крепление руля высоты осуществляется при помощи ушковых болтов, которые заводятся в вильчатые болты заднего лонжерона стабилизатора и соединяются между собой пальцами. Против выпадания пальцы имеют контровку.

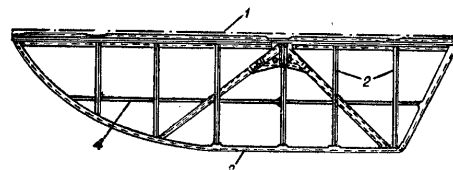


Рис. 60. Руль высоты.

1—лонжерон; 2—нервюра; 3—обод; 4—стрингер.

Руль высоты по конструкции аналогичен элерону, за исключением того, что в руле высоты торцовая нервюра заменена металлическим ободом, укорочен задний лонжерон, установлены бобышки соответственно профилю обода и изменены длина и форма обода.

Каждая половина руля снабжена двумя рычагами (рис. 61), к которым присоединяются тросы ручного управления самолетом.

Руль высоты с аэродинамической компенсацией (рис. 62) состоит из двух одинаковых симметрично расположенных частей, так же как и обычный руль. Каждая половина руля высоты отличается от обычной тем, что она имеет измененную в плане форму, — в виде срезанного треугольника (ответного стабилизатору) и дополнительного треугольника на задней кромке. Дополнительный треугольник является продолжением триммера руля высоты.

Каркас руля состоит из переднего и заднего лонжеронов, шести подкосов, лобовой обшивки, шести нормальных и двух косых

нервюр, дуралюминового обода и мелких деталей. Материал и технология изготовления руля высоты с аэродинамической компенсацией ничем не отличаются от обычного.

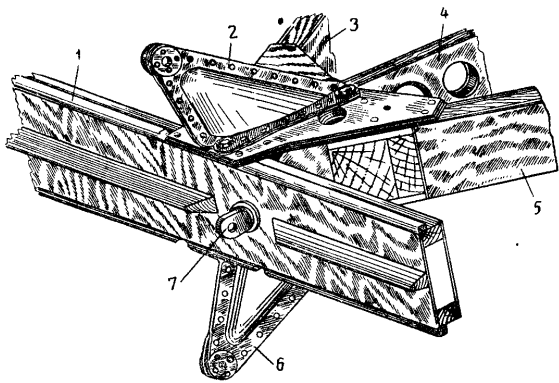


Рис. 61. Установка рычагов управления на руле высоты. 1—передний лонжерон руля высоты; 2—верхний рычаг; 3—наклонная нервюра; 4—усиленная нервюра; 5—наклонная нервюра; 6—нижний рычаг; 7—ушковый болт для крепления руля высоты к стабилизатору.

Аэродинамическая компенсация достигнута путем перенесения оси вращения руля высоты назад (по хорде) на 125 мм по сравнению с обычным рулем.

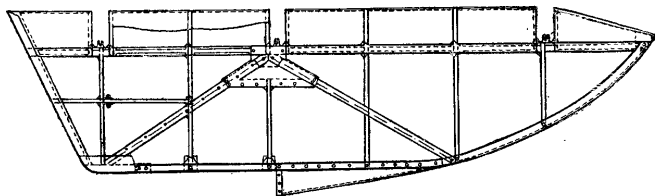


Рис. 62. Руль высоты с аэродинамической компенсацией.

### 3. Киль

Киль (рис. 63) является органом путевой устойчивости самолета. Киль выполнен за одно целое с задней частью фюзеляжа и расположен симметрично относительно продольной оси самолета.

Каркас кия состоит из двух лонжеронов, трех нервюр, стрингеров и фанерной обшивки.

Передний лонжерон, лобовая часть которого обшита фанерой толщиной 1 мм, поставлен наклонно. Нижний конец лонжерона крепится к фюзеляжу с помощью стального узла. Задний, верти-

кальный лонжерон представляет собой сплошной брусок. Нижняя часть этого лонжерона выполняет роль замыкающей стойки, к которой крепятся при помощи узлов лонжероны фюзеляжа. Верхняя часть заднего лонжерона кия служит базой для крепления нервюра кия, заднего узла (гребенки) крепления стабилизатора и узлов навески руля направления. Лонжероны соединяются между собой при помощи трех нервюр, которые и придают профиль килю. Нижняя нервюра служит основанием и выполнена более широкой, чем другие. Снизу эта нервюра имеет вырез, который предназначен для размещения стабилизатора. Верхняя часть кия срезана, это сделано для прохода над килем компенсатора руля направления.

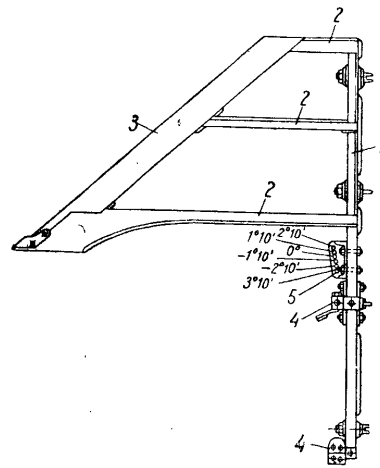


Рис. 63. Киль. 1—задний лонжерон; 2—нервюры; 3—передний лонжерон; 4—узлы крепления к фюзеляжу; 5—узел крепления стабилизатора.

Соединение заднего лонжерона с лонжеронами фюзеляжа осуществляется с помощью двух металлических узлов. Верхний узел несет на себе вертикальные (боковые) расчалки последнего пролета. Нижний узел служит, кроме крепления расчалок, также для крепления задних подкосов стабилизатора. На заднем лонжероне кия навешен руль направления. Крепление руля осуществлено посредством четырех шарниров, аналогично креплению руля высоты.

### 4. Руль направления

Руль направления (рис. 64) имеет форму неполного эллипса. Руль деревянной конструкции, обтянут полотном. Каркас руля на-

правления состоит из двух лонжеронов, шести нервюр, дуралюминового обода и мелких деталей.

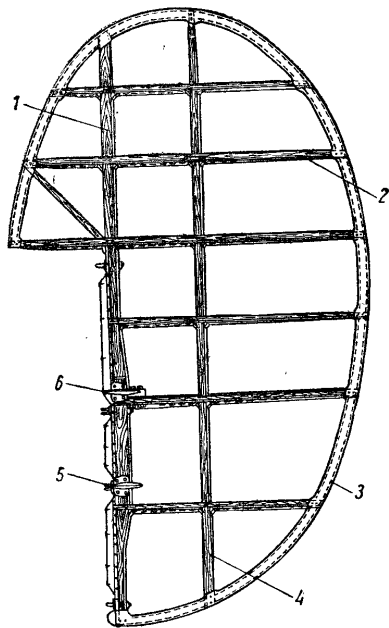


Рис. 64. Руль направления.

1—передний лонжерон; 2—нервюра; 3—дуралюминовый обод; 4—задний лонжерон; 5—рычаг управления костьюлем; 6—рычаг управления рулем.

Руль шарнирно навешен на заднем лонжероне киля при помощи двух ушковых и двух вильчатых болтов, соединяющихся пальцами. На переднем лонжероне установлены рычаги управления рулем и рычаги управления костьюлем.

#### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Из каких элементов состоит каркас стабилизатора, конструкция и материал лонжеронов и нервюр стабилизатора.
2. Из какого материала изготовлены подкосы стабилизатора и чем отличается передний подкос от заднего.
3. Из чего состоит силовой набор руля высоты и из каких материалов он изготовлен.
4. Из каких элементов состоит руль направления.
5. Каким образом осуществляется навеска рулей.
6. Чем отличается стабилизатор с рулем высоты, имеющего аэродинамическую компенсацию, от обычного.
7. Чем отличается руль высоты с аэродинамической компенсацией от обычного.

## ГЛАВА V

### УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Управление самолетом (рис. 65)—двойное, расположено в первой и второй кабинах. Управление состоит из ручного управления рулем высоты и элеронами и ножного управления—рулем направления.

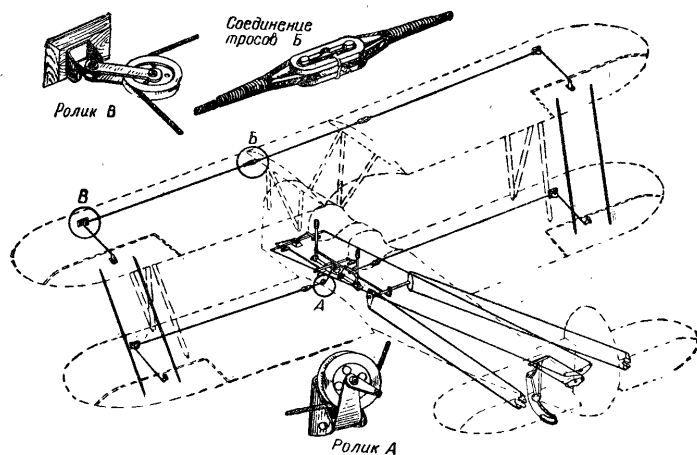


Рис. 65. Схема управления самолетом.

Управление самолетом смешанное, состоящее из жестких и гибких элементов. Жесткие элементы управления расположены внутри фюзеляжа и состоят из труб, тяг и передаточных рычагов. Гибкие элементы управления выполнены из тросов, проволоки и расположены в фюзеляже, крыльях и на открытом участке у фюзеляжа.

#### 1. Ручное управление

Ручное управление (рис. 66) состоит из следующих основных элементов: двух ручек управления, основной трубы, соединительной тяги основной трубы, рычага управления элеронами, тяги управления рулем высоты, трубы с промежуточным рычагом, двухплечих рычагов управления рулем высоты и проводки. Проводка к рулю высоты и рулю направления выполнена из проволоки марки ВС. Проводка управления элеронами — тросовая.

Основная стальная труба сечением 33×30 мм расположена на трех подшипниках; два подшипника по концам трубы — шариковые, третий, промежуточный, — скользящий. Каждый подшипник крепится к бруску пола двумя болтами диаметром 6 мм. К средней части основной трубы конусными шпильками крепится рычаг

управления элеронами. Рычаг имеет форму равнобедренного треугольника и укреплен вершиной на основной трубе, основанием вверх. К верхним концам рычага присоединены сержки тросов управления элеронами.

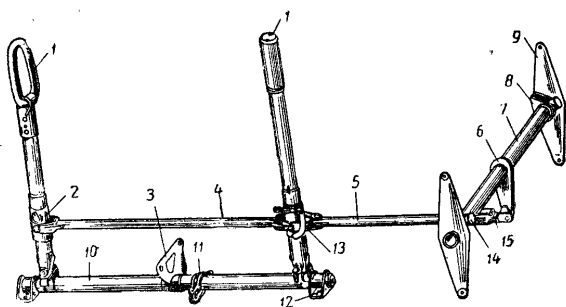


Рис. 66. Ручное управление.

1—ручки управления; 2—механизм крепления ручки; 3—рычаг управления элеронами; 4—соединительная тяга; 5—тяга управления рулем высоты; 6—промежуточный рычаг; 7—поперечная труба; 8—подшипник поперечной трубы; 9—рычаг руля высоты; 10—основная труба; 11—промежуточный подшипник; 12—концевой подшипник; 13—промежуточная вилка; 14—масленка подшипника поперечной трубы; 15—шарнир.

К основной трубе около шарикоподшипников крепятся ручки управления самолетом. Ручка состоит из трубы, стакана и рукоятки. Рукоятка изготавливается из дуралюминовой трубы  $30 \times 27$  мм. Стакан рукоятки изготовлен из стальной трубы  $33 \times 30$  мм. К ручкам шарнирно с помощью болтов крепится соединительная тяга. Тяга состоит из стальной трубы  $20 \times 17$  мм. На задний шарнир соединительной тяги надета вилка, к которой болтом прикрепляется тяга управления рулем высоты. Второй конец этой тяги шарнирно, через кардан, соединен с промежуточным рычагом управления. Промежуточный рычаг приварен на поперечной трубе.

Поперечная стальная труба  $35 \times 31$  мм расположена в двух скользящих подшипниках. Каждый подшипник крепится двумя болтами к боковине фюзеляжа. На концах поперечной трубы установлены на конусных шпильках двуплечие рычаги. К этим рычагам крепятся с помощью сержек тросы (проволоки) управления рулем высоты. Вторые концы тросов крепятся к рычагам (кабанчикам) руля высоты.

Схема управления рулем высоты показана на рис. 67.

При отклонении ручек на себя промежуточный рычаг будет поворачиваться против часовой стрелки, а вместе с ним будут поворачиваться в ту же сторону и двуплечие рычаги управления рулем высоты. Таким образом верхние концы рычагов, перемещаясь справа налево, будут тянуть верхние тросы (проволоки) руля вы-

соты, которые потянут руль высоты вверх. Нижние концы рычагов, перемещаясь слева направо, будут освобождать нижние тросы (проволоки), которые дадут возможность перемещаться рулю высоты вверх.

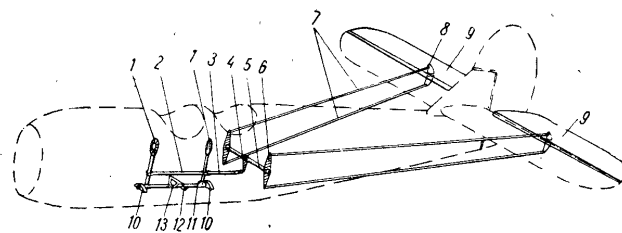


Рис. 67. Схема управления рулем высоты.

1—ручки управления; 2—соединительная тяга; 3—тяга управления рулем высоты; 4—промежуточный рычаг; 5—поперечная труба; 6—рычаг управления рулем высоты; 7—проводка (проволока ВС диам. 2,5 мм); 8—рычаг (кабанчик) руля высоты; 9—руль высоты; 10—подшипник (концевой); 11—основная труба; 12—промежуточный подшипник; 13—рычаг управления элеронами.

При отклонении ручек от себя действие будет обратное. Промежуточный рычаг, а вместе с ним и рычаги управления рулем высоты будут перемещаться по часовой стрелке, т. е. нижние концы рычагов, перемещаясь справа налево, потянут за собой нижние тросы (проволоки), которые заставят отклониться руль высоты вниз. Верхние концы рычагов, перемещаясь слева направо, будут освобождать верхние тросы (проволоки), которые дадут возможность перемещаться рулю высоты вниз. Таким образом, при отклонении ручек управления самолетом на себя от нейтрального положения руль высоты перемещается вверх; при отклонении ручек от себя руль высоты перемещается вниз.

Схема управления элеронами показана на рис. 68.

При отклонении ручек управления самолетом от оси симметрии самолета (или от нейтрального положения) влево повернется в ту же сторону основная труба. При повороте основной трубы против часовой стрелки (если смотреть со стороны кабины пилота) левый верхний конец рычага управления элеронами, поворачиваясь вместе с ней, опустится вниз. Правый же конец рычага, поворачиваясь в ту же сторону, будет подниматься вверх и потянет за собой правый нижний трос.

Так как конец этого троса прикреплен к кабанчику, расположенному на нижней поверхности элерона, то трос, натягиваясь, отклонит правый нижний элерон вниз. Нижний правый элерон, отклоняясь вниз, заставит опуститься и верхний правый элерон в ту же сторону при помощи межэлеронных лент, связывающих их между собой.

Правый верхний элерон, отклоняясь вниз, потянет за собой



верхний трос, который потянет за собой верхний левый элерон и отклонит его вверх. Верхний левый элерон в свою очередь заставит отклониться вверх и нижний элерон, так как нижний трос, имея слабинку, не будет препятствовать перемещению его вверх.

При отклонении ручек управления самолетом от нейтрального положения вправо действие будет обратное, т. е. левые элероны опустятся вниз, а правые поднимутся вверх.

Нижние тросы принято считать «ведущими» тросами, а верхние — «перекатными».

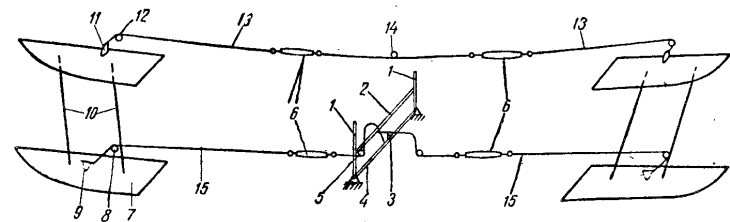


Рис. 68. Схема управления элеронами.

1—ручки управления; 2—соединительная тяга; 3—рычаг управления элеронами; 4—основная труба; 5—направляющий ролик; 6—типичное соединение тросов; 7—элерон; 8—ролик нижнего крыла, установленный на нервюре № 12; 9—рычаг (кабанчик) нижнего элерона; 10—межэлеронные ленты-расчалки; 11—рычаг (кабанчик) верхнего элерона; 12—ролик верхнего крыла; 13—перекатные тросы; 14—ролик в центроплане; 15—ведущие тросы.

Для уменьшения трения и во избежание заеданий в системе управления элеронами установлено семь роликов. Три «перекатных» ролика расположены в верхнем крыле; один в центроплане и два на лонжеронах у нервюры № 12. Четыре «ведущих» ролика расположены в нижнем крыле, из них два — при выходе из фюзеляжа и два — на лонжеронах у нервюры № 12.

## 2. Ножное управление

Ножное управление (рис. 69) двойное и устанавливается в обеих кабинах.

Ножное управление состоит из педалей, поперечных труб, осей, колонок, соединительной тяги, выравнивающих рычагов (только в первой кабине), тросов (проводок) руля направления и мелких деталей. Каждая колонка крепится к брускам пола кабины четырьмя болтами диаметром 6 мм.

Поперечная труба, установленная в первой кабине, по размеру больше, чем ширина фюзеляжа. Поэтому в бортах фюзеляжа сделаны продольные вырезы для выступающих наружу концов трубы. К этим концам трубы непосредственно крепятся тросы (провода), идущие к рулю направления.

Управление рулем направления (рис. 70) осуществляется путем отклонения педалей в ту или другую сторону. Ввиду того что управление рулем направления в первой и во второй кабинах

сблокировано (соединено) соединительной тягой, то при отклонении одной педали в первой кабине отклонится на тот же угол соответствующая педаль во второй кабине и наоборот.

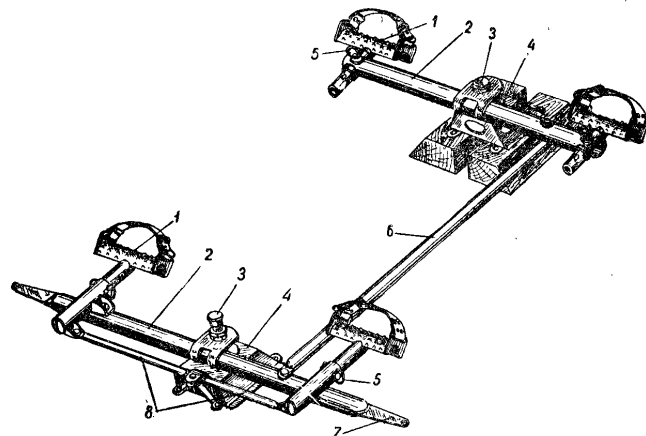


Рис. 69. Ножное управление.

1—педаль; 2—поперечная труба; 3—ось ножного управления; 4—колонка; 5—стопор педали; 6—соединительная тяга; 7—рычаг для соединения проводки с рулем направления; 8—выравнивающие рычаги.

В отличие от управления во второй кабине управление в первой кабине снабжено выравнивающими рычагами, которые служат для разгрузки ног пилота. Разгрузка ног пилота достигается тем, что при повороте поперечной трубы сохраняется параллельность педалей относительно продольной оси самолета.

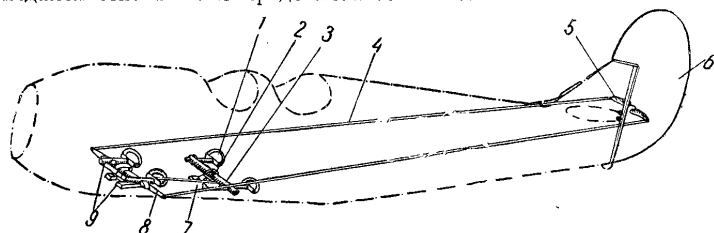


Рис. 70. Схема управления рулем направления.

1—педаль; 2—колонка; 3—поперечная труба; 4—проводка (проводок); 5—рычаг руля направления; 6—руль направления; 7—соединительная тяга; 8—рычаг ножного управления для соединения проводки; 9—выравнивающие рычаги.

Для регулирования педалей ножного управления по длине они могут перемещаться в своих направляющих. Перемещение педали в направляющей достигается наличием на трубе педали

четырёх отверстий по длине. Фиксирование педали в определенном положении осуществляется при помощи стопора (морского болта).

При отклонении правой педали от нейтрального положения вперед от себя правый конец поперечной трубы переместится вперед и потянет за собой правый трос, который отклонит руль направления вправо, при этом левый конец поперечной трубы переместится назад и освободит левый трос. При отклонении левой педали от нейтрального положения вперед от себя руль направления отклонится влево. При нейтральном положении педалей руль направления должен составлять продолжение киля.

### 3. Управление триммером

Для уменьшения давлений на ручку управления самолетом при различном положении центра тяжести на самолетах выпуска с 1945 г. на руле высоты установлен триммер.

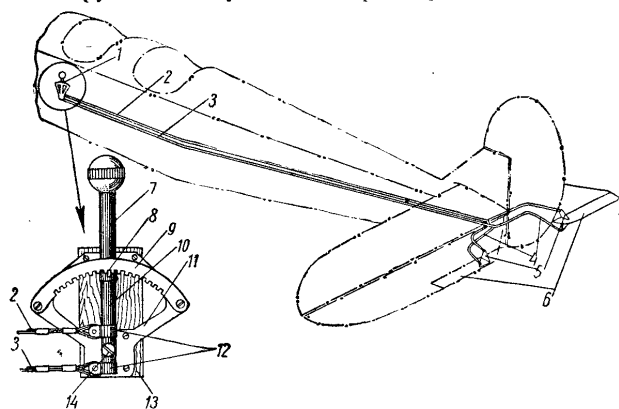


Рис. 71. Схема управления триммером.

1—ручка управления триммером; 2—верхний трос; 3—нижний трос; 4—гибкая оболочка; 5—кабанчики триммеров; 6—триммер; 7—ручка; 8—фиксатор ручки; 9—зубчатая пластинка (сектор); 10—нижняя трубка ручки; 11—основание сектора; 12—хомуты для крепления тросов управления триммером; 13—стойка рамного шпангоута; 14—ось вращения ручки.

Управление триммером (рис. 71) состоит из ручки управления 1, двух тросов диаметром 2 мм, верхнего 2 и нижнего 3, четырех кабанчиков 5 и двух триммеров 6. Сектор управления триммером и проводка к нему смонтированы на левом борту фюзеляжа. Сектор установлен в передней кабине на стойке рамного шпангоута.

Тросы проложены в алюминиевых трубках и гибких оболочках 4. Верхний трос 2 на конце стабилизатора разделен на два

отдельных троса и крепится к верхним кабанчикам триммера, а нижний трос 3 — к нижним кабанчикам.

Механизм управления триммером состоит из ручки, выполненной в виде телескопических труб 7 и 10, с фиксатором 8, основания 11, зубчатого сектора 9, оси вращения 14 и двух хомутиков 12 для тросов. Механизм управления крепится шурупами к рамному шпангоуту.

Разберем работу триммера.

Самолет имеет заднюю центровку, т. е. пилот испытывает повышенное давление на руку. Что нужно сделать, чтобы уменьшить давление на руку? Необходимо рукоятку триммера переместить вперед — тогда триммер отклонится вверх, а руль высоты отклонится вниз. Самолет сбалансирован при отклонении триммера вверх тогда, когда момент оперения будет равен моменту крыльев.

При полете с передней центровкой самолет будет стремиться пикировать. Для того чтобы создать кабрирующий момент, необходимо рукоятку триммера переместить назад. В этом случае триммер отклонится вниз, а руль высоты — вверх, создав кабрирующий момент.

Ввиду того что конструкция управления триммером руля высоты не позволяет производить точную регулировку триммера из-за наличия зубчатой пластинки, то пилот всегда будет испытывать незначительное давление на ручку.

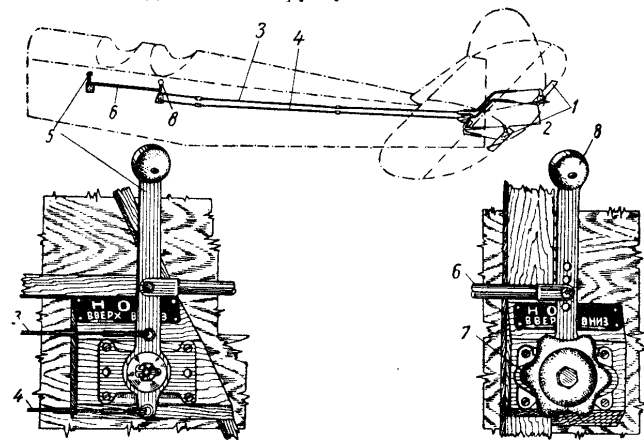


Рис. 72. Схема управления триммером (новая).

1—триммер; 2—рычаги триммеров; 3—верхний трос; 4—нижний трос; 5—рукоятка управления триммерами в передней кабине; 6—соединительная тяга; 7—стопор рукоятки управления триммером; 8—рукоятка управления триммером в задней кабине.

На самолетах последних выпусков конструкция механизма управления триммером руля высоты (рис. 72) изменена, зубчатая

пластинка изъята. Ручка управления триммером руля высоты может быть установлена в любое положение по желанию пилота. Любое положение ручки управления на секторе триммера фиксируется при помощи стопора, так же как рычаги управления мотором.

#### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Из каких элементов состоит ручное управление самолетом.
2. Расскажите о креплении отдельных частей управления.
3. Из какого материала изготовлены детали ручного управления.
4. Объясните кинематику (взаимосвязь) управления рулем высоты при взятии ручки на себя и от себя.
5. Объясните схему работы управления элеронами при отклонении ручки управления влево и вправо.
6. Из каких элементов состоит ножное управление самолета. Объясните назначение выравнивающих рычагов.
7. Объясните схему работы ножного управления при отклонении педали вперед и назад.
8. Из каких деталей состоит управление триммером руля высоты и место расположения их на самолете.
9. На каком принципе работает триммер руля высоты. Объясните, что будет происходить с самолетом при отклонении триммера вверх и вниз.

#### ГЛАВА VI

#### ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА

Взлетно-посадочное устройство самолета По-2 состоит из шасси и управляемого костыля. Шасси и костыль — неубирающиеся.

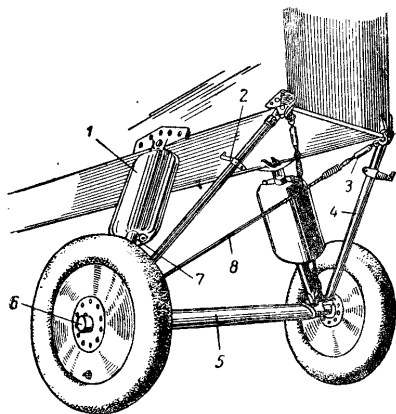


Рис. 73. Шасси.

- 1—обтекатель амортизационной ноги;
- 2—подножка;
- 3—гайдер диагонального троса;
- 4—передний подкос;
- 5—ось шасси с обтекателем;
- 6—колпачок для крепления колеса;
- 7—амортизационная стойка;
- 8—диагональный трос.

Шасси — ферменной конструкции с неразрезной осью. Амортизация шасси и костыля резиновая, шнуровая. Летом самолет эксплуатируется на колесах, зимой — на лыжах.

#### 1. Шасси

Шасси самолета (рис. 73) состоит из двух амортизационных стоек, двух передних подкосов, тросовых расчалок, оси и колес.

Амортизационные стойки, подкосы и тросы-расчалки своими верхними концами крепятся к четырем узлам фюзеляжа. Нижние концы этих элементов крепятся к оси болтами при помощи двух муфт. Амортизационные стойки и передние подкосы крепятся к узлам фюзеляжа при помощи карданов. Тросовые расчалки крепятся вильчатыми болтами. Карданное сочленение разгружает стержни шасси от изгиба при обжатии амортизации, а тросовые расчалки предохраняют шасси от боковых перемещений.

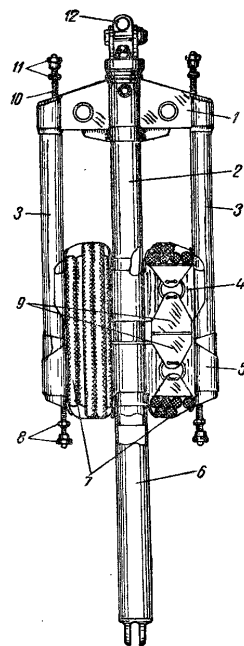


Рис. 74. Конструкция амортизационной стойки.

- 1—верхняя обойма (траверса);
- 2—направляющая труба;
- 3—боковые направляющие трубы;
- 4—обойма-ползун;
- 5—нижняя обойма;
- 6—труба;
- 7—амортизационный шнур диаметром 14 мм;
- 8—гайка и контргайка для крепления обтекателя.
- 9—резиновые буфера;
- 10—шпилька для крепления обтекателя;
- 11—зажимная гайка;
- 12—кардан для крепления амортизационной ноги к заднему узлу шасси.

Амортизационные стойки снабжены обтекателями для уменьшения лобового сопротивления и предохранения резиновой амортизации от атмосферных влияний. Для уменьшения вредного сопротивления на ось шасси надет обтекатель.

### Амортизационная стойка

Удары при посадке и движении самолета по земле воспринимаются пневматиками колес и амортизационными стойками. Каждая амортизационная стойка состоит из неподвижных и подвижных элементов. Неподвижные элементы связаны с узлами фюзеляжа, а подвижные — с осью колес.

Неподвижные элементы стойки (рис. 74 и 75) состоят из верхней обоймы 1, направляющей трубы 2, приваренной к обойме, боковых направляющих труб 3, нижней обоймы 5, шпилек 10 для крепления обтекателя, гаек и контргаек для крепления обтекателя и кардана 12. Подвижные элементы стойки состоят из обоймы 4 и трубы 6, которые вместе образуют ползун. Амортизационный шнур 7 намотан на нижнюю обойму 5 и на верхнюю подвижную обойму 4.

При сборке стойки трубу 6 ползуна вкладывают во втулку обоймы 4, а боковые направляющие трубы 3 приваривают к верхней обойме 1. Разборка амортизационной стойки после сварки невозможна.

### Работа амортизационной стойки

(рис. 75)

Амортизация стойки состоит из двух амортизационных шнуров диаметром 14 мм, длиной по 2300 мм, намотанных шестью витка-

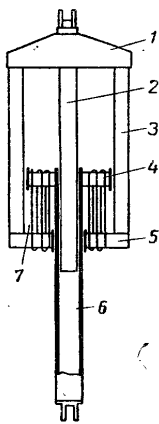


Рис. 75. Принципиальная схема амортизационной стойки (стойка сжата)

1—верхняя обойма (траверса); 2—направляющая труба; 3—боковые направляющие трубы; 4—обойма-ползун; 5—нижняя обойма; 6—труба; 7—амортизационный шнур.

ми с каждой стороны на обоймы 4 и 5. Шнур наматывается на обоймы с предварительным натяжением, равным 10%. Концы шнуров обвязываются шпагатом.

При посадке, под действием ударной нагрузки на колесо, труба 6 ползуна вместе с обоймой 4 движется вверх, растягивая аморти-

зационный шнур 7. Движение подвижных элементов стойки будет происходить до тех пор, пока ударная нагрузка не достигнет величины, равной сопротивлению растяжения шнуровой резиновой амортизации. Когда энергия удара полностью поглотится сопротивлением шнуровой амортизации, подвижные элементы стойки (верхняя обойма 4 и труба 6) под действием сжатия резиновой амортизации будут двигаться вниз в исходное положение.

Для поглощения обратного удара на нижней обойме 5 и верхней обойме 4 на внутренних сторонах прикреплены четыре резиновых буфера 9 толщиной 14 мм каждый.

### Детали шасси

Передний подкос шасси (рис. 76) представляет собой стальную трубу сечением  $40 \times 37$  мм. На верхнем конце трубы насажены

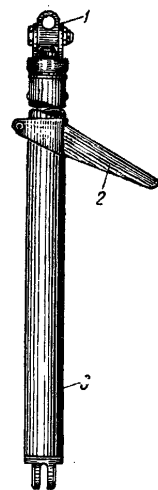


Рис. 76. Передний подкос шасси.

1—кардан для крепления подкоса к переднему узлу шасси; 2—подножка; 3—труба подкоса.

два стакана — внутренний и наружный. Внутренний стакан вставляется в трубу и крепится к ней двумя заклепками, наружный — надевается на шпильку внутреннего стакана и крепится к нему гайкой. Наружный стакан может поворачиваться относительно внутреннего.

Верхняя часть переднего подкоса крепится к узлу фюзеляжа с помощью кардана. На нижнем конце трубы также насажен стакан, который заканчивается двумя щеками, служащими для присоединения к ушку муфты оси.

Каждый подкос снабжен подножкой для ног. Подножка выполнена в виде хомута с приваренным к нему П-образным крон-

штейном. Хомут затягивается на подкосе болтом. Кардан (рис. 77) представляет собой стальной вкладыш с двумя взаимно перпендикулярными отверстиями под болты. Кардан одним болтом крепится к вилке наружного стакана, а другим — к узлу фюзеляжа.

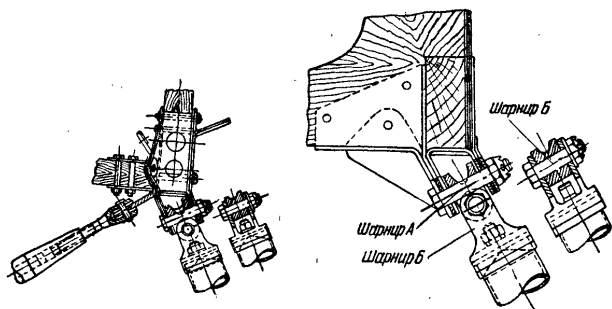


Рис. 77. Кардан.

Ось шасси (рис. 78) изготовлена из хроманселевой трубы марки 30ХГСА сечением 45×40 мм. На ось с каждой стороны надеты стальные муфты, которые крепятся к ней болтами. На концах оси, чтобы не соскочили колеса, установлены предохранительные колпачки, которые крепятся к оси конусными шпильками.

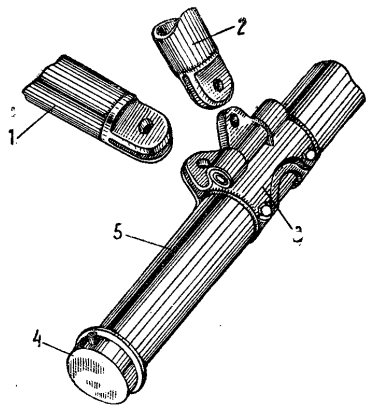


Рис. 78. Оси шасси.

1—передний подкос шасси; 2—труба ползуна амортизационной ноги; 3—муфта шасси; 4—колпачок для крепления колеса на оси; 5—ось шасси.

Муфта оси (рис. 79 и 80) состоит из трубы, к которой приварены узлы, имеющие ушки для крепления амортизационной стойки, переднего подкоса и тросовой расчалки.

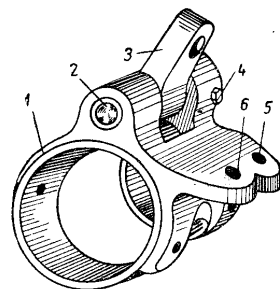


Рис. 79. Муфта оси.

1—тело муфты; 2—ось ушка; 3—ушко для крепления амортизационной ноги; 4—болт; 5—отверстие для крепления переднего подкоса; 6—отверстие для крепления троса-расчалки.

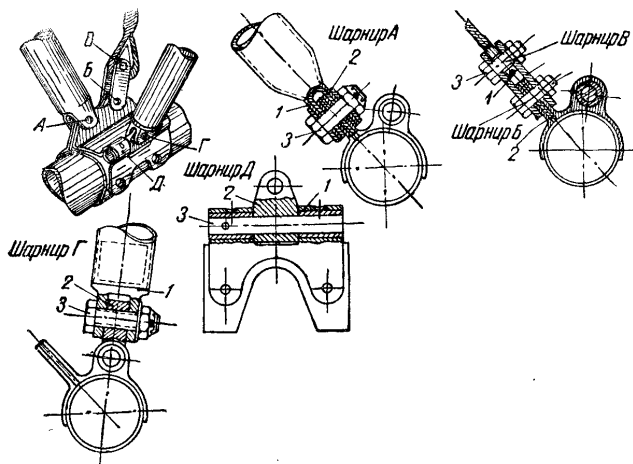


Рис. 80. Крепление переднего подкоса, амортизационной стойки и расчалки шасси к муфте оси.

А—шарнир крепления переднего подкоса к муфте. 1—вилка переднего подкоса; 2—ушко муфты; 3—болт.  
 Б—нижний шарнир крепления серьги расчалки к муфте шасси. 1—серьга троса; 2—ушко муфты; 3—болт.  
 В—верхний шарнир крепления расчалки к серьге. 1—серьга троса; 2—коуш троса; 3—болт.  
 Г—шарнир крепления амортизационной стойки к муфте шасси. 1—вилка стакана амортизационной стойки; 2—ушко кардана; 3—болт.  
 Д—шарнир ушка муфты. 1—ушко муфты; 2—ушко кардана; 3—палец.

### Колеса

Колесо (рис. 81) самолета По-2 — клепаное, дисковое с литой силуминовой втулкой. Колесо состоит из обода 1, двух дуралюминовых колец 2, конических роликовых подшипников 3 (№ 9-7510), двух дуралюминовых дисков 4, втулки 5, предохранительного кольца 6, гильзы 8 и винтов.

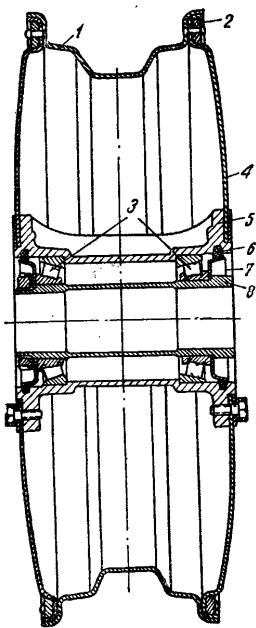


Рис. 81. Колесо.

1—обод; 2—кольца обода; 3—конические роликоподшипники (№ 9-7510); 4—дуралюминовые диски; 5—втулка колеса; 6—предохранительное кольцо (войлочное); 7—чашка; 8—гильза.

Каждое колесо вращается на оси шасси на двух конических радиально-упорных роликоподшипниках. Наружные обоймы подшипников запрессованы в специальные гнезда втулки, а внутренние обоймы с роликами монтируются на гильзе и затягиваются гайкой. Колесо на оси крепится с помощью предохранительного колпачка. Размер пневматика колеса 700×150 мм (700 мм—диаметр пневматика в надутом состоянии, 150 мм — ширина пневматика).

#### Технические данные колеса

Индекс колеса . . . . .	31-3
Тип пневматика . . . . .	Баллонный, низкого давления

Число слоев покрышки . . . . .	6
Максимально допустимый полетный вес самолета . . . . .	2100 кг
Максимальная стояночная нагрузка на одно колесо . . . . .	925 кг
Давление воздуха в пневматике при максимальной стояночной нагрузке . . . . .	3 кг/см <sup>2</sup>
Разрушающее давление . . . . .	14 кг/см <sup>2</sup>
Усадка пневматика на стоянке (с нормальным полетным весом) . . . . .	37 мм
Максимально допустимая нагрузка на одно колесо в момент посадки . . . . .	2700 кг
Усадка при нагрузке 2700 кг . . . . .	90 мм
Работа пневматика при максимальной нагрузке в момент посадки . . . . .	110 кгм
Вес колеса . . . . .	7 кг
Вес пневматика . . . . .	10,6 кг
Вес снаряженного колеса . . . . .	17,6 кг

### 2. Костыль

Костыль является хвостовой опорой фюзеляжа и воспринимает нагрузки, возникающие от ударов при посадке и движении самолета по земле. Костыль также выполняет роль тормозного устройства при посадке.

Установка костыля (рис. 82) состоит из костыля, амортизации, поворотной трубы, механизма управления костылем, узлов крепления и других деталей. Для маневренности самолета на земле костыль сделан управляемым. При отклонении руля направления костыль отклоняется от нейтрального положения благодаря специальному механизму, состоящему из пружин, проволок и рычагов.

Костыль изготовлен из фанерного бруска переменного сечения. Снаружи костыль оклеен полотном. На верхнем конце костыля установлен узел, к которому посредством сержки и болтов прикреплена катушка с намотанным амортизационным шнуром. В средней части костыля установлен центральный узел, который шарнирно крепится к поворотной трубе. Переднее ребро костыля имеет стальную оковку, которая внизу оканчивается башмаком. На башмаке с помощью болтов укреплены пята. Износившаяся пята может быть снята и заменена новой.

Амортизация костыля выполнена из резинового шнура диаметром 14 мм, длиной 1670 мм, намотанного на катушки тремя витками. Одна катушка крепится к поворотной трубе, другая — к верхнему узлу костыля.

Для предотвращения поломки хвостовой части фюзеляжа в случае обрыва амортизационного шнура имеется ограничительный трос толщиной 3 мм, который также служит и для ограничения хода амортизации.

Для поглощения работы обратного удара костыль снабжен обратной амортизацией в виде резинового буфера.

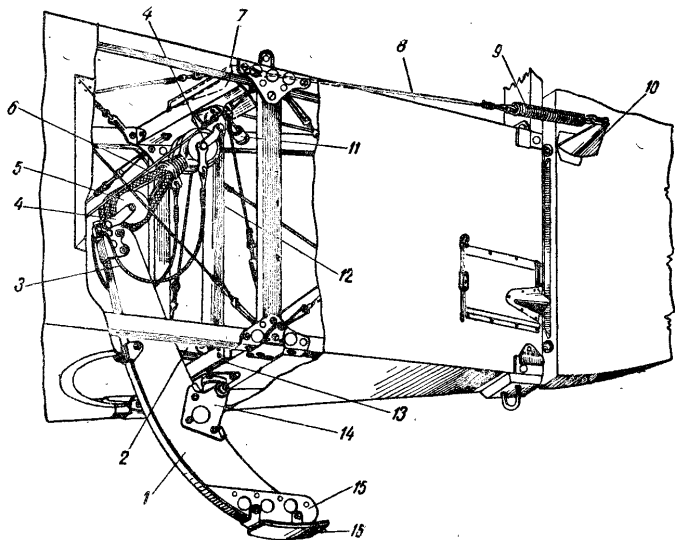


Рис. 82. Установка костыля.

1—костыль; 2—обратная амортизация (резиновые упоры); 3—ограничительный трос; 4—серьга для крепления к костылю катушки амортизации; 5—катушка амортизации; 6—амортизационный шнур диам. 14 мм; 7—рычаг поворотной трубы; 8—проволока управления костылем; 9—пружина управления костылем; 10—рычаг управления костылем на руле направления; 11—масленка для смазки подшипника поворотной трубы; 12—поворотная труба; 13—предохранительная накладка; 14—центральный узел крепления костыля; 15—оковка костыля; 16—пята костыля.

### 3. Лыжи

Для полетов зимой на шасси и костыль устанавливаются три лыжи; две основные передние лыжи — на шасси и третья, хвостовая, — на костыль. Передние лыжи (рис. 83) деревянной конструкции имеют стальные кабаны со втулками. Лыжи надеваются втулками кабана на ось шасси вместо колес. Вес комплекта лыж составляет 41 кг.

Для обеспечения посадки самолета на снег передние лыжи установлены под углом  $5^\circ$  к продольной оси самолета. Угол установки в  $5^\circ$  обеспечивается различной длиной амортизационных шнуров; длина передней амортизационной цепи меньше задней на 418 мм.

Амортизация лыжи состоит из шнура диаметром 16 мм с надетыми на него стальными проволоками марки ВС диаметром 2,5 мм. Крепление переднего амортизатора осуществляется в двух точках: внизу амортизатор 1 прикреплен к переднему узлу 4 на лыже, сверху через серьгу — к нижнему узлу моторной рамы. Крепление

заднего амортизатора осуществлено таким же образом, но только сверху амортизатор крепится к ушку узла крепления нижнего крыла.

Рядом с амортизационными шнурами на тех же узлах дополнительно устанавливаются стальные проволочные ограничители диаметром 2,5 мм. Ограничители ограничивают вытяжку амортизаторов, а также предохраняют изменение положения лыжи при обрыве амортизации в полете и особенно при совершении посадки самолета.

Силовой набор лыжи (рис. 84) состоит из полоза 6, внутренней стенки 3, балок 7, бортовых брусьев 4, шпангоутов, стрингеров и обшивки. Полоз лыжи 6 изготовлен из ясеня или дуба и является

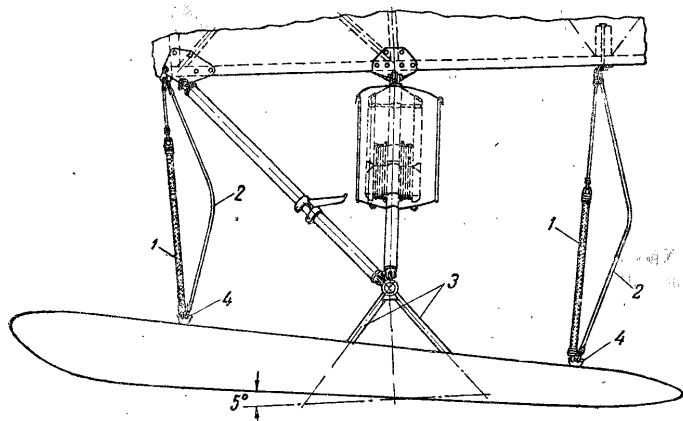


Рис. 83. Установка лыжи.

1—амортизационный шнур диам. 16 мм; 2—предохранительный трос диам. 2,5 мм; 3—стальной кабан лыжи; 4—узлы для крепления амортизации.

одним из основных силовых элементов лыжи. Полоз состоит из планок толщиной 10 мм, склеенных между собой. Для увеличения прочности с внутренней стороны к полозу 6 наклеивается 4-миллиметровая фанера 3. Балка в сечении имеет форму трапеции и является вторым главным силовым элементом лыжи. Балка состоит из трех сосновых брусьев и боковых фанерных стенок толщиной 3 мм. По длине лыжа имеет восемь шпангоутов из фанеры с сосновыми дужками 1, в которые врезаны стрингеры 2. Внутри лыжи внизу поставлены сосновые бруски 4. Каркас лыжи обшит фанерой толщиной 1,5 мм. Сверху фанера оклеивается прочной тканью АОД на нитролаке марки АК-20. Для предохранения бортов лыжи от повреждений внизу по бортам крепятся алюминиевые угольники (оковка) 5 толщиной 0,8 мм.

Кабан лыжи состоит из подкосов, раскосов втулки и книц. Втул-

ка изготавливается из стальной трубы размерами  $50 \times 45$  мм, подкосы — из трубы  $38 \times 26 \times 1,5$  мм, а раскосы — из овальной трубы  $30 \times 15 \times 1$  мм. К нижним концам подкосов привариваются лапы, которые крепятся к полозу лыжи болтами диаметром 6 мм.

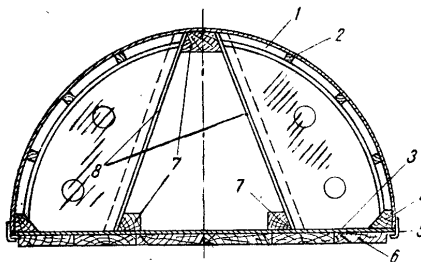


Рис. 84. Сечение лыжи.

1—фанерная дужка; 2—продольный стрингер; 3—внутренняя фанерная стенка; 4—основный брусок; 5—угольник для оковки бортов лыжи; 6—полоз; 7—трапецевидная балка; 8—стенки балок.

#### Хвостовая лыжа

Хвостовая лыжа (рис. 85) по конструкции аналогична передней лыже. Лыжа крепится шарнирно, болтом диаметром 8 мм, на костыле при помощи кабана 1. Кабан крепится к балке лыжи тремя

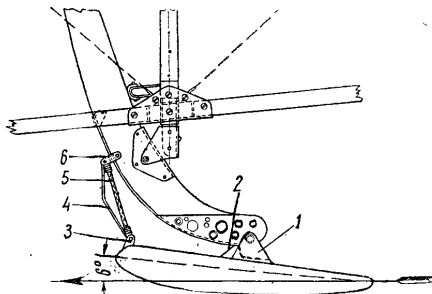


Рис. 85. Установка хвостовой лыжи.

1—кабан; 2—упор, ограничивающий поворот лыжи; 3—вилка для крепления амортизационного шнура к лыже; 4—предохранительная проволока; 5—амортизационный шнур; 6—серьга для крепления амортизационного шнура к костылю.

болтами диаметром 6 мм. Кабан состоит из двух стальных шек толщиной 2 мм, сваренных между собой с помощью поперечной пластины с ребром. Ребро 2 служит упором, ограничивающим поворот лыжи.

В передней части лыжи укреплен болтом диаметром 6 мм стальная вилка 3, к которой крепится амортизационный шнур диаметром 10 мм длиной 210 мм и стальной ограничитель. Назначение ограничителя такое же, как для передней лыжи. Вверху амортизатор и ограничитель крепятся к серьге 6, укрепленной на костыле болтом диаметром 2 мм.

#### 4. Работа частей шасси при посадке

##### Посадка на три точки

При посадке на три точки (рис. 86) самолет почти одновременно касается земли двумя колесами и костылем. В этом случае силы  $P$  (реакции земли) будут направлены перпендикулярно. Рассмотрим, какие нагрузки будут воспринимать передние подкосы, амортизационные стойки, тросы и ось шасси. Для наглядности работы элементов шасси разложение сил  $P$  будем производить в двух плоскостях (рис. 86, а и 86, б). Разложив силы  $P$  (рис. 86, а)

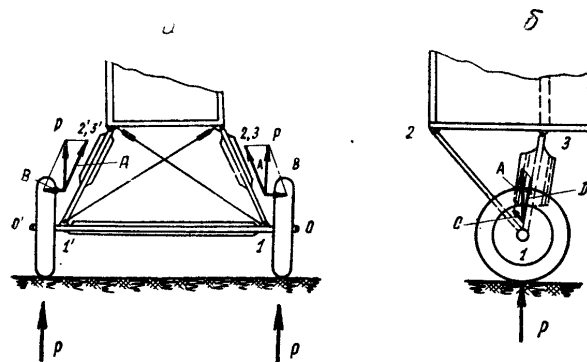


Рис. 86. Схема сил, действующих на шасси.

1—1'—ось колес; 1—2—левый передний подкос; 1—3—левая амортизационная стойка; 1—2'—диагональный трос; 1'—2—диагональный трос; 1'—2'—правый передний подкос; 1'—3'—правая амортизационная стойка.

на два направления — передние подкосы 1—2, 1'—2' и ось шасси 1'—1 — получим две пары сил  $A$  и  $B$ . Силы  $A$  будут сжимать передние подкосы 1—2 и 1'—2'. Силы  $B$  будут растягивать ось шасси и тросы 1—2' и 1'—2. Кроме того, ось шасси будет также изгибаться под действием сил  $P$  (рис. 87). Вследствие того, что плечо мало, изгибающий момент будет мал и им при расчете на прочность обычно пренебрегают.

Для того чтобы определить нагрузку, приходящуюся на амортизационную стойку 1—3, разложим силу  $A$  (см. рис. 86, б) на два направления — вдоль переднего подкоса 1—2 и стойки 1—3. Мы получим силы  $D$  и  $C$ . Сила  $D$  будет сжимать стойку, а сила  $C$



будет сжимать передний подкос. Так как угол между силой  $A$  и стойкой мал, то сила  $D$  будет значительно больше силы  $C$ . Амортизационная стойка воспринимает нагрузку при растянутой амортизации в четыре раза больше, чем передний подкос, и в два раза больше при нерастянутой амортизации. Разложив силы, приходящиеся на правое колесо, мы получим те же результаты, что и для левого.

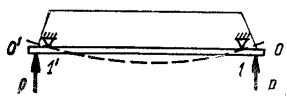


Рис. 87. Эпюра изгибающих моментов и стрела прогиба оси шасси.

В случае посадки самолета на два колеса нагрузка, приходящаяся на амортизационную стойку будет больше, чем при посадке на три точки, так как угол между направлением действия силы реакции и стойкой будет меньше.

**Посадка на одно колесо со сносом**

Распределение нагрузки на элементы шасси при посадке на одно колесо со сносом показано на рис. 88. Нагрузка такого рода может получиться и при нормальной посадке на неровную поверхность. В этом случае самолет также коснется земли одним колесом.

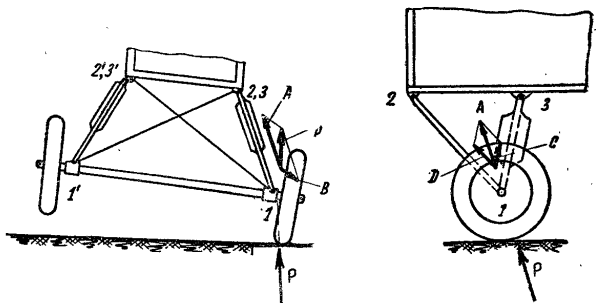


Рис. 88. Схема сил, действующих на шасси при посадке на одно колесо.

Разложив силу  $P$ , мы увидим, что она передается на подкосы шасси (сила  $A$  — левый рисунок) и на трос-расчалку  $1-2'$  (сила  $B$ ). Ось шасси  $1-1'$  работать не будет. Подкос  $1-2'$  может быть несколько повернут вокруг точки  $2'$ , а ось шасси в точке  $1'$  не является жестко закрепленной и будет удерживаться от перемещения слева направо, под влиянием силы  $B$  лишь тросом  $1-2'$ . Следовательно, только этот трос воспринимает целиком силу  $B$ , а не ось шасси препятствует переднему подкосу  $1-2$  и

амортизационной стойке  $1-3$  отойти к левому колесу. Таким образом, можно сказать, что при посадке на одно колесо с небольшим сносом работают лишь передний подкос  $1-2$  и амортизационная стойка  $1-3$  на сжатие, трос  $1-2'$  — на растяжение, остальные элементы шасси не работают кроме оси  $1-1'$ , работающей на изгиб.

Разложив силу  $A$ , получим две силы  $C$  и  $D$ . Сила  $C$  будет сжимать амортизационную стойку  $1-3$ , сила  $D$  — передний подкос  $1-2$ . Ввиду того что сила  $A$  будет направлена по середине между передним подкосом и амортизационной стойкой, усилия, воспринимаемые этими элементами шасси, будут практически одинаковыми, что подтверждается данными расчета. Усилие, возникающее в тросе по данным расчета, будет на 18% больше усилия каждого элемента в отдельности

**Работа шасси при нагрузке на колеса сбоку**

Нагрузка на колеса, сбоку возникает под действием центробежных сил в случае разворота самолета при рулении или в конце пробега при посадке. Характер нагрузки на элементы шасси показан на рис. 89.

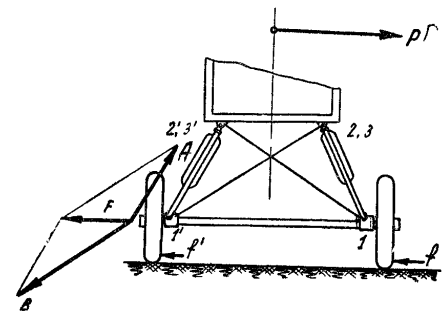


Рис. 89. Схема сил, действующих на шасси при нагрузке на колесо сбоку.

В случае резкого разворота самолета, при рулении по аэродрому или в конце пробега при посадке с боковым ветром колеса, кроме силы реакции земли, будут испытывать нагрузку, возникающую от действия центробежных сил. Такой вид нагружения является также расчетным случаем для элементов шасси.

Колесо, в сторону которого происходит разворот или снос, получит большую часть нагрузки, причем нагрузка будет направлена к центру симметрии самолета. Неравномерность нагрузки может достигать отношения 3:2. Силы  $f$  и  $f'$  передадутся на ось шасси, в точке  $1'$  сложатся и образуют силу  $f + f' = F$ . В точ-

ке  $I'$  сила  $F$  передается на трос  $I'-2$ , передний подкос  $I'-2'$  и амортизационную стойку. Разложив силу  $F$  на силы  $A$  и  $B$ , мы видим, что сила  $A$  будет сжимать передний подкос  $I'-2'$  и амортизационную стойку  $I'-3'$ , а сила  $B$  будет растягивать трос  $I'-2$ .

Передний подкос  $1-2$ , амортизационная стойка  $1-3$  и трос  $1-2'$  от силы  $f$  работать не будут.

### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Для чего предназначено шасси.
2. Из каких элементов состоит шасси самолета и как осуществляется крепление элементов друг к другу.
3. Из каких подвижных и неподвижных элементов состоит амортизационная стойка.
4. Объясните работу амортизационной стойки.
5. Расскажите о конструкции, креплении и материале переднего подкоса шасси.
6. Из каких частей состоит колесо. Его технические данные и материал.
7. Какое назначение костыля.
8. Какие основные детали костыльной установки, величина угла отклонения костыля от оси самолета.
9. Объясните, как работает амортизация костыля, размеры амортизационного шнура.
10. Для чего предназначены лыжи.
11. Как осуществляется крепление лыж и амортизации на самолете и углы установки лыж.
12. Из каких силовых элементов состоит передняя лыжа и материал лыжи?
13. Из каких элементов состоит хвостовая лыжа.
14. Нарисуйте схему сил, действующих при посадке самолета на три точки; каким усилиям подвергаются отдельные элементы шасси в этом случае.
15. В каком случае амортизационная стойка будет нагружена больше и почему.
16. Нарисуйте схему и разложите силы, действующие на элементы шасси в случае посадки самолета на одно колесо.
17. Расскажите о работе элементов шасси при нагрузке на колеса сбоку. Нарисуйте схему и разложите силы.

## ГЛАВА VII

### ВИНТОМОТОРНАЯ УСТАНОВКА

#### 1. Мотор

Винтомоторная установка включает в себя мотор, винт, бензосистему, маслосистему, управление мотором, моторную раму и капоты.

На самолете По-2 и его модификациях устанавливались моторы М-11Г, М-11Д, М-11К. Внешняя и дроссельная характеристики мотора М-11К приведены на рис. 90.

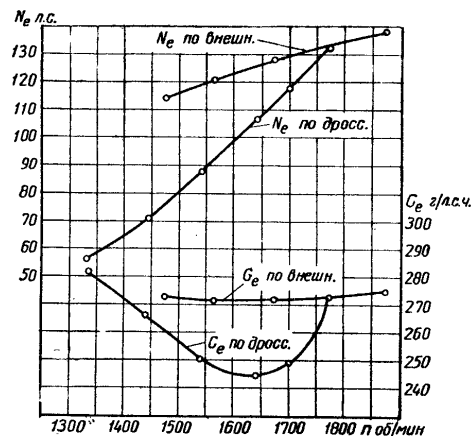


Рис. 90. Внешняя и дроссельная характеристики мотора М-11К.

#### Данные моторов

Условное обозначение мотора . . .	М-11Д	М-11К
Тип мотора . . . . .	Однорядная звезда воздушного охлаждения	Однорядная звезда воздушного охлаждения
Число цилиндров . . . . .	5	5
Диаметр цилиндра, мм . . . . .	125	125
Ход поршня, мм . . . . .	140	140
Степень сжатия . . . . .	5	5
Рабочий объем цилиндров, л . . . . .	8,6	8,6
Передача на винт . . . . .	Прямая	Прямая
Направление вращения винта . . . . .	Правое (со стороны кабины пилота)	Правое (со стороны кабины пилота)
Максимальная (взлетная) мощность на земле, л. с. . . . .	Не ниже 125	Не ниже 125
Число оборотов, соответствующее максимальной мощности (продолжительность непрерывной работы не более 5 мин.), об/мин. . . . .	1760	1760
Максимально допустимое число оборотов в эксплуатации (продолжительность непрерывной работы не более 2-3 мин.), об/мин. . . . .	1840	1900
Номинальная мощность, л. с. . . . .	115	115
Номинальное число оборотов в минуту . . . . .	1700	1700
Эксплуатационная мощность, л. с. . . . .	103	103
Число оборотов, соответствующее эксплуатационной мощности, об/мин . . . . .	1640	1640

Минимальное число оборотов, об/мин . . . . .	400	400—450
Расход топлива на эксплуатационной мощности, г/л. с. ч. . . . .	235—250	235—250
Расход масла на эксплуатационной мощности, г/л. с. ч., не более . . . . .	13	13
Расход топлива на максимальной мощности, г/л. с. ч., не более . . . . .	—	280
Сорт топлива . . . . .	Б-70, КБ-70	Б-70, КБ-70
Октановое число . . . . .	Не менее 59	Не менее 59
<b>Карбюратор:</b>		
а) тип . . . . .	К-11А	К-11Б
б) количество . . . . .	1	1
<b>Бензиновый насос:</b>		
а) тип . . . . .	БНК-12А	БНК-12АС
б) количество . . . . .	1	1
<b>Давление топлива перед карбюратором, кг/см<sup>2</sup>:</b>		
а) на эксплуатационных числах оборотов . . . . .	0,15—0,3	0,15—0,3
б) на малом числе оборотов . . . . .	0,10—0,15	0,10—0,15
<b>Сорт масла:</b>		
а) летом . . . . .	МК-22, МС-20 МС-24	МК-22, МС-20 МС-24
б) зимой . . . . .	МС-14	МС-14
<b>Масляный насос:</b>		
а) тип . . . . .	МНМ-11	МНМ-11
б) передаточное число . . . . .	1 : 1	1 : 1
в) направление вращения (со стороны кабины пилота) . . . . .	Левое	Левое
<b>Давление масла на эксплуатационном режиме, кг/см<sup>2</sup> . . . . .</b>		
	3—5	3—5
<b>Прокачка масла на номинальном режиме при температуре входа масла в мотор 50—55°C, л/час . . . . .</b>		
	35—75	35—75
<b>Температура входящего масла, °С:</b>		
а) рекомендуемая . . . . .	45—50	45—50
б) минимальная . . . . .	30	30
в) максимальная (не более 10 мин.) . . . . .	70	70
<b>Температура выходящего масла, °С:</b>		
а) рекомендуемая . . . . .	80	80
б) максимальная (не более 10 мин.) . . . . .	100	100
<b>Допустимый перепад температур, °С</b>		
	50	35
<b>Температура головки цилиндра № 4, °С:</b>		
а) рекомендуемая . . . . .	140—200	140—200
б) минимальная . . . . .	100	100
в) максимальная на взлете (не более 10 мин.) . . . . .	250	250

<b>Магнето</b>		
а) тип . . . . .	БСМ-5	БСМ-5
б) количество . . . . .	2	2
в) передаточное число . . . . .	1 : 1,25	1 : 1,25
г) направление вращения . . . . .	Левое	Левое
<b>Свечи:</b>		
а) тип . . . . .	ЗМГ, ЭСХ или АС-180	АС-180
б) количество . . . . .	2	2
<b>Вес сухого мотора, кг:</b>		
	164,5 <sup>+2%</sup>	164,5 <sup>+2%</sup>
<b>Удельный вес сухого мотора, кг/л. с.:</b>		
	1,43	1,43
<b>Габаритные размеры мотора, мм:</b>		
а) диаметр . . . . .	1075	1075
б) длина . . . . .	983,5	998
в) высота . . . . .	980	980
г) ширина . . . . .	1024	1024
<b>Гарантийный срок работы в часах . . . . .</b>		
	400	400

## 2. Воздушный винт

Винт (рис. 91) состоит из лопастей, ступицы и крепится на вал мотора с помощью втулки. Плоскость, перпендикулярная оси вращения винта и проходящая через середину ступицы, называется плоскостью вращения винта.

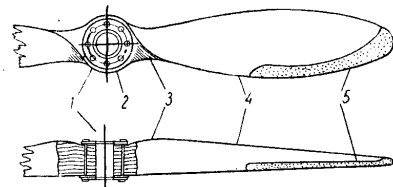


Рис. 91. Винт.

1—втулка; 2—ступица; 3—шомпол; 4—лопасть; 5—оконка.

Если винт положить на горизонтальную плиту и измерить углы по длине лопасти в нескольких сечениях, то окажется, что углы будут различные. Угол у ступицы будет больше, чем на конце лопасти (рис. 92). Разность углов наклона сечений вблизи втулки и на конце лопасти называется закруткой лопасти винта. Сечение лопасти винта представляет собой профиль, аналогичный профилю крыла. Так как углы наклона лопасти по длине различны, то углом установки лопасти называют тот угол, который имеет сечение лопасти, находящееся на расстоянии  $r = 0,75R$  от оси винта. Угол установки винта обозначают буквой  $\varphi$ .

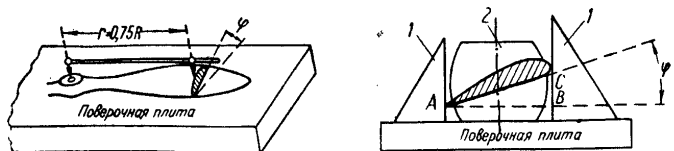


Рис. 92. Измерение углов наклона лопастей винта.  
1—угольник; 2—ступица винта.

#### Аэродинамические силы, действующие на лопасти винта

Рассматривая лопасть винта как крыло, движущееся поступательно и вращательно, и складывая эти два движения, можно определить аэродинамические силы, действующие на лопасть в полете.

Выделим из лопасти винта малый элемент, ограниченный двумя сечениями (рис. 93). Пусть элемент лопасти будет двигаться с окружной скоростью  $U$  и поступательной скоростью  $V$ . Складывая эти два движения, получим результирующую скорость  $W$ , т. е. наш элемент, как маленькое крыло, будет набегать на воздух со скоростью  $W$  под углом атаки  $\alpha$ . Угол атаки лопасти винта есть угол между хордой сечения лопасти и направлением движения этого сечения. Очевидно, что элемент лопасти окажется под действием силы  $\Delta R$ . Разложив силу  $\Delta R$  на две составляющие: по направлению, параллельному поступательной скорости  $V$  и перпендикулярно ей по направлению, обратному окружной скорости  $U$ . Первая составляющая даст силу тяги  $\Delta P$  — элементарную тягу. Вторая составляющая даст силу  $\Delta Q$ , — элементарную силу сопротивления.

Рассмотрев аналогичным образом все элементы лопасти винта, мы получим элементарные силы тяги  $\Delta P_1, \Delta P_2, \Delta P_3$  и элементарные силы сопротивления  $\Delta Q_1, \Delta Q_2$  и  $\Delta Q_3$ . Все элементарные

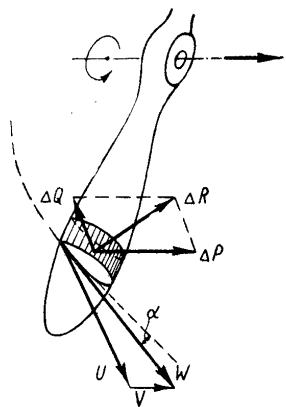


Рис. 93. Схема аэродинамических сил, действующих на элемент лопасти винта.

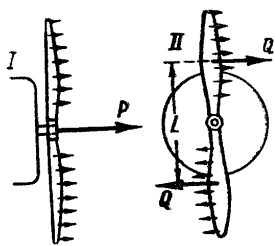


Рис. 94. Тяга винта (I) и момент сопротивления вращению (II).

силы тяги обеих лопастей будут параллельны поступательной скорости винта. Сложив все элементарные силы тяги (рис. 94), мы получим тягу  $P$  всего винта. Элементарные силы сопротивления будут параллельны и на каждой лопасти направлены в сторону, обратную вращению винта. Сложив все эти силы, мы получим пару сил  $Q$ . Эта пара сил тормозит вращение винта. Момент этой пары и будет моментом сопротивления вращению винта.

#### Понятие о режимах работы винта

Работа винта зависит от угла атаки лопасти.

На рис. 95 показаны четыре положения, соответствующие различным углам атаки выбранного сечения лопасти винта (при оди-

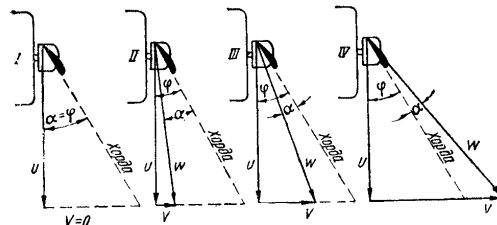


Рис. 95. Изменение угла атаки сечения лопасти при изменении скорости.

I — поступательная скорость  $V=0$ , угол установки равен углу атаки  $\varphi=\alpha$ ; II —  $V=V_{\min}$ ,  $\alpha<\varphi$ ; III —  $V=V_{\text{ср}}$ ,  $\alpha<\varphi$ ; IV —  $V=V_{\text{на}}$ , угол атаки отрицательный.

наковых числах оборотов) для различных значений скорости. Положение I (рис. 96) соответствует работе винта на месте, когда отсутствует поступательная скорость самолета; угол атаки почти равен углу установки  $\alpha \cong \varphi$ . Положение II соответствует работе винта на малой скорости полета, когда угол атаки меньше угла установки  $\alpha = 10^\circ$ , а  $\varphi = 25^\circ$ . Положение III соответствует работе винта на большой скорости, когда угол атаки еще меньше:  $\alpha = 5^\circ$ , а  $\varphi = 25^\circ$ .

Рассмотрим, почему угол атаки будет изменяться от поступательной скорости. В самом деле, когда винт движется поступательно со скоростью самолета, каждое сечение лопасти движется не по кругу, а по винтовой линии (положение II и III). Эта винтовая линия и есть траектория сечения лопасти. Чем больше поступательная скорость, тем круче траектория и тем меньше становится угол атаки (рис. 96). Мы видим, что наибольший угол атаки будет при работе винта на месте. Чем больше поступательная скорость, тем меньше угол атаки (при одних и тех же числах оборотов). Таким образом ясно, что от величины угла атаки зависит «загрёбающее» действие винта. Чем больше угол атаки, тем больше воздуха захватывает и отбрасывает назад винт, т. е. тем боль-

ше тяга. Поэтому самую большую тягу винт дает при работе на земле.

Мотор М-11Д с винтом ВД-451Е развивает на земле 1400 об/мин только при полностью открытом дросселе. В полете же на скорости 115 км/час по прибору то же число оборотов получается при задресселированном моторе, т. е. тяга требуется мень-

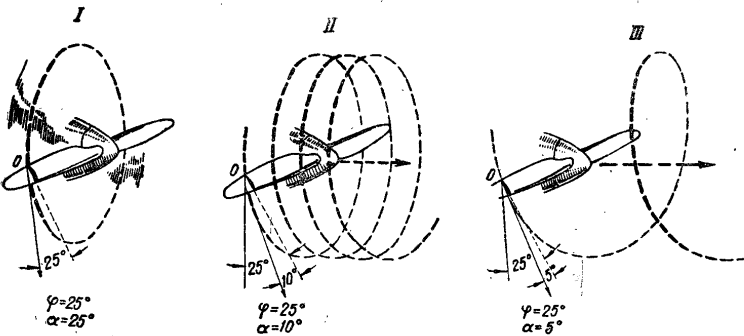


Рис. 96. Режим работы винта.

I —  $V = 0$ .  
II —  $V$  — незначительное;  
III —  $V = kV_{max}$ .

ше. Если же увеличить тягу, то увеличится число оборотов.

Таким образом угол атаки характеризует режим работы винта, но угол атаки зависит от числа оборотов и скорости. Поэтому, если известны скорость полета, число оборотов винта и угол атаки лопасти, то можно определить режим работы винта. Для сравнения «загрбающих» действий различных винтов, установленных на самолетах типа По-2, в табл. 4 приведены числа оборотов мотора для различных винтов, на стоянке, при наборе высоты и на максимальной горизонтальной скорости.

Таблица 4

Наименование	Винт ВД-451	Винт Д-344	Винт ВД-451Е
Число оборотов мотора при полностью открытом дросселе, об/мин:			
а) на земле . . . . .	1575	1460	1400
б) при наборе высоты . . . . .	1645	1570	1520
в) на максимальной горизонтальной скорости . . . . .	1765	1680	1620

Данные винтов

Самолеты По-2 и его модификации эксплуатируются с тремя различными типами винтов. До 1947 г. устанавливались деревянные винты Д-344, с середины 1947 г. — винты ВД-451, с 1948 г. — винты ВД-451Е. Основные данные винтов приведены в табл. 5.

Таблица 5

Наименование	Марка винта		
	Д-344	ВД-451	ВД-451Е
Направление вращения (см. из кабины пилота) . . . . .	Правое	Правое	Правое
Диаметр винта, м . . . . .	2,35	2,4	2,4
Число лопастей . . . . .	2	2	2
Шаг винта, м . . . . .	1,67	1,49	1,73
Вес винта (без втулки), кг . . . . .	13,5	12,8	12,9
Вес втулки, винта, кг . . . . .	4,8	4,8	4,8
Порода древесины, из которой изготовлен винт . . . . .	Сосна, дуб	Сосна, дуб	Сосна, дуб
Покрытие винта . . . . .	Целлулоидно-пленочное и нитроэмалевой краской	Целлулоидно-пленочное и нитроэмалевой краской	Целлулоидно-кистевое и нитроэмалевой краской

Из табл. 5 видно, что винты только отличаются друг от друга различным шагом, остальные параметры почти одинаковы.

Винты различают по их маркировке. На ступице винта на одной стороне выбит номер винта, завод-изготовитель и дата выпуска:

№ 36428

з-д № . . .

$19 \frac{2}{2} 47$  г.,

на другой стороне — тип винта, мотор, диаметр и шаг:

ВД-451

М-11

$D = 2,4$  м

$H = 1,49$  м.

Винт ВД-451 с шагом 1,49 м, установленный на самолет По-2, сокращает длину разбега на 30 м, или на 16% по сравнению с винтом ВД-451Е, при этом максимальная скорость горизонтального полета уменьшается на 3 км/час.

3. Моторная рама

Моторная рама представляет собой пространственную ферму. Моторная рама (рис. 97) состоит из моторного кольца 1, шести трубчатых стержней 3, верхних и нижних лент-расчалок 2.

Мотор крепится шестью болтами к моторному кольцу, изготовленному из стальной трубы  $28 \times 25$  мм. Концы этой трубы сварены встык. Верхние подкосы сделаны из стальной трубы  $22 \times 20$  мм. Средние подкосы сделаны из стальной трубы  $30 \times 27$  мм, нижние — из  $25 \times 22$  мм. Моторное кольцо и подкосы моторной рамы изготовлены из стальных труб марки 20А. К кольцу приварены шесть кронштейнов 5 для крепления мотора. Кронштейн состоит из стальной втулки и двух щек толщиной 1,5 мм. Для амортизации мотора в кронштейны вставляются по две резиновые втулки 10. Втулки стягиваются трубчатым болтом 7 и гайкой 6. Через резиновые втулки проходят болты 8, крепящие мотор к кольцу.

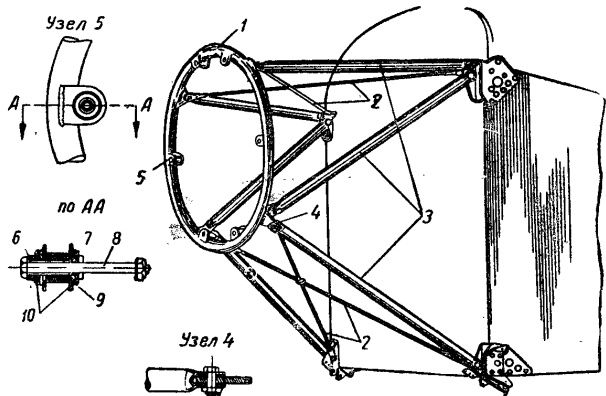


Рис. 97. Моторная рама.

1—кольцо моторной рамы; 2—верхние и нижние ленты-расчалки; 3—подкосы: верхний, средний и нижний; 4—узел крепления подкоса к ушку кольца; 5—кронштейны для крепления мотора к моторному кольцу; 6—гайка трубчатого болта; 7—трубчатый болт; 8—болт крепления мотора; 9—шайба под резиновую втулку; 10—резиновые втулки.

Узлы крепления подкосов на фюзеляже и на моторном кольце жесткие — без амортизации. Крепление подкосов к кольцу осуществляется с помощью ушков толщиной 2 мм, которые приварены к кольцу с задней стороны. Нижние ушки усилены с обеих сторон кницами. К ушкам дополнительно крепятся четыре сержки лент-расчалок 2 подмоторной рамы. Подкосы крепятся к фюзеляжу и к моторному кольцу болтами диаметром 10 мм из стали марки 45.

Верхний и нижний кресты расчалок выполнены из стальных лент диаметром 6 мм.

#### 4. Капоты

Капоты моторной установки придают носовой части самолета обтекаемую форму. Капот моторной установки состоит из каркаса и собственно капота.

Каркас капота (рис. 98) состоит из четырех швеллеров, изготовленных из листовой стали марки 20А толщиной 1 мм. Каркас крепится на кольцо мотора и узлах фюзеляжа.

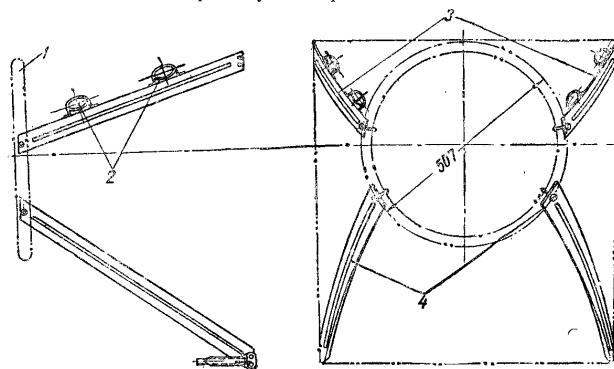
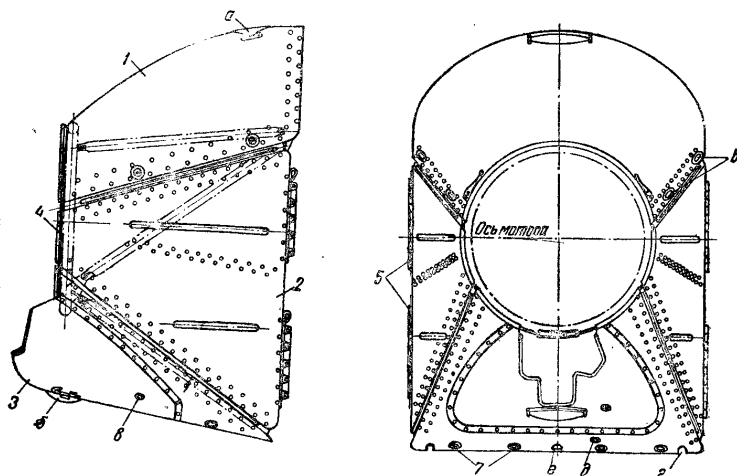


Рис. 98. Каркас капота.

1—моторное кольцо; 2—гнезда под замки верхнего листа капота; 3—верхние швеллеры каркаса капота; 4—нижние швеллеры каркаса капота.



Фиг. 99. Капоты.

1—верхний лист капота; 2—боковой лист капота; 3—нижний лист капота; 4—передний пружинный замок; 5—шарнирные соединения; 6—верхние замки; 7—нижние замки.  
а—лючок для подхода к горловине бензобака; б—лючок для подхода к жиклерам карбюратора; в—отверстие под сливную трубку бензонасоса; г—отверстие для сливного крана фильтра-отстойника; д—вырезы для прохода сержек крепления лыж; е—отверстие для сливной маслотрубки.

Капот (рис. 99) состоит из четырех листов: верхнего, двух боковых и нижнего. Верхний лист капота крепится с помощью четырех замков к верхним швеллерам каркаса. Задняя кромка листа свободно лежит на передней раме фюзеляжа. Боковые листы крепятся с помощью шомполов к стойкам передней рамы фюзеляжа. Спереди листы прижимаются к каркасу пружинным замком.

Нижний лист сзади прикреплен к фюзеляжу четырьмя замками, а спереди — пружинным замком. На верхнем листе капота для подхода к горловине масляного бака имеется лючок, крышка которого крепится с помощью двух шомполов. В нижнем листе капота имеется лючок для подхода к жиклерам карбюратора и отверстия для прохода сливного крана бензоотстойника, для сливной маслоотстойки, для сливной бензотрубки, а также два выреза для прохода сереежек крепления лыж к нижним передним узлам моторной рамы.

Боковые листы капота изготовлены из дуралюмина Д16М толщиной 1 мм. Верхний и нижний листы капота изготовлены из алюминия А99,0 толщиной 1 мм.

Зимний капот служит для предохранения мотора от переохлаждения при низких температурах наружного воздуха. Капот (рис. 100) состоит из трех частей: верхней и двух нижних, соеди-

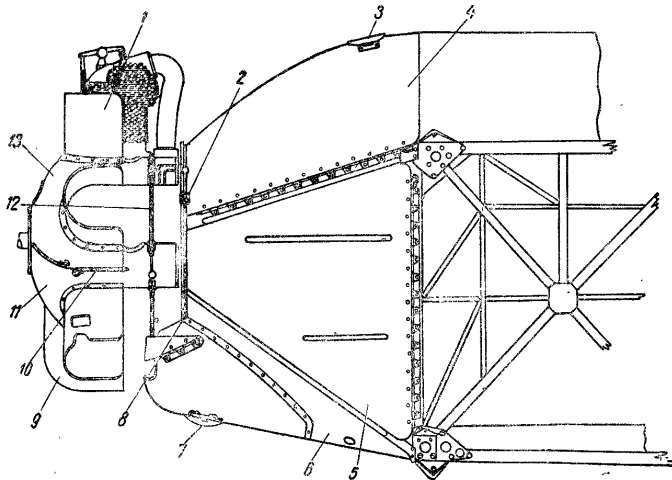


Рис. 100. Зимний капот.

1—щитки цилиндров зимнего капота (5 шт.); 2—замок пружины крепления капотов; 3—вырез с лючком под горловину масляного бака; 4—верхний лист капота; 5—боковой лист капота; 6—нижний лист капота; 7—вырез с лючком для подхода к жиклерам карбюратора; 8—пружина крепления капотов; 9—капот маслоотстойника мотора; 10—шомполы крепления зимнего капота; 11—нижняя часть зимнего капота; 12—трос с пружиной и замком для крепления зимнего капота; 13—верхняя часть зимнего капота.

ненных между собой шомпольными шарнирами, и легкоъемного обтекателя. Верхняя и нижняя части зимнего капота состоят из алюминиевых листов, выколоченных по форме носка картера мотора с прикрепленными к ним щитками для цилиндров.

Зимний капот надевается на мотор и стягивается тросом.

## 5. Управление мотором

Управление мотором (рис. 101) осуществляется тремя рычагами 1, 2 и 3, на которых укреплены цветные шарики: на рычаге нормального газа — желтый, на рычаге высотного корректора — голубой и на рычаге управления подогревом карбюратора — черный.

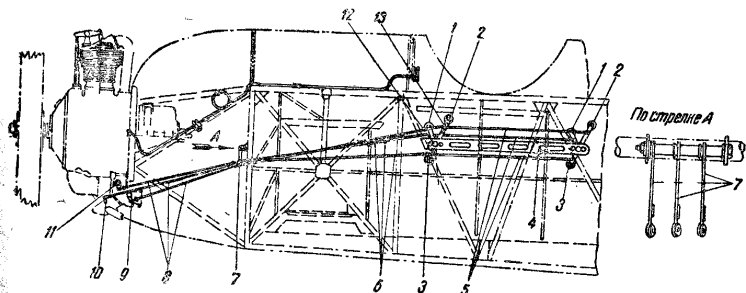


Рис. 101. Управление мотором.

1—рычаг управления подогревом карбюратора; 2—рычаг управления нормальным газом; 3—рычаг управления высотным корректором; 4—планка для крепления рычагов управления мотором; 5—соединительные тяги рычагов управления в кабинах инструктора и курсанта; 6—тяги управления мотором (среднее звено); 7—промежуточные рычаги; 8—тяги (нижнее звено): верхняя — управления нормальным газом; средняя — управления подогревом карбюратора; нижняя — управления высотным корректором; 9—поводок управления высотным корректором; 10—поводок управления заслонкой воздуха, поступающего в карбюратор (подогрев карбюратора); 11—поводок управления дроссельной заслонкой карбюратора (нормальным газом); 12—ось рычагов управления; 13—отверстия для регулировки тяг управления.

Рычаги управления мотором смонтированы в первой и во второй кабинах самолета. Рычаги крепятся на планке 4, установленной на левой боковине фюзеляжа.

Рычаги первой кабины соединяются с рычагами второй кабины при помощи соединительных тяг 5. От рычагов первой кабины идут тяги 6 к промежуточным рычагам 7, смонтированным на трубе крепления маслобака, и далее тягами 8 движение передается к рычагам нормального газа 9, высотного корректора 10 и управления подогревом карбюратора 11.

Рычаг нормального газа служит для изменения положения дроссельной заслонки карбюратора, что позволяет по желанию пилота изменять режим работы мотора.

Рычаг высотного корректора служит для управления высотным корректором. Для экономного расхода горючего рекомендуется пользоваться высотным корректором на всех высотах.

Рычаг управления подогревом служит для регулирования положения заслонки воздухоприемной коробки, что позволяет изменять температуру смеси, поступающей в карбюратор.

Рычаги изготовлены из дуралюмина марки Д16Т толщиной 4 мм. Рычаги первой кабины в отличие от рычагов второй имеют шесть регулировочных отверстий, с помощью которых можно регулировать тяги управления мотором.

Рычаги надеты на ось 12. Для увеличения коэффициента трения между ними проложены фибровые шайбы. Снаружи ось крепится корончатой гайкой к планке. Рычаги управления мотором фиксируются в заданном положении с помощью стопора — зажима, на вернутого на ось рычагов. Для того чтобы стопор не мог отвернуться, на ось рычагов навертывается ограничительная гайка, которая контрится проволокой на оси в определенном положении.

Тяги 5 и 6 изготовлены из стальной трубки марки 20А размером 10×8 мм. Тяги 8 изготовлены из прутковой стали марки 45 диаметром 6 мм для нормального газа и высотного корректора и диаметром 8 мм для подогрева карбюратора. Передаточные рычаги 7 сделаны из листовой стали толщиной 3 мм и надеты на одну трубчатую ось. На концах рычагов наварены шайбы.

## 6. Система зажигания

Система зажигания имеет двойное управление из обеих кабин.

Система зажигания (рис. 102) состоит из двух рабочих магнето типа БСМ-5 — правого 1, левого 6, пускового магнето 2; двух тумблеров-выключателей 3, переключателя 4, контрольного тумблера-выключателя 5, десяти свечей 7 (по две свечи на каждый цилиндр) и проводов высокого напряжения.

В первой кабине установлены пусковое магнето, переключатель и трехконтактный тумблер, в задней — два выключателя-тумблера. Левое магнето обслуживает передние свечи со стороны выхлопного патрубка, правое — задние со стороны всасывающего патрубка.

Из рис. 102 видно, что каждая свеча соединяется проводом с одной из клемм распределительного сектора рабочего магнето. Таким образом получаются две самостоятельные системы зажигания. Порядок зажигания мотора следующий:

номера цилиндров 1-3-5-2-4;  
номера клемм 1-2-3-4-5.

В связи с этим провод от первой клеммы (гнезда) распределительного сектора магнето соединен с цилиндром № 1, от второй клеммы — с цилиндром № 3, от третьей — с цилиндром № 5, от четвертой — с цилиндром № 2 и от пятой — с цилиндром № 4.

Магнето соединяется со свечами высоковольтными проводами ПВЛ диаметром 7,2 мм. Провод состоит из 18 проволок луженой красной меди, скрученных в одну жилу и заключенных в резино-

вую оболочку. Оболочка состоит из двух слоев белой вулканизированной резины и хлопчатобумажной оплетки (чулка). Снаружи проводник покрыт слоем лака красного или черного цвета.

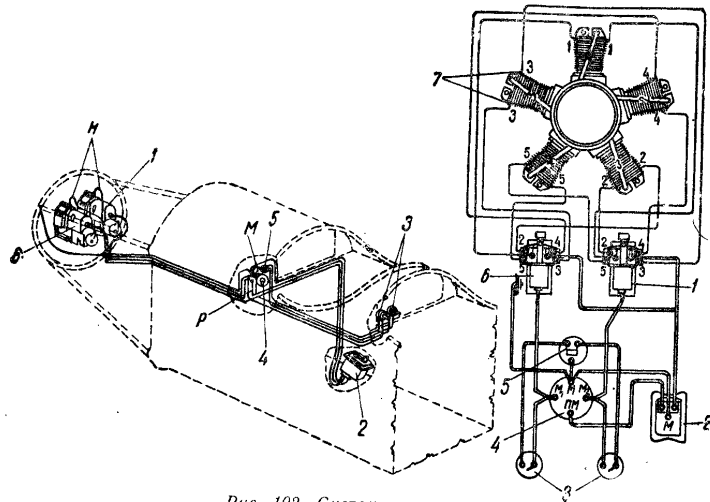


Рис. 102. Система зажигания.

1—правое рабочее магнето; 2—пусковое магнето; 3—выключатели; 4—переключатель; 5—контрольный выключатель; 6—левое рабочее магнето; 7—свечи. *H*—метка на колодках секторов рабочих магнето для проводов высокого напряжения; *P*—метка на клемме переключателя; *M*—метка на клемме переключателя (масса)

Рабочие магнето могут быть включены и выключены как из первой, так и из второй кабин самолета. В первой кабине эту операцию выполняют при помощи переключателя 4, во второй — тумблерами-выключателями 3 только при положении контрольного тумблера в первой кабине на «Включено»; левый тумблер обслуживает левое магнето, правый — правое.

Для осуществления запуска мотора служит пусковое магнето. Оно расположено в первой кабине на специальном кронштейне с правой стороны сиденья пилота. Для питания током свечей цилиндров провода пускового магнето присоединяются к распределительным секторам рабочих магнето. От пускового магнето идут три провода. Провод высокого напряжения от вторичной обмотки с меткой *H* идет на оба магнето к распределительным секторам. Другой провод присоединяется на переключатель к клемме с меткой *PM* и третий — на переключатель к клемме с меткой *M* (на массу).

Переключатель служит для управления системой зажигания мотора и для проверки работы рабочих магнето, свечей и электро-



проводки как на земле, так и в полете. Переключатель имеет четыре положения, которые обозначены цифрами 0, 1, 2, 1+2. Цифры нанесены на лицевой стороне переключателя. При положении рукоятки на цифре 0—оба рабочих и пусковое магнето—выключены; на цифре 1—включены левое и пусковое магнето; на цифре 2—включены правое и пусковое магнето, на цифрах 1+2—включены оба рабочих и пусковое магнето.

При запуске мотора и в полете переключатель должен находиться в положении 1+2—включены оба рабочих магнето. Для осмотра переключателя и присоединения к нему электропроводов в фанерной обшивке обтекателя прорезаны два лючка.

К тумблерам второй кабины присоединяются провода первичной цепи рабочих магнето. Другие провода от этих тумблеров идут к контрольному тумблеру первой кабины. Провода переключателя для отвода на массу присоединяются к гайке всасывающей шатрубки первого цилиндра.

### 7. Система бензопитания

Самолеты По-2 имеют два варианта бензосистемы: бензосистему с подачей горючего самотеком (рис. 103) и бензосистему с принудительной подачей горючего бензонасосом БНК-12А (рис. 104). Большинство самолетов По-2 оборудовано бензосистемой с подачей горючего самотеком.

Бензосистема с подачей горючего самотеком (рис. 103) состоит из следующих основных частей: бензобака 2, перекрывного крана 16, фильтра-отстойника 21, карбюратора 20 и трубопроводов. Управление перекрывным краном осуществляется с помощью двух рукояток 12, установленных в обеих кабинах.

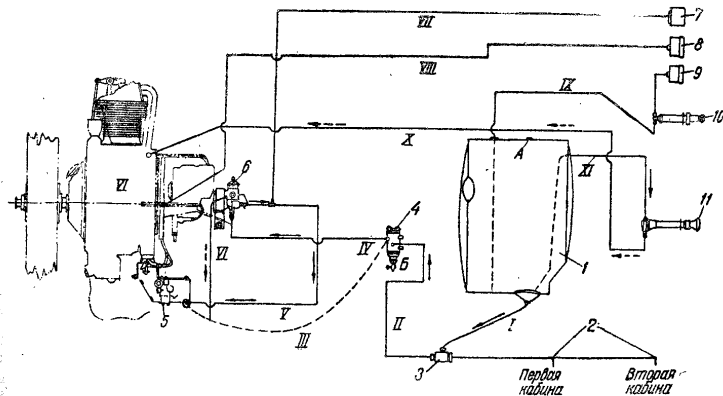


Рис. 104. Принципиальная схема бензопитания.

1—бензобак емкостью 196 л; 2—рукоятки управления перекрывным краном; 3—перекрывной кран; 4—фильтр-отстойник; 5—карбюратор; 6—бензонасос БНК-12АС; 7—манометр бензина; 8—термометр для определения температуры смеси; 9—указатель гидростатического бензиномера; 10—насос гидростатического бензиномера; 11—заливной насос для запуска мотора. I—трубка 12×10 мм; II—трубка 12×10 мм; III—гибкий шланг (пунктир)—путь движения горючего при питании мотора самотеком; IV и V—гибкие шланги; VI—сливная трубка бензонасоса; VII—трубка манометра бензина (6×4 мм); VIII—проводка к указателю температуры смеси; IX—трубка к указателю и насосу бензиномера; X—заливная трубка ручного насоса (3×2 мм); XI—трубка всасывания ручного насоса (3×2 мм).

Когда рукоятки находятся в горизонтальном положении, перекрывной кран 16 закрыт и доступ горючего в мотор прекращен. При повороте рукояток вертикально вниз—кран открывается и горючее будет поступать в мотор. Горючее из бака 2 поступает по медной трубке 15 в перекрывной кран 16. Пройдя кран, горючее поступает в фильтр 21, в котором очищается от посторонних примесей и влаги. Из фильтра-отстойника горючее по гибкому шлангу 19 поступает в карбюратор 20 и далее в мотор.

Горючее заправляется через заливную горловину 4 бензобака. Бензосистема сообщается с атмосферой (дренирована) через трубку заливной горловины бензобака. Слив горючего осуществляется через сливной кран 17 фильтра-отстойника 21.

Для запуска мотора имеется заливная система, состоящая из заливного насоса 9, всасывающей трубки 5 и заливной трубки 6.

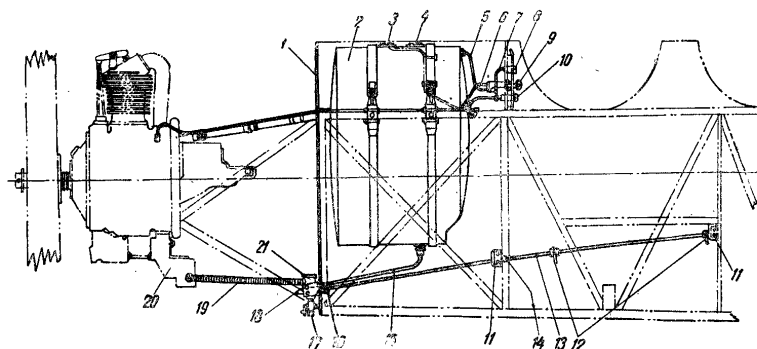


Рис. 103. Полуагрегатная схема бензопитания.

1—противопожарная перегородка; 2—бензобак; 3—горловина под трубку бензиномера; 4—заливная горловина бака; 5—всасывающая трубка (3×2 мм); 6—заливная трубка (3×2 мм); 7—трубка указателя гидростатического бензиномера; 8—указатель бензиномера; 9—заливной насос; 10—насос гидростатического бензиномера; 11—кронштейны крепления управления перекрывным краном бензосистемы; 12—рукоятки управления перекрывным краном; 13—тяга; 14—карданное соединение; 15—питающий бензопровод от бака (12×10 мм); 16—перекрывной кран; 17—кран для слива; 18—трубопровод, соединяющий перекрывной кран с фильтром (12×10 мм); 19—гибкий шланг; 20—карбюратор; 21—фильтр-отстойник.

Для запуска мотора необходимо сделать три-четыре, зимой пять-шесть впрысков бензина насосом 9. За каждый ход поршня насос подает в мотор 8—9 см<sup>3</sup> бензина. Бензин для насоса 9 засасывается из бензобака 2 по всасывающей трубке 5 и нагнетается в мотор по заливной трубке 6. Количество бензина в бензобаке 2 определяется гидростатическим бензинометром по указателю 8.

Бензиновый бак (рис. 103) расположен в первом отсеке фюзеляжа за противопожарной перегородкой. Сверху бензобак закрыт фанерным капотом с лючком для подхода к заливной горловине.

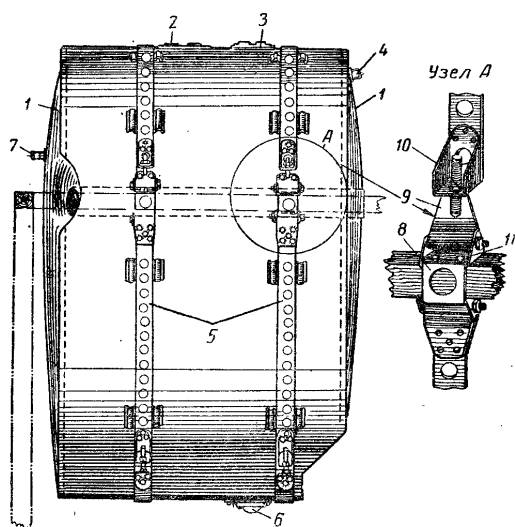


Рис. 105. Бензиновый бак.

1—стенки бака; 2—горловина под трубку бензинометра; 3—заливная горловина; 4—штуцер для всасывающей трубки заливной системы; 5—пояса крепления бака к фюзеляжу; 6—штуцер главной магистрали; 7—штуцер для заземления самолета; 8—обойма; 9—скоба; 10—коробочка; 11—ушки обоймы

вине. Капот крепится на замках к лонжеронам фюзеляжа. Перекрывной кран крепится к кронштейну на противопожарной перегородке. Управление краном состоит из кардана, тяг и рукояток. Тяги прикреплены к левому борту фюзеляжа с помощью кронштейнов. Передняя рукоятка крана расположена в первой кабине, задняя — во второй. Все трубки бензиновой системы и бензобак окрашены в желтый цвет.

#### Бензиновый бак

Бензиновый бак (рис. 105) имеет овальную форму с выпуклыми стенками; емкость бака 196 л. Бак изготовлен из оцинкованного железа толщиной 0,6 мм. Силовой набор бака состоит из передней и задней боковины, верхней и нижней обечаек, четырех поперечных перегородок, двух продольных перегородок, трех угольников, накладок, внутренней трубы для прохода переднего раскоса фюзеляжа и всасывающей трубки 3×2 мм заливной системы. Продольные перегородки служат для придания жесткости баку в плоскости крепления его лентами. Для облегчения изготовления перегородка состоит из двух половин.

Сверху бак имеет две горловины: одна 2 под трубку гидростатического бензинометра, другая 3—заливная. В заливной горловине помещается сетка. В крышке заливной горловины впаяна трубка для сообщения бака с наружным воздухом. Вверху задней стенки бака впаян штуцер 4 с внутренней резьбой, к которому присоединяется всасывающая трубка заливной системы.

Внизу бака установлен штуцер 6 с внутренней резьбой, к которому присоединяется бензопровод, питающий мотор. Крепление бака к лонжеронам фюзеляжа осуществляется с помощью двух стальных лент 5 (поясов) толщиной 1 мм.

Ленты крепятся к лонжеронам фюзеляжа при помощи обойм 8. Обоймы изготовлены из листовой стали толщиной 2 мм. Для крепления лент обойма имеет отогнутые ушки 11. На одном конце ленты приваривается коробочка 10, которая с помощью стяжного болта и скобы 9 крепится к обойме 8.

Для предотвращения перетирания стенок бака стальные ленты с внутренней стороны обшиты шинельным сукном.

#### Перекрывной бензиновый кран

Кран (рис. 106) состоит из латунного корпуса 1, двух штуцеров 2 и 3, бронзовой пробки 4, стальной пружины 5, двух шайб 6, регулировочной гайки 7, сальника 8, зажимной гайки 10 и уплотнительного кольца 11. Хвостовик пробки 9 имеет фрезерованные грани для соединения кардана с тягой.

Кран устанавливается на противопожарной перегородке и крепится при помощи кронштейна на стойке левой боковины фюзеляжа.

#### Бензиновый фильтр-отстойник

Фильтр (рис. 107) состоит из стального корпуса 1, пружины 2, крышки 3, хлорвиниловой прокладки 4, двух сеток 5, штуцера 6, сливного крана 7, штуцера подвода бензина к фильтру 10 и штуцера 12 выхода бензина. Для фильтрации бензина от посторонних примесей в фильтре установлены две сетки 5. Бензин подходит к среднему штуцеру 10, проходит через две сетки, очищается и очищенным поступает в штуцер 12 и далее по гибкому шлангу 11 — в карбюратор мотора. Для удаления влаги и посторонних примесей нижняя часть корпуса фильтра выполнена в виде отстой-

ника. Удаление влаги из бензина осуществляется через сливной кран 7. Отстой бензина должен сливаться перед каждым вылетом. Во избежание самопроизвольного открытия сливного крана его

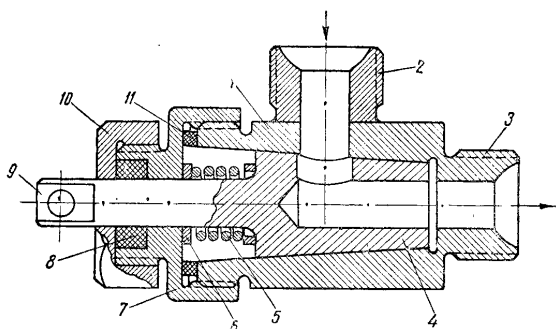


Рис. 106. Перекрывной бензиновый кран.

1—корпус; 2—штуцер для входа бензина; 3—штуцер для выхода бензина; 4—бронзовая пробка; 5—пружина; 6—шайба; 7—регулирующая гайка; 8—уплотнение (сальник); 9—хвостовик пробки; 10—зажимная гайка; 11—уплотнительное кольцо.

ручка контрится булавкой. Сливной кран также контрится к корпусу фильтра контрольной шайбой 9.

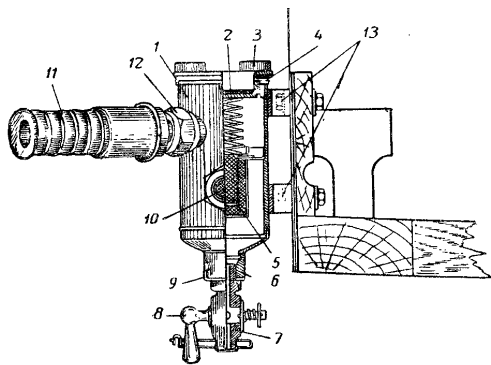


Рис. 107. Фильтр-отстойник.

1—корпус; 2—пружина; 3—крышка; 4—хлорвиниловая прокладка; 5—сетки; 6—штуцер сливного крана; 7—сливной кран; 8—пробка сливного крана; 9—контрольная шайба; 10—штуцер подвода бензина; 11—гибкий шланг к мотору; 12—штуцер выхода бензина; 13—болты для крепления фильтра.

Механические примеси удаляются при очистке сеток фильтра. Фильтр-отстойник крепится на двух кронштейнах (хомутах) на противопожарной перегородке с левой стороны при помощи болтов 13.

#### Заливной насос

Насос (рис. 108) устанавливается в первой кабине на приборной доске с правой стороны. Заливной насос предназначен для подачи бензина в цилиндры перед запуском и в процессе запуска мотора.

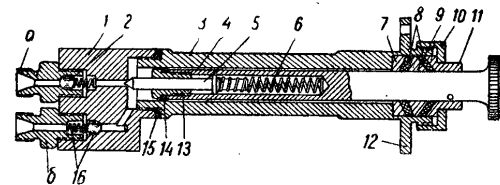


Рис. 108. Заливной насос.

1—головка; 2—клапан всасывания; 3—корпус; 4—шток; 5—игльчатый клапан; 6—пружина игльчатого клапана; 7—упорное кольцо; 8—уплотнение; 9—распорное кольцо; 10—зажимная гайка; 11—упорное кольцо; 12—фланец корпуса насоса; 13—направляющая втулка игльчатого клапана; 14—манжета; 15—уплотнительное кольцо; 16—клапан нагнетания.

a—штуцер для присоединения трубки всасывания; б—штуцер для соединения с заливной трубкой.

Насос состоит из головки 1, шарикового клапана всасывания 2, клапана нагнетания 16, корпуса 3, штока 4, игльчатого клапана 5, пружины 6, упорного кольца 7, уплотнений 8, распорного кольца 9, зажимной гайки 10, упорного кольца 11, фланца корпуса 12, направляющей втулки игльчатого клапана 13, манжеты 14, уплотнительного кольца 15 и двух штуцеров а и б. К насосу подведены две трубки: по одной бензин поступает из бака в насос (через штуцер а), по другой — нагнетается от насоса в цилиндры мотора (через штуцер б).

При выдвижении штока 4 внутри корпуса насоса создается разрежение, вследствие чего бензин, преодолевая силу пружины клапана всасывания 2, заполняет внутреннюю полость насоса. Клапан нагнетания 16 в это время закрыт.

При движении штока внутри корпуса насоса создается давление, под действием которого закрывается клапан всасывания 2 (шарик прижимается к гнезду), открывается клапан нагнетания 16 (шарик отжимается от гнезда) и бензин из насоса через штуцер б поступает в заливную трубку и далее в мотор. Игольчатый клапан 5 служит для предохранения уплотнения ручного насоса от воздействия бензина, а также для устранения насосного действия клапанов 2 и 16 во время работы насоса. Когда насос не

работает (шток вдвинут внутрь корпуса), игольчатый клапан 5 перекрывает канал клапана всасывания и бензин не может поступать в насос.

Уплотнение насоса состоит из двух упорных колец 7 и 11, бензостойких прокладок 8, распорного кольца 9 и кожаной манжеты 14.

### 8. Маслосистема

Подача масла в мотор осуществляется масляным насосом МНМ-11.

Маслосистема (рис. 109 и 110) состоит из маслобака 1 (см. рис. 109), трехходового крана 2, масляного насоса 3, приемников манометров 4, манометров масла 8, термометров масла 7 и трубопроводов.

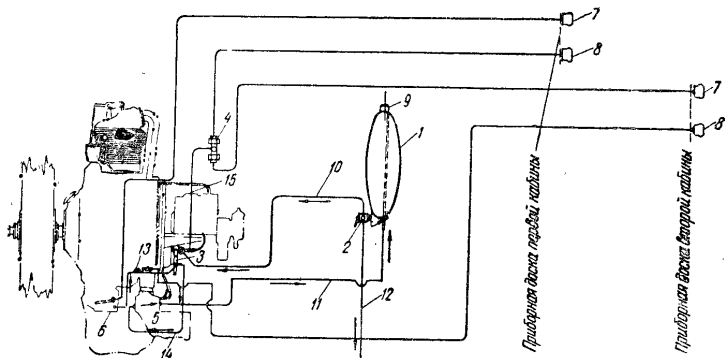


Рис. 109. Маслосистема (принципиальная схема).

1—маслобак; 2—трехходовой кран; 3—маслонасос; 4—приемники масломанометров; 5—рубашка карбюратора; 6—маслоотстойник мотора; 7—термометры выходящего масла; 8—манометры давления масла; 9—заливная горловина; 10—питающий трубопровод; 11—возвратный трубопровод; 12—сливная трубка; 13—трубопровод откачки масла из маслоотстойника мотора; 14—трубопровод для подогрева карбюратора; 15—трубопровод приемников манометров давления масла.

В маслосистеме имеются следующие трубопроводы: питающий трубопровод 10, который состоит из трех участков, соединенных между собой дюритовыми шлангами, трубопровод приемников масломанометров 15, возвратный трубопровод 11, сливная трубка 12, трубопровод 13 откачки масла из маслоотстойника мотора, трубопровод 14 для подогрева карбюратора.

Масло из бака 1 через трехходовой кран 2 поступает к нагнетающей ступени масляного насоса 3, который нагнетает масло к трущимся деталям мотора. Обратное масло в бак поступает из маслоотстойника 6 мотора по трубке 13, подается насосом (откачивающей ступенью) в трубку 14, проходит в рубашку карбюра-

тора 5 для подогрева смеси, откуда поступает в возвратный трубопровод 11 и далее в маслобак.

Для измерения давления масла за масляным насосом включен трубопровод 15, по которому масло под давлением в 3—5 кг/см<sup>2</sup> поступает к приемникам манометра 4.

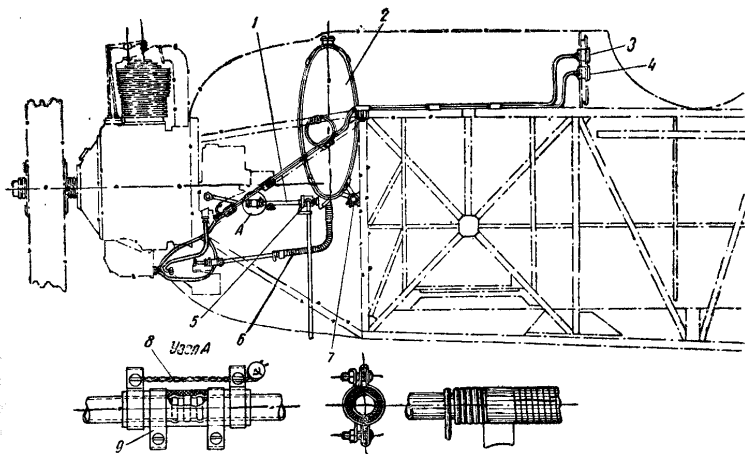


Рис. 110. Маслосистема (полумонтажная схема).

1—питающий трубопровод; 2—маслобак; 3—манометр давления масла; 4—термометр выходящего масла; 5—трехходовой кран; 6—возвратный трубопровод; 7—нижний узел крепления маслобака к фюзеляжу; 8—контрольная проволока; 9—хомуты.

Для контроля температуры масла в трубопроводе 13 и в маслоотстойнике 6 мотора установлены приемники. Определение температуры масла в моторе осуществляется по указателям 7, расположенным на приборных досках в кабинах самолета.

Масло заливается в бак через заливную горловину 9. Сливаются масло через трехходовой кран по сливной трубке 12.

Трубопроводы маслосистемы сделаны из стальных труб марки 20А сечением 18×16 и 12×10 мм. Все трубопроводы и маслобак покрываются грунтом АЛГ-1 или АЛГ-5 и затем окрашиваются эмалью А-8 в коричневый цвет.

#### Маслобак

Маслобак (рис. 111) овальной формы изготовлен из оцинкованной стали толщиной 0,5 мм; емкость бака 25 л. Бак состоит из обечайки, двух стенок, перегородок под ленты крепления, заливной горловины, отстойника, трубки для сообщения внутренней полости бака с атмосферой и трубки возврата масла из мотора в бак.

Заливная горловина расположена сверху маслобака. Для удобства заправки маслом горловина бака поднята до уровня верхнего капота мотора. Внутри горловины помещена сетка. Сверху заливная горловина закрывается пробкой. Снизу к баку прикреплен отстойник с фланцем для установки трехходового крана и фильтра сетки. Через отстойник проходят возвратная и воздушная дренажные трубки, прикрепленные к нижней части его.

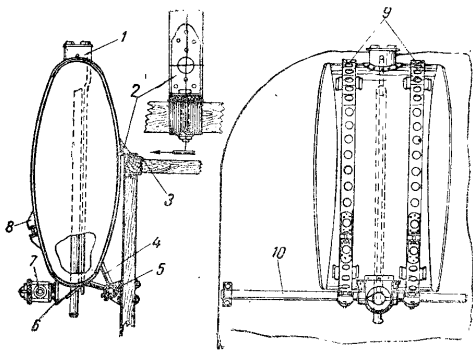


Рис. 111. Маслобак.

1—заливная горловина; 2—верхние узлы крепления маслобака к прочной распорке фюзеляжа; 3—резиновая прокладка; 4—кронштейны для крепления маслобака снизу; 5—резиновая прокладка под кронштейн; 6—отстойник; 7—трехходовой кран; 8—коробка лент для стяжных болтов; 9—пояса-ленты крепления маслобака; 10—труба для крепления маслобака внизу.

Бак подвешивается на двух стальных лентах-поясах и крепится на двух верхних и двух нижних кронштейнах к противопожарной перегородке. Верхний кронштейн ленты крепится к верхней распорке фюзеляжа при помощи скобы, охватывающей распорку, нижний — крепится хомутиком к поперечной трубе.

Для амортизации бака на нижних кронштейнах установлены резиновые втулки, а под верхними — резиновые прокладки. По конструкции ленты-пояса крепления маслобака и ленты крепления бензобака одинаковы.

#### Трехходовой кран

Кран (рис. 112) изготовлен из дуралюмина. В корпусе крана имеются три штуцера: штуцер для всасывающей трубки, штуцер для соединения с маслобаком и нижний штуцер для слива масла. Кран состоит из корпуса, пробки, шайб, спиральной пружины, зажимной рифленной гайки и рукоятки с плоской пружиной.

Рукоятка крана может устанавливаться в три положения: вниз, против буквы «М» — открыт проход масла в мотор, вверх, против буквы «С» — открыт слив масла из бака, горизонтально, против

буквы «З» — кран закрыт. Буквы выбиты на зажимной гайке. На рукоятке крана просверлено отверстие для контровки. Для предотвращения самопроизвольного перемещения рукоятки крана в поле-

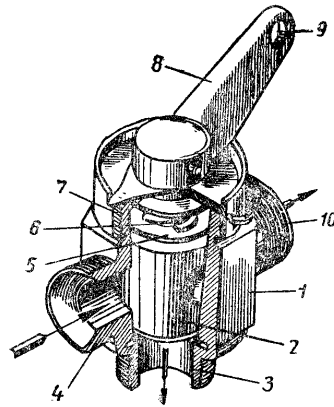


Рис. 112. Трехходовой кран.

1—корпус; 2—пробка; 3—штуцер для слива масла из бака; 4—штуцер для подвода масла из бака; 5—шайбы; 6—пружина для регулирования посадки пробки в корпусе; 7—зажимная гайка; 8—рукоятка; 9—отверстие для контровки крана; 10—штуцер для выхода масла из крана в мотор.

те перед вылетом рукоятка контрится проволокой. Для контровки зажимной гайки крана доставлена контровая стальная проволока.

#### 9. Система выхлопа и подогрева воздуха

Выхлопная система мотора (рис. 113) состоит из четырех выхлопных патрубков. Цилиндры № 1 и 5 имеют большой патрубок 2. Цилиндр № 2 имеет короткий индивидуальный патрубок 1. Цилиндры № 3 и 4 имеют каждый по выхлопному патрубку 3 с подогревателями.

Для обеспечения работы мотора при низких температурах наружного воздуха предусмотрена система подогрева воздуха, поступающего в карбюратор. Для подогрева используется тепло выхлопных газов из цилиндров № 3 и 4.

Подогреватель — батарейного типа. Выхлопные патрубки цилиндров № 3 и 4 в средней своей части увеличены по диаметру, и в эту часть сварена батарея, состоящая из двух секций. Один конец каждой секции выведен под козырьки, предназначенные для улавливания наружного воздуха. Другой конец секции выведен к патрубку, идущему от батареи к воздухоприемной коробке. Батарея изготовлена из нержавеющей стали толщиной 0,8 мм.

Воздух, поступающий в карбюратор, подогревается следующим образом. Выхлопные газы, попадая в выхлопной патрубок, нагревают помещенную в нем батарею и через конец выхлопного патрубка 10 выходят наружу. Воздух из атмосферы через улавливающие козырьки поступает в батарею, нагревается в ней от выхлопных газов и через среднее отверстие попадает в отводящий

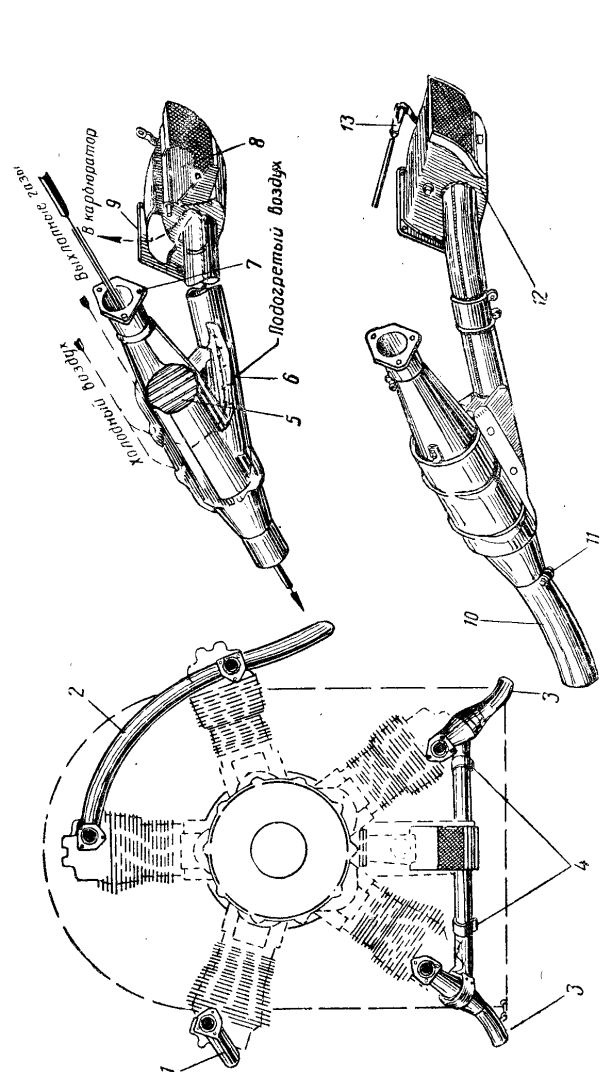


Рис. 113. Установка выхлопных патрубков и подогревателя воздуха.  
 1—выхлопной патрубок цилиндра № 5; 2—выхлопной патрубок цилиндра № 1 и 2; 3—выхлопные патрубки с подогревателями на цилиндрах № 3 и 4; 4—хомуты для соединения воздухоприемника с патрубками подогревателей; 5—батарея подогревателя; 6—корпус батареи; 7—фланец для крепления подогревателя к цилиндру; 8—заслонка воздухоприемника; 9—фланец воздухоприемника; 10—наконечник выхлопного патрубка; 11—стальной болт; 12—корпус воздухоприемника с сеткой; 13—тяга управления заслонкой воздухоприемника.

патрубок и в воздухоприемную коробку 12, где, смешиваясь с холодным наружным воздухом, засасывается в карбюратор. Количество воздуха, поступающего в карбюратор, регулируется заслонкой 8, управляемой из кабины пилота тягой 13.

Воздухоприемная коробка сварная. Коробка крепится к карбюратору болтами при помощи фланца 9.

Подогреватели цилиндров № 3 и 4 соединяются с воздухоприемной коробкой двумя хомутами. Воздух попадает в коробку через три регулируемых отверстия: через переднее большое отверстие поступает наружный холодный воздух, через два боковых — горячий из батарей подогревателей. Заслонки всех трех отверстий насажены на одной оси и управляются жесткой тягой из кабины. Летом (при высоких температурах наружного воздуха) подогрев карбюратора должен быть выключен.

Установка подогревателей на цилиндрах № 3 и 4 дает возможность иметь перепад температур воздуха, поступающего в карбюратор до 70—80°C. При полностью включенном подогреве уменьшение оборотов мотора составляет 50—80 об/мин.

#### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Назовите основные данные мотора М-11Д.
2. Назовите основные данные мотора М-11К.
3. Какое назначение имеет воздушный винт.
4. Объясните, что такое угол установки винта.
5. Объясните работу элемента лопасти воздушного винта.
6. Какая существует зависимость между углом атаки и углом установки винта в зависимости от скорости.
7. В каком случае винт развивает наибольшую и наименьшую тягу.
8. Приведите основные характеристики винтов самолетов типа По-2.
9. Из каких элементов состоит моторная рама и из какого материала она изготовлена.
10. Для чего служит моторная рама и каким образом осуществляется амортизация мотора.
11. Расскажите о конструкции капотов мотора и их назначении.
12. Из каких частей состоит управление мотором? Расскажите о назначении рычагов нормального газа, высотного корректора и подогрева карбюратора.
13. Из каких материалов сделаны детали управления мотором.
14. Из каких частей состоит система зажигания мотора, расположение деталей зажигания в самолете.
15. Поясните назначение рабочих и пускового магнето.
16. Каким образом осуществляется управление зажиганием мотора.
17. Из каких агрегатов состоит основная бензосистема и заливная система.
18. Расскажите о конструкции бензобака, материале и способе крепления его в фюзеляже.
19. Расскажите о назначении и составных частях перекрывного крана и фильтра-отстойника.
20. Объясните конструкцию и работу заливного насоса.
21. Из каких частей состоит маслосистема. Расскажите о работе маслосистемы мотора.
22. Расскажите о конструкции и креплении маслобака.
23. Расскажите о назначении и работе трехходового крана маслосистемы.
24. Из каких частей состоит система выхлопа мотора.
25. Объясните конструкцию и принцип работы подогревателя.

ГЛАВА VIII  
**ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА**

Оборудование самолета состоит из приборного, электрооборудования и вспомогательного оборудования.

**1. Приборное оборудование**

На самолете По-2 установлены две группы приборов:

1. Приборы контроля работы мотора.
2. Пилотажно-навигационные приборы.

К первой группе приборов относятся: манометр масла, термометр масла, термометр рабочей смеси, манометр бензина, счетчик числа оборотов коленчатого вала и гидростатический бензиномер.

Ко второй группе приборов относятся: высотомер, указатель скорости, магнитный компас, авиагоризонт, выриометр, указатель поворота и скольжения и авиационные часы.

Все приборы расположены на приборных досках, которые установлены в первой и второй кабинах. На модифицированных самолетах По-2 все приборы размещены только в первой кабине (пилота). Расположение приборов на приборных досках самолета По-2 показано на рис. 114 и 115.

Приборная доска состоит из фанерной панели, жестко соединенной с фюзеляжем, и съемной дуралюминовой панели, окрашенной черным лаком. Дуралюминовая панель соединяется с фанерной панелью при помощи четырех болтов с амортизацией. Приборы крепятся при помощи стандартных крепежных колец.

**Приборы контроля работы мотора**

Манометр масла служит для определения давления масла, поступающего в мотор. С помощью манометра можно своевременно определить падение давления масла и предотвратить повреждение мотора. Манометр измеряет избыточное давление.

Манометр масла состоит из трех основных частей: приемника, трубопровода и измерителя. Шкала измерителя имеет деления от 0 до 15 кг/см<sup>2</sup>, цена деления 1 кг/см<sup>2</sup>. Для передачи давления в трубопровод заливается незамерзающая жидкость — толуол (каменноугольный бензин).

Аэротермометр служит для измерения температуры масла в моторе. На самолете По-2 аэротермометр измеряет температуру масла, выходящего из мотора. Второй аэротермометр измеряет температуру рабочей смеси в смесительной камере карбюратора. Принцип действия аэротермометра основан на измерении давления насыщенных паров низкокипящей жидкости (метилхлорид) в зависимости от температуры нагрева приемника.

Аэротермометр состоит из трех частей: приемника, трубопровода и измерителя. На шкале измерителя нанесены деления от 0 до 125°С, цена деления 5°С.

Приемник аэротермометра масла устанавливается в маслоборнике мотора. Приемник аэротермометра рабочей смеси устанавли-

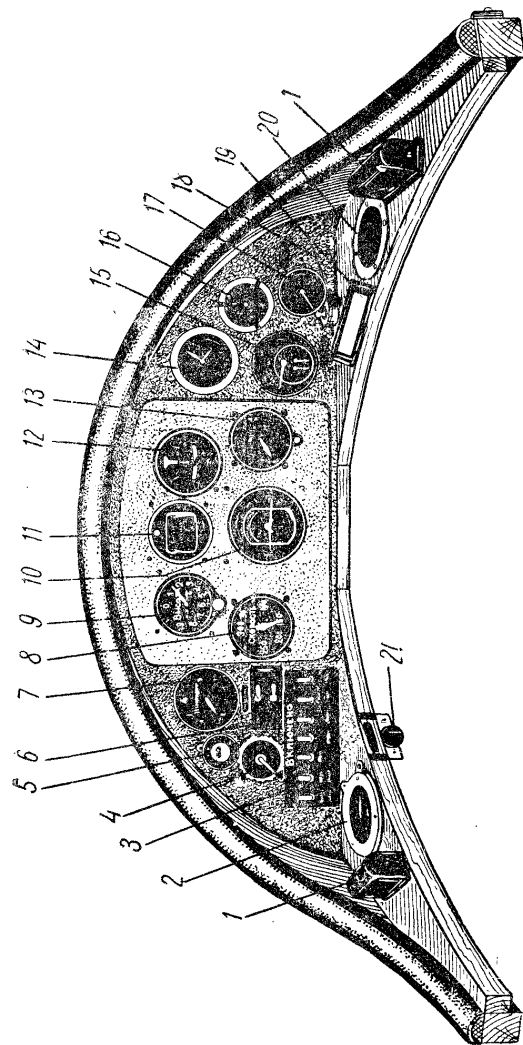


Рис. 114. Приборная доска самолета По-2 в первой кабине.  
 1—лампочка для освещения кабины; 2—указатель температуры смеси, поступающей в карбюратор; 3—электропиток; 4—контрольный выключатель тумблер зажигания; 5—насос бензиномера; 6—выключатели зажигания; 7—бензиномер; 8—указатель скорости; 9—высотомер двухстрелочный ВД-12; 10—авиагоризонт АГП-2; 11—компас КИ-1; 12—указатель поворота УП-2; 13—вариметр ВР-10; 14—счетчик оборотов мотора; 15—трехстрелочный моторный указатель; 16—защитной насос; 17—указатель термометра выходящего масла; 18—выключатель тумблер нижней лампы; 19—графико-держатель поправок приборов; 20—вольтметр 30 в; 21—ресостат

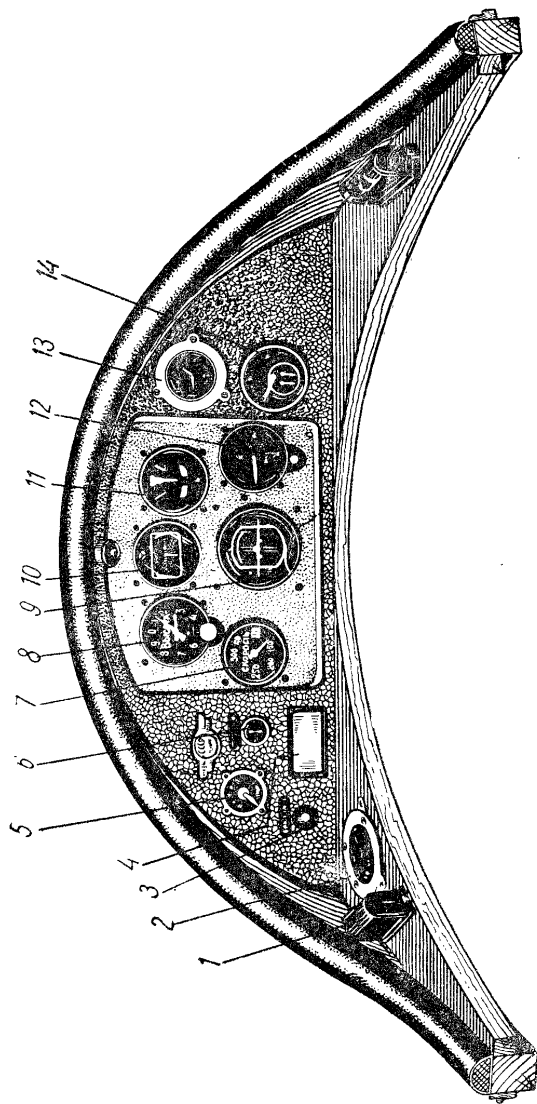


Рис. 115. Приборная доска самолета По-2 во второй кабине.

1—лампочка для освещения кабины; 2—указатель температуры смеси, поступающей в карбюратор; 3—выключатель тумблер освещения карты; 4—графоидержатель девиации компаса; 5—контрольный выключатель-тумблер зажигания; 6—выключатель освещения кабины; 7—указатель скорости; 8—высотометр двухстрелочный ВД-12; 9—авиагоризонт АГП-2; 10—компас КИ-11; 11—указатель поворота УП-2; 12—вариометр ВР-10; 13—счетчик оборотов мотора; 14—трехстрелочный моторный указатель.

вается в специальном штуцере на задней крышке картера мотора—слева.

Счетчик числа оборотов служит для определения числа оборотов в минуту коленчатого вала мотора. Зная число оборотов мотора, можно судить о мощности, развиваемой мотором (так, например, при 1640 об/мин эксплуатационная мощность мотора достигает 100—103 л. с.).

На самолетах По-2 и его прежних выпусков установлены центробежные счетчики числа оборотов. Указатель счетчика числа оборотов устанавливается на левой стойке центроплана. На самолетах По-2 последних выпусков установлен электрический дистанционный счетчик числа оборотов типа ТЭ-22 или ТЭ-45. Центробежные счетчики числа оборотов основаны на принципе измерения центробежной силы, развиваемой вращающимся грузом (или несколькими грузиками).

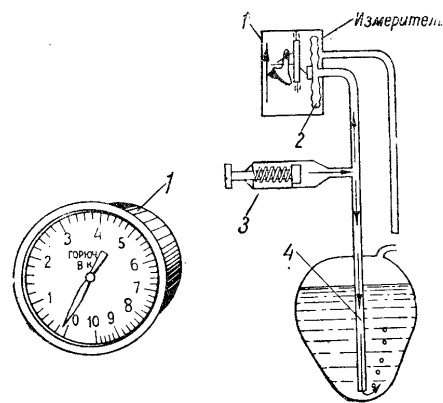


Рис. 116. Принципиальная схема работы гидростатического бензиномера.

1—измеритель; 2—чувствительный элемент; 3—насос; 4—приемник (трубка).

Счетчик числа оборотов состоит из гибкого валика и указателя. Шкала счетчика А-2 градуирована от 400 до 2200 об/мин. Шкала счетчика в стандартном корпусе градуирована от 400 до 3000 об/мин, цена деления в обоих приборах 50 об/мин.

Электрический дистанционный счетчик состоит из датчика, указателя и проводов. Датчик является трехфазным генератором. Датчик вращается при помощи гибкого валика, соединенного с коленчатым валом мотора. Датчик установлен на противопожарной перегородке. Указатель имеет две стрелки; малая стрелка показывает величину, в десять раз большую, чем большая стрелка. На шкале нанесены цифры от 0 до 9. Цифры шкалы для большой стрелки нужно умножать на 100, а для малой—на 1000. Цена де-



ления для большой стрелки 20 об/мин, а для малой—200 об/мин. Диапазон измерения от 0 до 3500 об/мин.

Гидростатический бензиномер служит для определения количества горючего в бензобаке.

Прибор (рис. 116) основан на принципе измерения давления горючего на дно бака. В комплект бензиномера входит: измеритель, приемник, насос и трубопроводы, соединяющие измеритель и насос с приемником.

Измеритель показывает в килограммах количество бензина в баке. На шкале измерителя нанесены цифры от 0 до 150 кг.

Категорически запрещается пользоваться бензиномером, если в баке нет горючего.

#### Пилотажно-навигационные приборы

Высотомер служит для определения высоты полета. Работа прибора (рис. 117) основана на принципе измерения давления атмосферного воздуха, т. е. прибор является по существу барометром, но его шкала разградуирована не в единицах давления, а в единицах высоты.

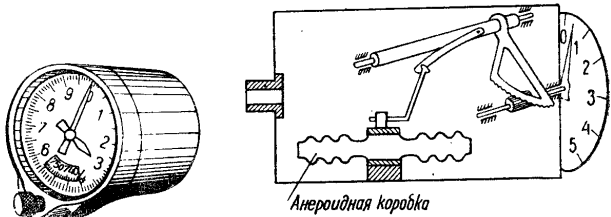


Рис. 117. Внешний вид и принципиальная схема высотомера.

На самолетах По-2 установлен двухстрелочный высотомер. Высотомер имеет две шкалы: шкалу высот и шкалу давлений. Прибор может измерять высоту от 0 до 10 000 м; цена деления для большой стрелки 10 м, а для малой — 1000 м.

Шкала давлений служит для внесения поправок в показаниях прибора, если давление у земли в том месте, где летит самолет или где будет произведена посадка, не совпадает с давлением у земли в момент вылета. На шкале давления нанесены цифры от 670 до 790 мм рт. ст., через 10 мм рт. ст., цена деления 1 мм рт. ст.

Указатель воздушной скорости служит для определения скорости самолета относительно воздуха. Работа прибора (рис. 118) основана на принципе замера динамического напора;

$$p = \frac{\rho V^2}{2},$$

где  $p$  — динамическое давление;  
 $\rho$  — массовая плотность воздуха;  
 $V$  — воздушная скорость.

Указатель скорости состоит из приемника воздушных давлений (ПВД), измерителя и проводки (рис. 119). Указатель скорости на самолетах типа По-2 установлен со шкалой от 0 до 300 или 350 км/час. Шкала имеет оцифровку через 50 км/час, цена деления 10 км/час.

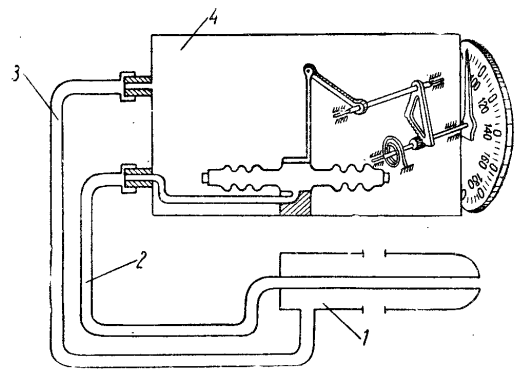


Рис. 118. Принципиальная схема указателя скорости. 1—приемник воздушных давлений (ПВД); 2—динамический трубопровод; 3—статический трубопровод; 4—измеритель.

Вариометр служит для определения скороподъемности и скорости снижения самолета. Вариометр дает возможность вести горизонтально самолет на заданной высоте полета, сохранять режим подъема или снижения с постоянным углом.

Работа вариометра (рис. 120) основана на принципе измерения разности давлений между наружным воздухом на какой-то высоте и внутри сосуда, сообщенного с атмосферой через капилляр. Эта разность давлений возникает в результате вертикального перемещения сосуда. Шкала вариометра имеет диапазон от 0 до  $\pm 10$  м/сек, цена деления 1 м/сек, оцифровка через 5 м/сек.

Магнитный компас служит для определения курса самолета и для сохранения заданного курса в полете. Магнитный компас основан на принципе взаимодействия магнитной стрелки с земным магнетизмом — магнитная стрелка устанавливается своей осью в плоскости магнитного меридиана.

На самолетах По-2 устанавливаются компасы двух типов: КИ-10 или КИ-11.

Шкала компаса разградуирована на  $360^\circ$  с делениями через  $5^\circ$  и оцифровкой через  $30^\circ$ . Основные румбы обозначены через N, E, S и W причем N нанесен против южных концов магнита, а S — против северных, вследствие вертикального расположения шкалы прибора.

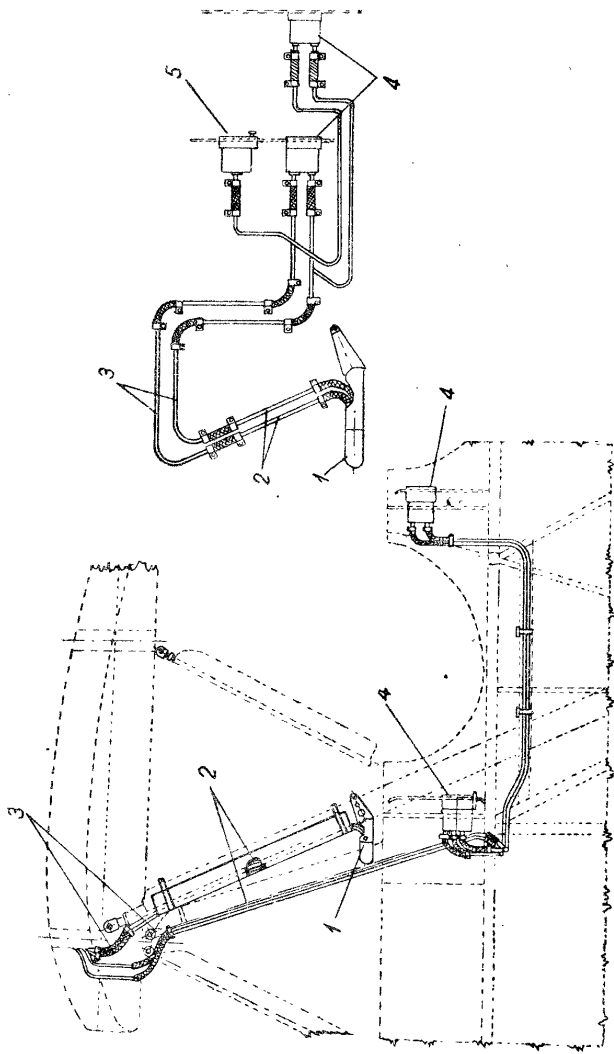


Рис. 119. Установка указателя скорости. 1—приемник воздушных давлений (ИВД); 2—проводка на стойке крыла; 3—проводка в крыле; 4—указатель; 5—высотомер.

1—приемник воздушных давлений

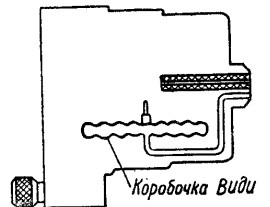
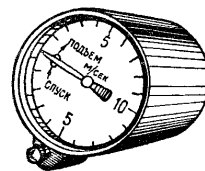


Рис. 120. Вариометр.

### Гироскопические приборы

На самолетах типа По-2 установлены два гироскопических прибора: авиагоризонт и указатель поворота. В качестве источника

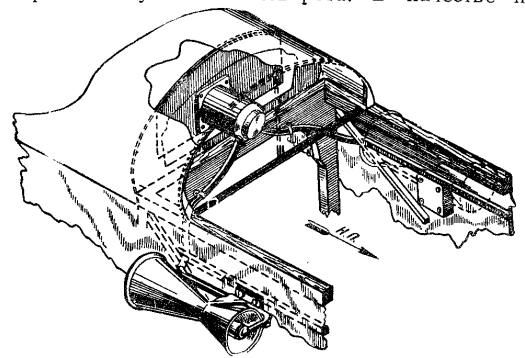


Рис. 121. Установка большой трубки Вентури.

разрежения в корпусах гироскопических приборов — авиагоризонта и указателя поворота — применены две трубки Вентури, установленные на обоих бортах самолета (рис. 121).

Авиагоризонт заменяет естественный горизонт в слепом полете и дает возможность пилоту быстро установить положение самолета относительно естественного горизонта. На самолетах По-2 устанавливают авиагоризонты двух типов: АГ-3 (рис. 122) или АГП-2.

Указатель поворота и скольжения представляет собой сочетание двух приборов: указателя поворота и указателя скольжения.

Указатель поворота служит для определения углов поворота самолета относительно вертикальной оси. Указатель скольжения служит для определения углов крена самолета и скольжения относительно продольной оси. Совместная работа этих двух приборов дает возможность контролировать, правильно ли выполнен по-

ворот, а также определить положение самолета относительно горизонта в поперечном отношении.

Источником разрежения для указателя поворота служит малая трубка Вентури, которая установлена на правой стороне

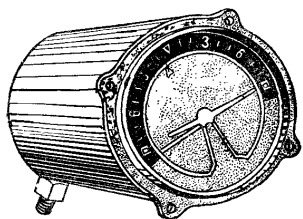


Рис. 122. Авиагоризонт АГ-3.

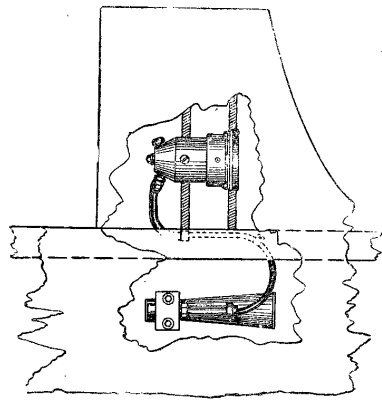


Рис. 123. Установка малой трубки Вентури.

фюзеляжа снаружи (рис. 123). Проводка выполнена дюритовым шлангом сечением  $6 \times 11$  мм. Для герметичности в местах соединения у штуцеров шланг зажимается специальными хомутками.

## 2. Электрооборудование

На самолете По-2 применена двухпроводная система электрооборудования, т. е. к каждому потребителю подведены по два провода плюс и минус, по которым поступает электрический ток от источника к потребителю. Источником электроэнергии на самолете является аккумулятор 12А-10 на 10 а·ч с напряжением 24 в.

Потребители электроэнергии на самолете По-2 приведены в табл. 6.

Таблица 6

№ п. п.	Наименование потребителя электроэнергии	Количество	Потребная мощность, вт
1	Посадочная фара . . . . .	1	100
2	Бортовые аэронавигационные огни (АНО)	4	40
3	Хвостовой аэронавигационный огонь (АНО) . . . . .	1	10
4	Освещение планшетных карт . . . . .	2	20
5	Освещение кабин . . . . .	4	40
6	Освещение компаса . . . . .	2	6
7	Обогрев приемника воздушных давлений (ПВД) . . . . .	1	40
8	Обогрев авиационных часов . . . . .	1	10
9	Лампа переносная ПЛ-36 . . . . .	1	10
	Итого . . . . .	—	276

Из полной потребной мощности электрооборудования 276 вт потребители длительной нагрузки берут 176 вт, а кратковременной (фара) — 100 вт.

Потребители тока разделены на две независимые друг от друга ветви с собственными предохранителями БЗ-20. Емкость аккумулятора вполне достаточна для двухчасового полета в ночное время. Вес этого электрооборудования составляет 20,5 кг. Принципиальная схема электрооборудования показана на рис. 124.

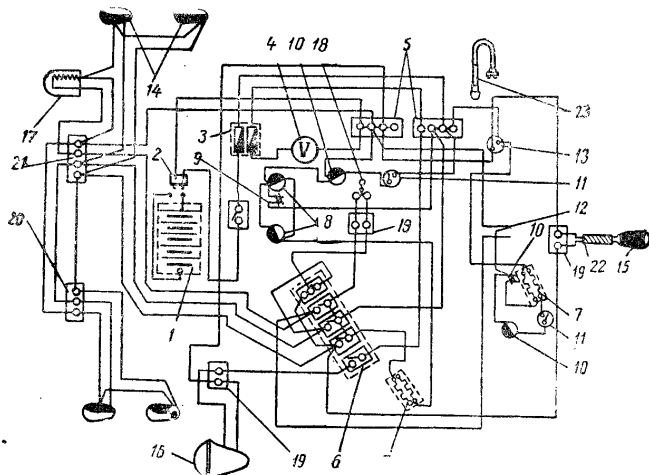


Рис. 124. Принципиальная схема электрооборудования самолета По-2.

Проводка электросети выполнена специальным самолетным проводом марки ЛПРГС сечением 0,75 и 1,5 мм<sup>2</sup>. Провод ЛПРГС имеет витую жилу, состоящую из большого числа медных луженых проволочек. Изоляция провода состоит из трех слоев: слоя хлопчатобумажной пряжи, вулканизированной резины и хлопчатобумажного чулка с цветными прядями, покрытого сверху пленкой бензостойкого нитролака. Благодаря наличию гибкой медной жилы, а также эластичности резиновой изоляции провод ЛПРГС обладает большой гибкостью. Все провода имеют буквенно-цифровую маркировку.

### Размещение электрооборудования на самолете

(рис. 125)

Аккумулятор 12А-10 установлен в передней кабине на полу между ручкой управления и педалями. Аккумулятор устанавливается в контейнере (рис. 126). От аккумулятора идет жгут проводов, проложенный под полом, к блок-защите БЗ-20, четырех- клеммным коробкам, установленным на рамном шпангоуте, и к

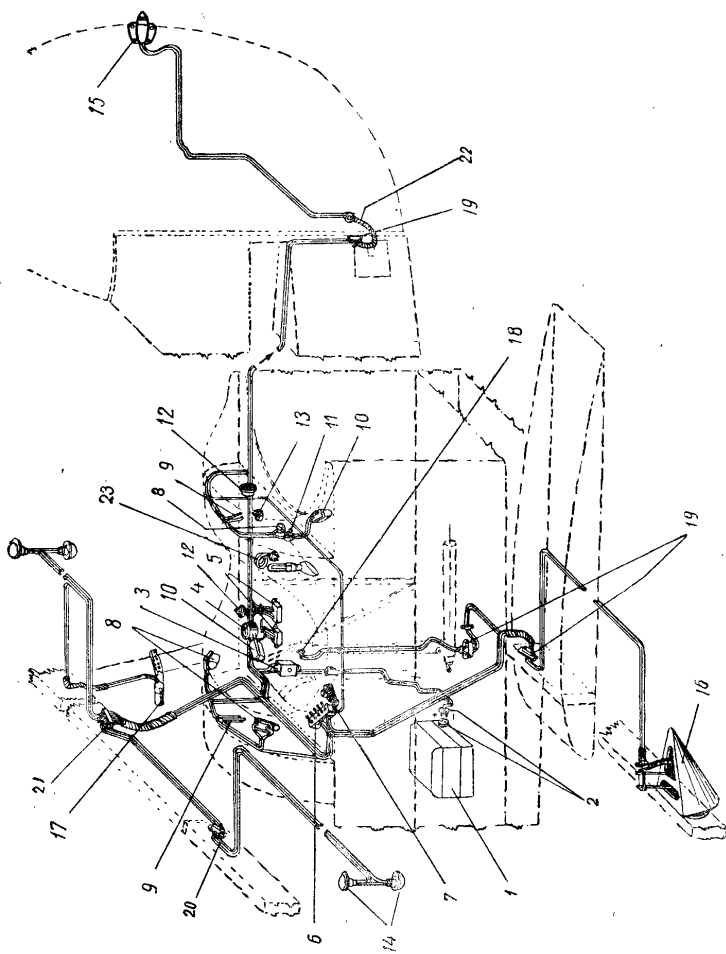


Рис. 125. Подмонтажная схема электрооборудования.  
Позиции см. таблицу 7.

блоку выключателей, расположенному на горизонтальной панели в первой кабине слева. Для контроля напряжения в аккумуляторе на горизонтальной панели справа установлен вольтметр.

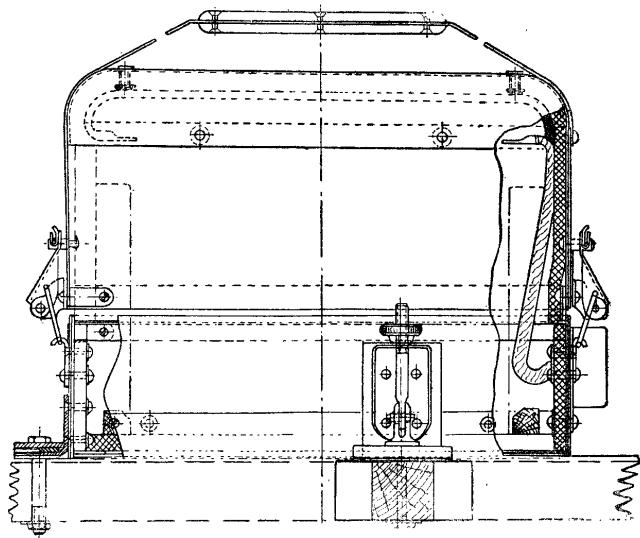


Рис. 126. Установка аккумулятора в первой кабине.

Для освещения приборной доски и компаса внутри передней кабины установлено шесть кабинных ламп (по две на каждом кронштейне). Проводка к этим лампам и вольтметру смонтирована под обшивкой и проходит с передней стороны панели вниз. Справа между кабинами смонтирована штепсельная розетка, предназначенная для переносной лампы ПЛ-36.

Фара ФЗС-155 установлена на переднем лонжероне левого нижнего крыла между нервюрами № 8 и 9 под углом  $18^\circ$  влево от продольной оси самолета (рис. 127). Проводка от блок-выключателей к посадочной фаре выведена по борту фюзеляжа первой кабины (под полом) и проходит через отверстие в обшивке левой боковины фюзеляжа к двухклеммной коробке, установленной на переднем лонжероне левого нижнего крыла. От двухклеммной коробки жгут проложен по лонжерону до нервюры № 2, по нервюре — до стрингера и по стрингеру — до нервюры № 8, а затем к фаре.

Аэронавигационные огни (АНО) расположены на верхнем крыле: справа — два зеленых, слева — два красных, на хвосте — белый. Крыльевые огни крепятся с помощью деревянных подкладок около нервюры № 16. Хвостовой огонь установлен в специальной кронштейне на ободке руля направления.

Проводка к крыльевым огням проложена от блока выключателей вдоль правой средней стойки кабана центроплана к клеммной коробке, от нее в правое крыло по среднему стрингеру крыла под-

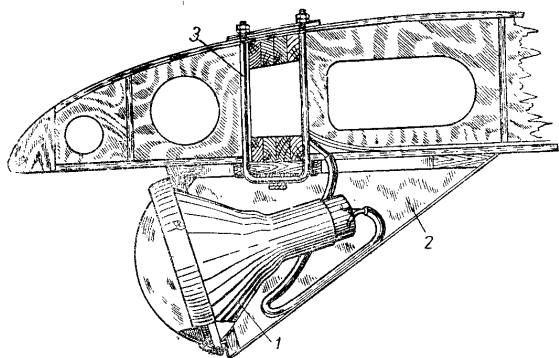


Рис. 127. Установка фары на крыле.

1—корпус фары; 2—деревянный обтекатель; 3—скоба для крепления фары к лонжерону крыла.

ключается к лампам зеленых огней. К красным огням провода дополнительно пропущены через центроплан. Проводка к хвостовому огню идет вдоль верхнего лонжерона фюзеляжа к двухклеммной коробке, смонтированной в хвостовой части фюзеляжа, а от двух-

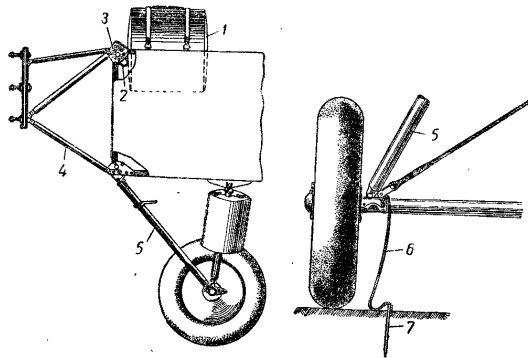


Рис. 128. Заземление бензобака.

1—бензобак; 2—канатик для заземления бензобака; 3—правый верхний узел фюзеляжа; 4—моторная рама; 5—металлические элементы шасси; 6—канатик заземления; 7—штырь.

клеммной коробки — гибким шлангом через отверстие в полотняной обшивке руля направления вдоль стрингера подходит к лампе хвостового огня.

Проводка для обогрева приемника воздушных давлений (ПВД) выведена на правую переднюю стойку коробки крыльев и закрыта обтекателем.

Во время заправки бензина в бак при стоянке самолета на земле может произойти статический разряд электричества, который опасен в пожарном отношении. Для предотвращения этого предусмотрено заземление самолета.

Проводка заземления (рис. 128) состоит из медного канатика диаметром 2 мм. Статический заряд отводится по канатику, закрепленному винтом на бензобаке, к правому верхнему металлическому узлу фюзеляжа, по моторной раме, переднему подкосу шасси, на левую муфту оси и от нее через медный канатик по штырю в землю.

Спецификация всего электрооборудования приведена в табл. 7.

Таблица 7

Позиция на рис. 124 и 125	Наименование	Тип	Количество	Примечание
1	Аккумулятор . . . . .	12А-10	1	Источник питания
2	Штепсельная розетка с вилкой . . . . .	48-К	1	
3	Блок защиты . . . . .	БЗ-20	2	
4	Плавкие вставки . . . . .	ПВ-6	2	
5	Вольтметр 0—30 в . . . . .	4 МА/2	1	
6	Четырехклеммные коробки . . . . .	75-К	2	
7	Блок выключателей . . . . .	—	1	Собран из шести выключателей 87-К и переключателя 88-К
7	Реостат ламповый . . . . .	РЛ-70	2	
8	Кабинная арматура (лампы 10 вт, 26 в) . . . . .	КЛС-39	4	Цоколь Сван-Миньон
9	Лампа освещения компаса (3 вт, 26 в) . . . . .	—	2	
10	Арматура освещения планшета карт (лампы 10 вт, 26 в) . . . . .	КЛС-39	2	Цоколь Сван-Миньон
11	Выключатель . . . . .	69-К	2	
12	Штепсельная розетка . . . . .	47-К	1	Цоколь Сван-Миньон
13	Авиационные часы . . . . .	АВР-М	2	
14	Арматура бортовых АНО (лампа 10 вт, 26 в) . . . . .	АБ-42	4	Цоколь Сван-Миньон
15	Арматура хвостового АНО (лампа 10 вт, 26 в) . . . . .	ХС-39	1	
16	Фара посадочная (лампа 100 вт) . . . . .	ФЗС-155	1	Цоколь Сван-Миньон
17	Приемник воздушных давлений . . . . .	ПВД	1	
18	Кнопка одинарная . . . . .	73-К	1	Со шнуром длиной 6 м и вилкой
19	Двухклеммная коробка . . . . .	73-К	3	
20	Трехклеммная коробка . . . . .	74-К	1	Со шнуром длиной 6 м и вилкой
21	Четырехклеммная коробка . . . . .	75-К	1	
22	Гибкий шланг . . . . .	—	1	Со шнуром длиной 6 м и вилкой
23	Переносная лампа . . . . .	ПЛ-36	1	

### 3. Вспомогательное оборудование

В комплект вспомогательного оборудования входят привязные ремни, переговорное устройство, бортовая аптечка, бортовая инструментальная сумка и чехлы.

Привязные ремни служат для предохранения пилотов от случайного выпадения за борт. Привязные ремни крепятся к каркасу сиденья.

Переговорное устройство служит для связи в полете между инструктором и курсантом или штурманом. Переговорное устройство (рис. 129) состоит из двух резиновых рупоров, двух наушников, шлангов и соединительных металлических трубок. Рупор инструктора вторым концом соединяется с наушником курсанта, а рупор курсанта соединен с наушником инструктора.

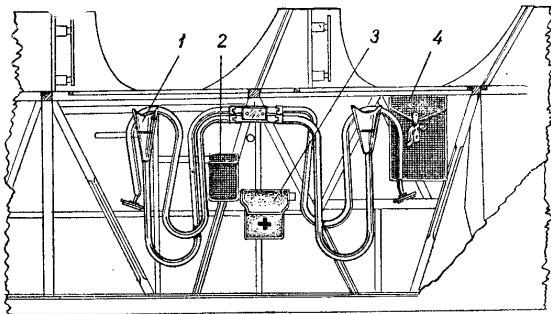


Рис. 129. Вспомогательное оборудование.

1—переговорное устройство; 2—сумка для переносной бортовой лампы 24 в; 3—аптечка; 4—сумка для формуляра.

Переднее сиденье (рис. 130) состоит из двух дуралюминовых труб 1 сечением 35×32 мм, каркаса 2, четырех муфт 3, рукоятки 4 регулирующего механизма, амортизационного шнура 5 и замков 6 регулирующего механизма.

Каркас состоит из основания и спинки и изготовлен из стальных труб сечением 14×12, 12×10 и 8×6 мм. На основание сиденья положена мягкая подушка, обшитая гранитолем.

Сиденье регулируется по высоте в зависимости от роста пилота при помощи регулирующего механизма. Регулирующий механизм состоит из амортизационного шнура диаметром 10 мм, рукоятки 4 и двух стопоров 7 (рис. 131). Для изменения положения сиденья по высоте на дуралюминовых трубах просверлен ряд отверстий. Перестановка сиденья осуществляется поворотом рукоятки 4. При повороте рукоятки 4 стопоры 7 замка 6 выходят из отверстий дуралюминовых труб и сиденье под натяжением амортизационного шнура поднимается вверх. Для опускания сиденья необходимо приложить усилие, чтобы растянуть амортизационный шнур. Си-

день фиксируется в нужном положении стопорами, которые под действием пружин входят в отверстия дуралюминовых труб.

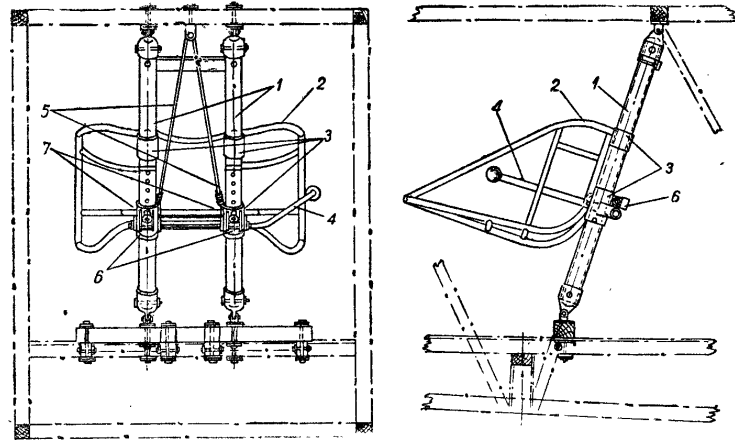


Рис. 130. Сиденье пилота.

1—дуралюминовые трубы; 2—каркас сиденья; 3—направляющие муфты; 4—рукоятка для изменения положения сиденья по высоте; 5—шнуровой амортизатор диаметром 10 мм; 6—замки; 7—стопоры замков.

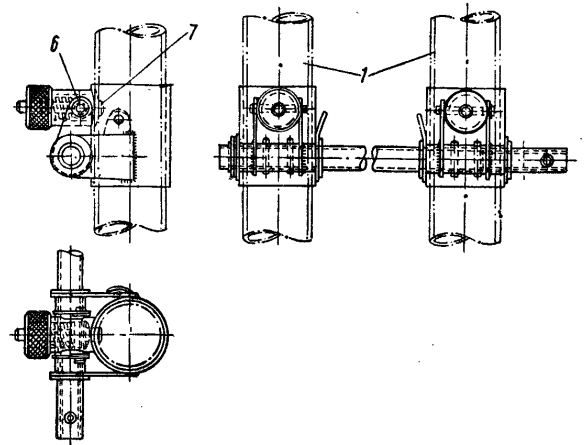


Рис. 131. Замок и стопор сиденья.

1—дуралюминовые трубы 35×32; 6—замок; 7—стопор замка.

Комплект инструмента, входящего в бортовую сумку, необходимый для технического обслуживания самолета, показан на рис. 132.

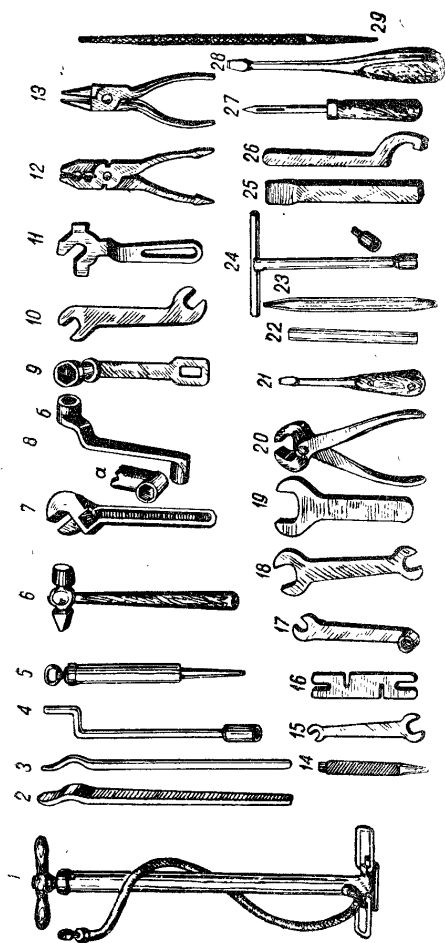


Рис. 132. Комплект инструмента бортовой сумки.

1—воздушный насос для накачивания пневматиков; 2, 3—лоточки для монтажа и демонтажа пневматиков; 4—гаечный торцовый ключ 11×11 мм, односторонний (одновременно применяется для пробок жиклеров карбюратора); 5—насос для промывки и смазки узлов, а также для заправки смеси в цилиндры; 6—молоток; 7—шведский разводной ключ № 3; 8—свечной двусторонний ключ; а—для корпуса свечи, б—для сердечника свечи; 9—Г-образный торцовый ключ; 10—двусторонний ключ 24×22 мм; 11—ключ для пробы масла;

ного и бензинового баков; 12—пассатижи; 13—круглогубцы; 14—кери; 15—двусторонний ключ 7×11 мм; 16—денточный ключ для лент-расчалок; 17—двусторонний Г-образный ключ 9×9 мм; 18—двусторонний ключ 14×22 мм; 19—односторонний ключ; 20—кусаки; 21—малая отвертка; 22—медная выколотка; 23—бородок; 24—торцовый ключ; 25—зубило; 26—С-образный ключ; 27—шпало для заправки тросов; 28—средняя отвертка; 29—круглый напильник.

Чехлы надеваются на винт, мотор, кабины, приемник воздушных давлений, трубки Вентури и служат для защиты винта, мотора и оборудования кабин от атмосферных осадков и пыли.

### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Какие приборы относятся к аэронавигационному оборудованию и какие к контролю работы мотора.
2. Опишите расположение приборов на приборных досках в самолете По-2.
3. Расскажите о назначении и принципе действия масляного манометра и термометра.
4. Расскажите о назначении и схеме работы счетчика числа оборотов и гидростатического бензиномера.
5. Расскажите о назначении и принципе действия высотомера и указателя воздушной скорости.
6. Расскажите о назначении авиагоризонта, указателя поворота и скольжения.
7. Расскажите о назначении вспомогательного оборудования самолета и что входит в комплект этого оборудования.
8. Расскажите о потребителях электроэнергии, приведите их потребную и общую мощности.
9. Расскажите о размещении деталей электрооборудования в самолете.
10. Расскажите о размещении электропроводки в самолете.
11. Приведите полный перечень электрооборудования.

### ГЛАВА IX

#### МОДИФИКАЦИИ САМОЛЕТА По-2

Кроме самолета По-2, имеются следующие модификации:

1. Самолеты По-2С (С-2).
2. Самолеты По-2А заводского выпуска с 1946 г. и переоборудованные из учебных самолетов По-2 в авиационных ремонтных базах ГВФ.
3. Самолеты По-2А (АП-СП) выпуска до 1941 г.
4. Самолеты По-2Л, переоборудованные из учебных самолетов По-2 в авиационных ремонтных базах ГВФ.
5. Самолеты По-2Л заводского выпуска с 1948 г.

#### 1. Самолет По-2С

Самолет По-2С (рис. 133) является санитарным самолетом (старое название этого самолета С-2). Самолет По-2С начали выпускать с 1940 г. Самолет По-2С может быть использован для транспортировки одного больного, лежащего на стандартных носилках, и сопровождающего медицинского работника, сидящего у его изголовья, или двух больных: одного лежащего на носилках, а другого сидящего.

Самолет По-2С по схеме, конструкции и авиационным материалам не отличается от самолета По-2. Характерными конструктивными особенностями данного типа самолета являются: санитарная кабина, фюзеляж, управление самолетом и мотором, бензосистема и специальное оборудование.

Санитарная кабина — закрытая, расположена за кабиной пилота (рис. 134). В передней части кабины установлено складывающееся сиденье. В задней части кабины на верхних лонжеронах фюзеляжа укреплены два съемных бруска для установки на



Рис. 133. Самолет По-2С.

них носилок. Сверху кабина закрывается фанерным обтекателем с окнами, прорезанными в бортах сверху и спереди. Обтекатель состоит из двух частей: правая часть закреплена на фюзеляже неподвижно, а левая—соединяется с правой петлями. Левая часть обтекателя состоит из двух половин.

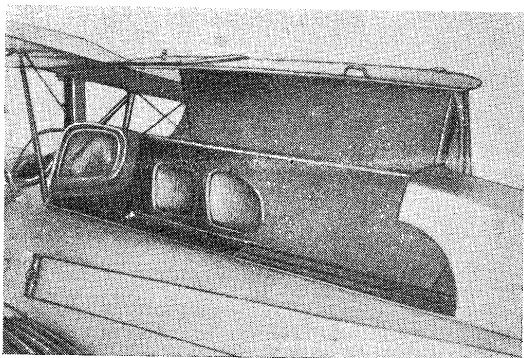


Рис. 134. Санитарная кабина самолета По-2С.

Шарнирное соединение позволяет обеим половинам левой части обтекателя откидываться вверх до положения, при котором они не мешают посадке больного и врача. Откинута вверх левая часть

обтекателя удерживается в поднятом положении защелкой, имеющей фигурный паз, который скользит по болту, укрепленному на передней рамке заднего обтекателя. Силовой набор обтекателя состоит из рамок (коробчатого типа) и стрингеров. Каркас обтекателя снаружи и изнутри обшит фанерой.

При полете за больным носилки складываются и крепятся в кабине при помощи двух ремней с левой стороны по полету. Передний брус носилок укладывается на полу и закрепляется двумя ремешками. При обратном рейсе с больным снятый брусок устанавливается в передней части санитарной кабины.

Самолет По-2С используется на местных линиях ГВФ для перевозки пассажиров. Санитарная кабина в эксплуатационных условиях легко может быть приспособлена в пассажирскую кабину для перевозки двух пассажиров (рис. 135). Для этого необходимо снять передний брусок и установить второе пассажирское сиденье, такое же, как и переднее.

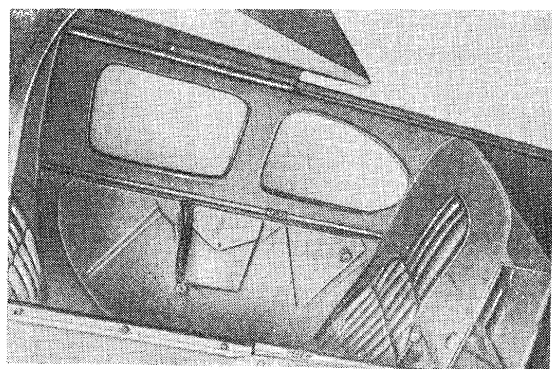


Рис. 135. Пассажирская кабина самолета По-2С.

Фюзеляж конструктивно разделяется на переднюю и заднюю части, соединяющиеся между собой узлами разъема. Передняя и задняя части фюзеляжа не взаимозаменяемы с такими же частями фюзеляжа По-2. Передняя часть фюзеляжа самолета По-2С на 304 мм длиннее, чем у самолета По-2. Это позволяет сохранить пределы центровки, необходимые для размещения в фюзеляже трех человек. В связи с этим вынос верхнего крыла не изменен.

В связи с удлинением передней части фюзеляжа изменились узлы крепления стоек кабина центроплана и их расположение на фюзеляже. Узлы крепления к фюзеляжу средней и задней стоек кабина центроплана сдвинуты назад, причем стойки раздвинуты и крепятся к двум самостоятельным узлам вместо одного.



В связи с изменением габаритных размеров и расположения узлов крепления стоек кабана и шасси изменена система силовых раскосов боковин фюзеляжа. Задний обрез боковин сделан наклонным вместо вертикального, верхний стрингер длиннее нижнего. На левой боковине против рамного шпангоута снаружи прикреплена подножка в виде кронштейна для удобства вхождения в кабину пилота. В задней части фюзеляжа имеются место и люк для установки аккумуляторной батареи. Люк расположен с левой стороны фюзеляжа и его крышка снабжена автоматическими замками.

Нижнее левое крыло в отличие от крыла самолета По-2 имеет трап в виде деревянных реек, который занимает пролет между торцевой нервюрой и нервюрой № 3. Поэтому нервюра № 3 усилена.

Управление самолетом одинарное и установлено только в первой кабине. Этим оно отличается от управления самолетом По-2. Тросы управления рулем высоты имеют дополнительные ролики с обтекателями и расположены по бокам фюзеляжа с каждой стороны. Установка дополнительных роликов на борту фюзеляжа, изменила направление тросов—к рулю высоты, что создало удобство для подхода к самолету с носилками. Тросы расположены по борту фюзеляжа.

Тросы управления рулем направления проходят в фюзеляже и пропущены под полом санитарной кабины. В связи с тем, что тросы идут внутри фюзеляжа, рычаг управления рулем направления имеет меньшее плечо для сохранения одинаковых углов отклонения руля направления. На самолетах последних выпусков рычаги управления рулем направления усилены.

Управление триммером руля высоты осуществляется с помощью штурвала с рукояткой. От штурвала управления триммером идут тросы к червяку, расположенному на заднем лонжероне стабилизатора с левой стороны от оси симметрии. Отклонение триммера осуществляется тросами в гибких оболочках, идущими от червяка к рычагам, укрепленным на триммере. В кабине пилота штурвал управления триммером и подходящие к нему тросы защищены кожухом, на котором нанесена градуировка для определения угла отклонения триммера.

На самолетах последних выпусков элероны и руль высоты имеют аэродинамическую компенсацию.

Управление мотором одинарное и установлено только в передней кабине.

Система зажигания самолета По-2С такая же, как и на самолете По-2, но только отсутствует двойное управление и нет контрольных тумблеров.

На самолетах По-2С, имеющих на эксплуатации в ГВФ, применяются три варианта бензосистем:

- I вариант — с одним фюзеляжным бензобаком;
- II вариант — с двумя фюзеляжными бензобаками;
- III вариант — с тремя бензобаками.

Бензосистема с одним фюзеляжным баком емкостью 196 л ничем не отличается от бензосистемы самолета По-2. Данная система установлена на самолетах последнего выпуска.

Бензосистема с двумя фюзеляжными бензобаками отличается от бензосистемы самолета По-2 увеличенной емкостью вследствие установки дополнительного заднего бензобака емкостью 74 л. Питание мотора из дополнительного бензобака непосредственно не осуществляется. Мотор питается горючим только из переднего фюзеляжного бака. Горючее подается из заднего бака в передний при помощи ручного насоса типа РН-1, установленного в кабине пилота справа. Данная бензосистема установлена на самолетах выпуска 1945—1946 гг.

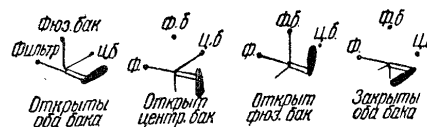
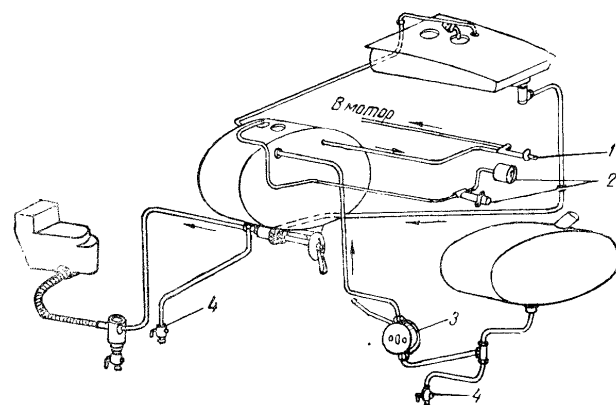


Рис. 136. Принципиальная схема бензосистемы с тремя баками.  
1—заливной насос; 2—бензиномер; 3—ручной насос; 4—слив.

Бензосистема с тремя бензобаками установлена на самолетах ранних выпусков. Бензосистема (рис. 136) состоит из переднего фюзеляжного бака емкостью 67,5 л, центропланного бака емкостью 67,5 л, заднего фюзеляжного бака емкостью 74 л, ручного насоса, четырехходового перекрывного крана, бензофильтра, двух сливных кранов и трубопроводов. Заливная система аналогична системе самолета По-2 и состоит из всасывающей трубки, заливной насоса и заливной трубки.

Центропланый бак заправляется горючим через заливную горловину, расположенную на вершине центроплана. Передний фюзеляжный бак заправляется горючим через заливную горловину,

## 2. Самолет По-2А

На линиях гражданского воздушного флота эксплуатируются три типа самолетов По-2А: самолеты заводского выпуска с 1946 г. (рис. 137 и 138), самолеты, переоборудованные в авиационных ремонтных базах ГВФ из учебных самолетов По-2, и самолеты заводского выпуска до 1941 г. (старое название АП-СП).



Рис. 137. Самолет По-2А (вид 3/4 спереди)

Самолеты По-2А в сельскохозяйственном варианте предназначены для:

- 1) подкормки минеральными удобрениями сельскохозяйственных культур (рис, пшеница, лен и т. п.);
- 2) рассеивания и разбрызгивания ядовитых веществ для борьбы с вредными насекомыми (саранча, свекловичный долгоносик, вредители хлопчатника, черепашка, грызуны и т. п.);
- 3) рассеивания ядовитых веществ для борьбы с разносчиками заболеваний (малярийный комар, мыши и т. п.);
- 4) опрыскивания ядовитыми веществами полей, садов и виноградников для борьбы с яблонной молью, шаршей и вредителями виноградной лозы.

Для этих целей на самолетах По-2А устанавливается специальная аппаратура — аэроопыливатели или аэроопрыскиватели.

Установка аэроопыливателя показана на рис. 139. Установка состоит из:

- а) бака емкостью 287 л;
- б) шестилопастного ветряка с редуктором, смонтированного на несущей колонке на верхней части бака;

расположенную под лючком на верхнем капоте фюзеляжа. Задний бензобак заправляется горючим через свою заливную горловину. Для доступа к горловине на правом борту фюзеляжа имеется лючок.

Слив горючего из заднего фюзеляжного бака производится через специальный сливной кран, выведенный за нижнюю обшивку фюзеляжа. Слив горючего из переднего фюзеляжного бензобака может быть осуществлен через свой сливной кран или через сливной кран бензофильтра.

Подача горючего из центропланного бензобака в фюзеляжный осуществляется самотеком от разности уровней. Эти бензобаки соединяются с фильтром-отстойником через четырехходовой переключатель. Четырехходовой переключатель кран допускает питание мотора горючим для следующих вариантов:

1. Мотор питается горючим только из переднего фюзеляжного бензобака.

2. Мотор питается горючим только из центропланного бензобака.

3. Оба бензобака закрыты.

4. Оба бензобака соединены между собой и фильтром-отстойником.

Последний вариант, для которого на табличке имеется надпись «Открыты оба бака», воспрещается использовать как рабочее положение при наличии в обоих баках бензина, объем которого суммарно превышает емкость переднего фюзеляжного бака. Этим положением крана можно пользоваться лишь для перекачки остатков бензина из верхнего бака в нижний, при условии общего остатка горючего в этих баках, не превышающего емкости фюзеляжного бака. Передний фюзеляжный бак на случай переполнения горючим из верхнего бака герметично закрывается крышками заливной горловины и горловины бензиномера. Под эти горловины проложены уплотнительные кольца из бензостойкой резины и его дренаж осуществляется через суфлер верхнего бака, соединенный с нижней дренажной трубкой.

Задний фюзеляжный бензобак, являющийся резервным для увеличения дальности полета, непосредственно не может быть использован для питания мотора, так как он соединяется с фильтром-отстойником только через передний бензобак. Для перекачки горючего из заднего бензобака в передний на правом борту кабины пилота установлен ручной насос, позволяющий перекачивать горючее на земле и в воздухе. Количество горючего измеряется гидростатическим бензинометром только в переднем фюзеляжном баке.

Маслосистема самолета По-2С не отличается от маслосистемы самолета По-2.

Аэронавигационное оборудование и управление потребителями электроэнергии имеется только в кабине пилота. Переговорное устройство не установлено. Связь пилота с пассажирами или с медицинским работником осуществляется через открывающиеся передние окна. Окна расположены на перегородке, отделяющей кабину пилота от санитарной кабины.

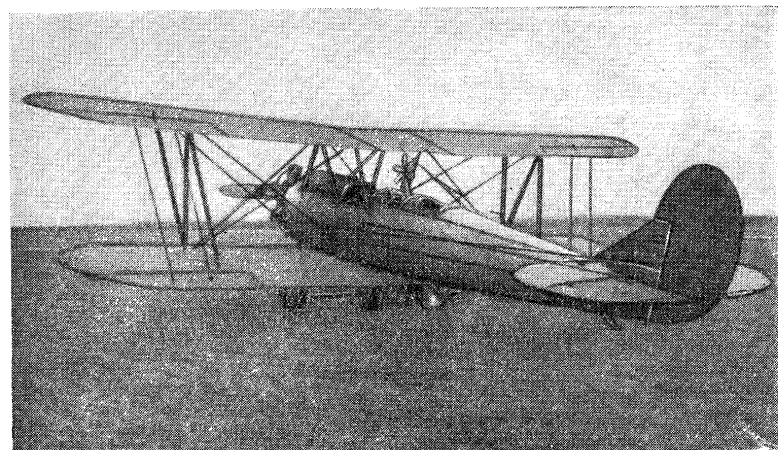


Рис. 138. Самолет По-2А (вид 3/4 сзади).

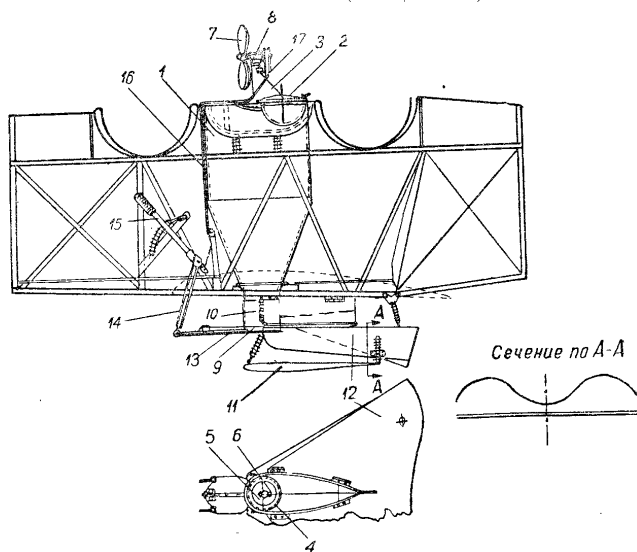


Рис. 139. Установка аэропыливателя на самолете По-2А.  
 1—бак; 2—люк загрузочной горловины; 3—горловина; 4—верхний диск;  
 5—нижний диск; 6—вал; 7—ветряк; 8—червячная передача; 9—колонка;  
 10—крышка люка дозировщика; 11—площадка распылителя; 12—отра-  
 жатель распылителя; 13—заслонка; 14—рычаг; 15—рукоятка управления;  
 16—трос; 17—ленточный тормоз.

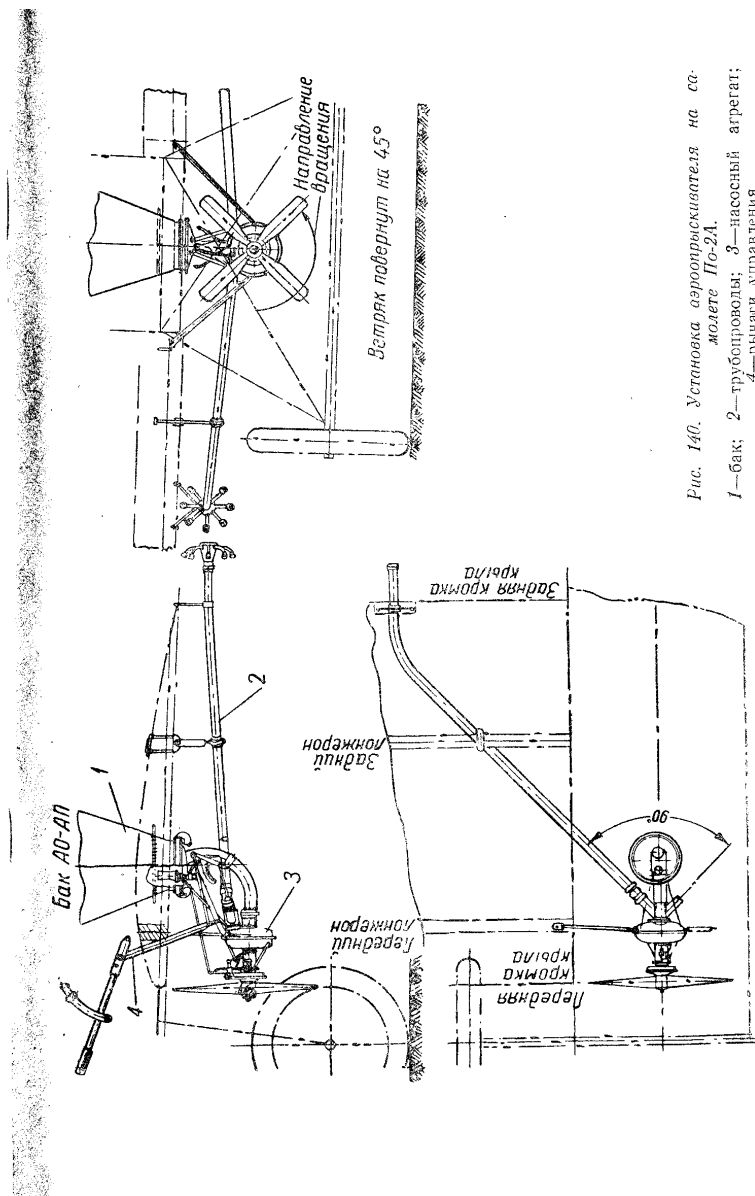


Рис. 140. Установка аэропыливателя на са-  
 молете По-2А.  
 1—бак; 2—трубопроводы; 3—насосный агрегат;  
 4—рычаги управления.

в) вала с мешалками и дозирующими дисками, расположенного в баке;

г) дозирующей горловины в нижней части бака, при помощи которой достигается различная дозировка распылителя;

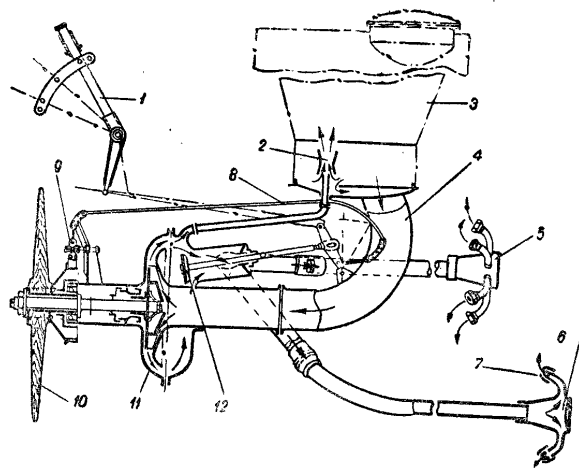


Рис. 141. Установка аэроопрыскивателя с гидравлической мешалкой на самолете По-2А.

1—ручка управления; 2—гидравлическая мешалка; 3—бак с ядовитым веществом; 4—заборная горловина; 5—насадок на правое крыло; 6—насадок на левое крыло; 7—сменный распылитель; 8—трос управления тормозом; 9—ленточный тормоз; 10—ветряк; 11—центробежный насос; 12—клапан.

д) совка-распылителя (отражателя), расположенного ниже дозирующей горловины бака под фюзеляжем.

Управление аппаратурой осуществляется специальной ручкой, расположенной в кабине пилота на левом борту фюзеляжа. Ручка соединена тягами с заслонкой дозирующей горловины и тросом в гибкой оболочке — с тормозом ветряка. В полете при отклонении ручки управления аппаратурой вверх тормоз освобождает ветряк, который под воздействием воздушного потока, вращаясь, приводит в действие вал с мешалками. Одновременно с этим открывается заслонка горловины. Порошкообразные ядовитые вещества или минеральные удобрения, перемешиваясь в баке, через горловину попадают на совку-распылитель и под воздействием встречного потока распыливаются.

Установка подвесной аппаратуры аэроопрыскивателя показана на рис. 140 и 141. Установка аэроопрыскивателя состоит из:

а) бака емкостью 287 л с гидравлической мешалкой;

б) центробежного насоса с четырехлопастным ветряком и тормозом ветряка;

в) трубопроводов с насадками, выведенных под нижнее крыло.

Управление аппаратурой аэроопрыскивателя осуществляется ручкой, расположенной в кабине пилота на левом борту фюзеляжа. В полете при отклонении ручки управления вверх тормоз освобождает ветряк, который, вращаясь под воздействием воздушного потока, приводит в действие центробежный насос. Одновременно с этим открывается клапан, через который жидкость поступает из бака в трубопроводы и далее через насадки в атмосферу.

Кроме сельскохозяйственного применения, самолеты По-2А используются на местных линиях гражданского воздушного флота как пассажирские и грузовые. Для применения самолетов По-2А в пассажирском и грузовом вариантах с них снимается сельскохозяйственная аппаратура. Во второй и третьей кабинах устанавливаются сиденья. Для улучшения условий работы пилота и удобства пассажирам в осенне-зимний период на кабины устанавливаются легкоъемные фонари закрытого типа. На кабины самолета По-2А (АП-СП) выпуска до 1941 г. не предусмотрена установка фонарей закрытого типа. При перевозке пассажиров на этих самолетах устанавливаются съемные обтекатели с козырьками (рис. 142).

Переоборудование самолетов По-2А из сельскохозяйственного варианта в пассажирский и наоборот несложно и может быть произведено непосредственно в эксплуатационных подразделениях.

Основные конструктивные отличия самолетов По-2А заводского выпуска с 1946 г. и самолетов По-2А, переоборудованных в авиационных ремонтных базах ГВФ, по сравнению с учебными самолетами По-2 следующие:

1. На месте второй кабины оборудована кабина для установки специального бака, или для установки пассажирского сиденья.

2. В первом отсеке задней части фюзеляжа оборудована третья кабина с сиденьем. В сельскохозяйственном варианте эта кабина предназначена для перевозки техника при перелетах самолета на место работы, а в пассажирском варианте — для перевозки пассажира.

3. Изменен вынос верхнего крыла с 800 на 600 мм для обеспечения эксплуатационных центровок самолета при полной загрузке кабин как в сельскохозяйственном, так и в пассажирском вариантах.

Основные конструктивные отличия самолетов По-2А (АП-СП) заводского выпуска до 1941 г. по сравнению с самолетом По-2 заключаются в следующем:

1. Вторая и третья кабины оборудованы для бака с ядовитым веществом и для техника, но со значительным смещением вперед вследствие уменьшения кабины пилота, а также уменьшения размеров третьей кабины. Такая перекомпоновка кабин ухудшила условия работы пилота, но вместе с этим обеспечила диапазон эксплуатационных центровок при загрузке кабин, без изменения выноса верхнего крыла.

2. Вместо фюзеляжного бензобака емкостью 196 л установлены два бензобака емкостью по 67,5 л; один из них размещен в перед-

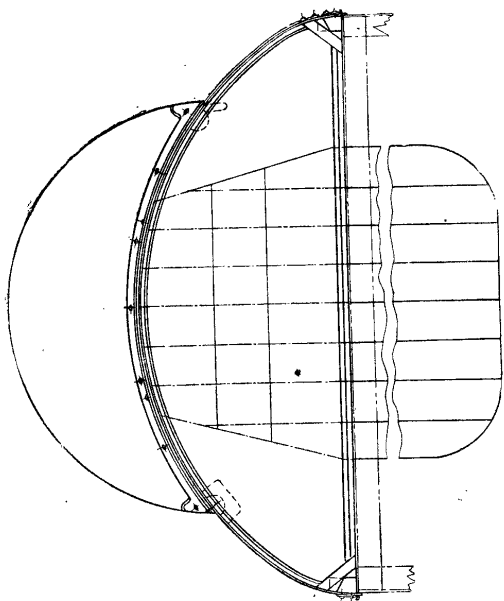


Рис. 142. Съемный обтекатель с козырьком кабины самолета АП-СП.

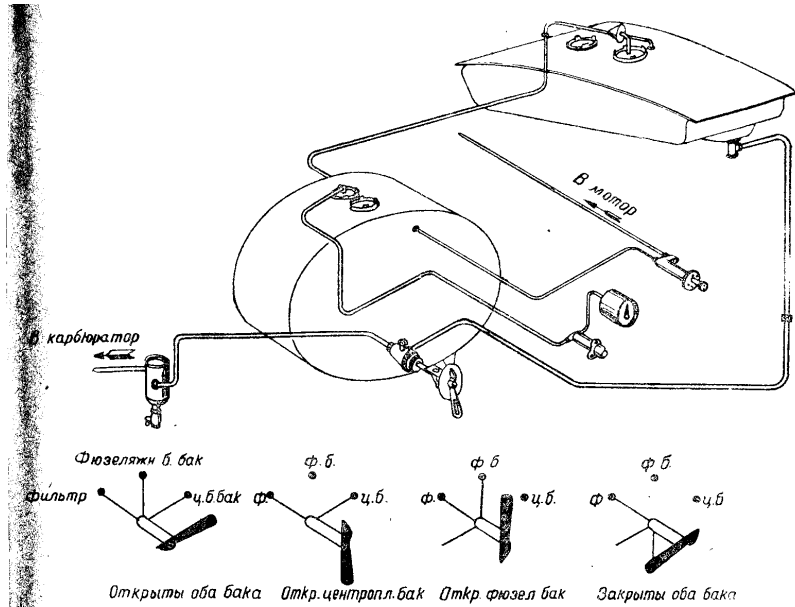
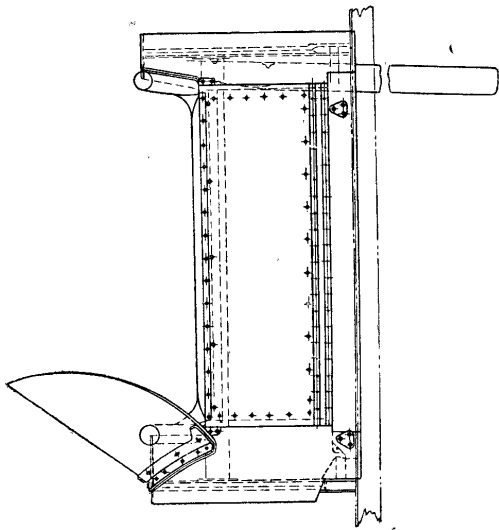


Рис. 143. Бензосистема самолета АП-СП.

ней части фюзеляжа, а другой — в центроплане. Бензосистема самолета АП-СП показана на рис. 143.

В отличие от самолета По-2 на всех трех типах самолетов По-2А снято второе управление самолетом и мотором, приборная доска и сиденье второго пилота. Самолеты По-2А заводского выпуска с 1949 г. оборудованы воздушным запуском мотора (рис. 144).

### 3. Самолет По-2Л (лимузин)

На линиях гражданского воздушного флота эксплуатируются два типа самолетов По-2Л: самолеты По-2Л заводского выпуска 1948 г. и переоборудованные в авиационных ремонтных базах ГВФ из учебных самолетов По-2 (рис. 145 и 146).

Самолеты По-2Л (лимузин) эксплуатируются на местных линиях ГВФ в пассажирском, санитарном и грузовом вариантах.

Самолеты По-2Л построены на базе учебных самолетов По-2. Основные конструктивные отличия самолетов По-2Л заводского выпуска 1948 г. по сравнению с самолетом По-2 следующие:

1. На месте второй кабины и половины первого отсека задней части фюзеляжа оборудована закрытая кабина для размещения двух пассажиров или врача и больного на стандартных носилках.

2. Для обеспечения диапазона эксплуатационных центровок са-

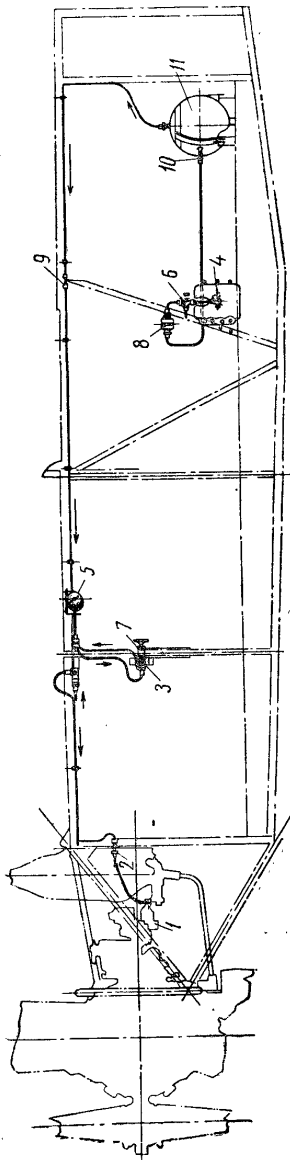


Рис. 144. Принципиальная схема воздушного запуска мотора.

1—золотник на моторе; 2—штуцер; 3—пусковая кнопка; 4—зарядный штуцер; 5—манометр; 6—редукционный клапан; 7—перекрывающий кран; 8—прямоточный фильтр; 9—проходной штуцер; 10—обратный клапан; 11—бортовой баллон.

молета при полной нагрузке пассажирской кабины изменен вынос верхнего крыла с 800 на 600 мм.

3. Кабина пилота для улучшения его работы оборудована закрытым сдвижным фонарем.

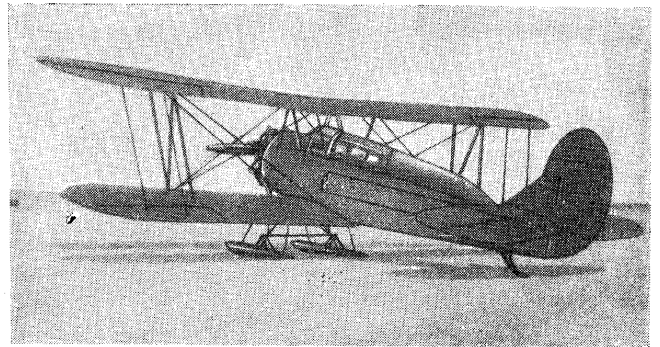


Рис. 145. Самолет По-2Л выпуска АРБ ГВФ 3/4 сзади.

4. Установлен дополнительный бензобак в задней части фюзеляжа.

На самолетах По-2Л пассажирская кабина более комфортабельна, чем на других модификациях. Опалубка кабины отделана под орех, боковины обшиты драпом. Установлены мягкие сиденья с подлокотниками. Кабина имеет вентиляцию и плафон, в

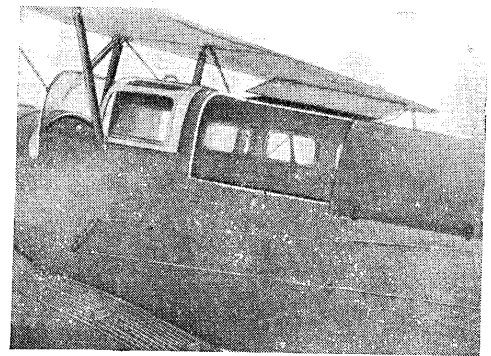


Рис. 146. Кабины пилота и пассажиров самолета По-2Л.

табельна, чем на других модификациях. Опалубка кабины отделана под орех, боковины обшиты драпом. Установлены мягкие сиденья с подлокотниками. Кабина имеет вентиляцию и плафон, в

ней установлен откидной столик. На окнах кабины занавески. Все ручки и металлические детали никелированы. Верхняя часть кабины с левой стороны имеет три откидные створки для входа пассажиров и погрузки больного на стандартных носилках. Для связи пилота с пассажирами на перегородке, отделяющей кабину пилота от пассажирской, имеются два окна с выдвижными стеклами. За пассажирской кабиной оборудован багажник для вещей пассажиров.

Управление рулем высоты, рулем поворота и триммером, в отличие от самолета По-2, проходит внутри фюзеляжа.

Основные конструктивные отличия самолетов По-2Л, переоборудованных в авиационных ремонтных базах ГВФ, по сравнению с учебным самолетом По-2 следующие:

1. На месте второй кабины и полного первого отсека задней части фюзеляжа оборудована закрытая кабина для размещения двух пассажиров или врача и больного на стандартных носилках.

2. Для обеспечения диапазона эксплуатационных центровок самолета с полной загрузкой пассажирской кабины изменен вынос верхнего крыла с 800 на 600 мм.

3. Кабина пилота для улучшения работы оборудована закрытым сдвижным фонарем.

На этих самолетах пассажирская кабина менее комфортабельна. Боковины кабины обиты окрашенной фанерой, установлены откидные дерматиновые сиденья без подлокотников. Кабина имеет вентиляцию и плафон освещения. Передняя часть фонаря пассажирской кабины сделана неподвижной. На ней установлены направляющие полозья для сдвига назад пилотского фонаря. За неподвижной частью фонаря пассажирской кабины с левой стороны имеются две откидные створки, которые служат для входа пассажиров в кабину и погрузки больного на стандартных носилках.

При использовании самолета в санитарном варианте существенным недостатком фонаря является передняя неподвижная часть, из-за которой вход врача в кабину возможен до внесения больного на стандартных носилках. Выход же возможен только после выгрузки носилок с больным. Связь пилота с пассажирами осуществляется так же, как и на самолете По-2Л.

Фонарь самолета По-2Л (см. рис. 146) состоит из двух частей: фонаря пилота и фонаря пассажирской кабины. Каркас фонаря пилота состоит из стальных труб и приклепанных к ним дуралюминовых лент. Снаружи каркас обшит плексигласом. Внизу по бокам фонаря смонтированы ролики, которые входят в направляющие профили. Профили фонаря пилота крепятся по бортам фюзеляжа.

При сдвинутом назад фонаре вход в кабину пилота возможен с обеих сторон фюзеляжа. С левой стороны фонаря установлено сдвигающееся назад стекло—форточка. Сдвижное стекло служит для улучшения обзора пилоту при заходе на посадку и выполнении посадки, а также предназначено для протирания переднего козырька при снегопаде и обледенении в полете.

## КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Какие модифицированные самолеты По-2 находятся на эксплуатации в ГВФ и их назначение.
2. Какие варианты применения имеет самолет По-2С.
3. Расскажите о конструкции санитарной и пассажирской кабин самолета По-2С.
4. Приведите конструктивные отличия самолета По-2С от самолета По-2.
5. Расскажите конструктивные и эксплуатационные особенности бензосистемы самолета По-2С.
6. Какие варианты применения имеет самолет По-2А.
7. Какая аппаратура устанавливается на самолет По-2А для сельскохозяйственного применения.
8. Приведите подробный перечень конструктивных отличий самолета По-2А от самолета По-2.
9. Какие варианты применения имеет самолет По-2Л.
10. Приведите конструктивные отличия самолета По-2Л от самолета По-2.
11. Расскажите об особенностях конструкции пассажирской и пилотской кабин.

## ЧАСТЬ ВТОРАЯ ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

### ГЛАВА X

#### ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА К ПОЛЕТУ

Тщательная подготовка самолета к полету чрезвычайно важна для обеспечения безопасности полетов. Для того чтобы полет был выполнен наиболее эффективно, пилот перед каждым вылетом должен:

- составить план полета с учетом особенностей полученного задания, метеословий и характера местности, над которой предстоит лететь;
- рассчитать загрузку самолета, количество горючего, смазочного и определить положение центра тяжести самолета;
- определить потребную длину разбега и взлетную дистанцию;
- произвести внешний осмотр самолета;
- опробовать работу мотора.

#### 1. Заправка самолета бензином и маслом

Заправка самолета бензином и маслом производится на линейке, на месте якорной стоянки или у раздаточных бензоколонок. Во время заправки горючим самолет и бензозаправщик или ручной насос должны быть заземлены. Заземление нужно для того, чтобы не допустить скапливания статического электричества, которое может вызвать пожар на самолете. Кроме того, на стоянках между самолетами должны быть огнегасители и ящики с песком и лопатами.

Самолет надо заправлять горючим соответствующей марки. Для моторов М-11Д и М-11К в качестве горючего употребляются бакинский бензин Б-70 и крекинг-бензин КБ-70.

Для смазки мотора М-11Д и М-11К употребляются:

- летом — масло МК-22<sup>1)</sup>, МС-20, МС-24;
- зимой — масло МС-14.

<sup>1)</sup> Масло МК-22 соответствует ранее выпускаемому маслу МК, масло МС-20 — маслу МС.

Применять летом масло МС-14, а зимой МС-24 строго воспрещается, так как эти сорта масел по вязкости не обеспечивают достаточной смазки трущихся деталей мотора.

Если нет чистого масла указанных выше марок, разрешается эксплуатация мотора на регенерированном<sup>1)</sup> масле в смеси со свежим. Добавлять регенерированного масла к свежему разрешается не более 50%.

Перед заправкой необходимо проверить по паспортам соответствие бензина и масла требуемым маркам. В паспорте указывается сорт горючего или смазочного, удельный вес, а для горючего — октановое число. Горючее Б-70 или КБ-70 должно иметь октановое число не менее 59. Заправка горючим должна производиться через чистые воронки с замшей (заправка без замши не разрешается).

Для заправки переднего фюзеляжного бака необходимо открыть лючок на капоте передней части фюзеляжа, отвернуть крышку заливной горловины, вставить воронку с замшей, после чего приступить к заливке горючего с помощью пистолета от бензозаправщика или с помощью шланга от ручного насоса. После заправки необходимо закрыть крышку заливной горловины, убедившись в том, что дренажное отверстие в крышке не засорено, закрыть крышку лючка на капоте и законтрить ее булавкой.

Центропланый бак заправлять горючим через заливную горловину, расположенную сверху центроплана. Задний фюзеляжный бак на самолете По-2С заправлять горючим через заливную горловину, расположенную с правой стороны в хвостовой части фюзеляжа.

После полной заправки необходимо слить конденсат из баков. Конденсат следует сливать спустя 10 мин. после заправки. Сливной кран переднего фюзеляжного бака находится внизу нижнего капота мотора. Сливной кран заднего бака выведен под нижнюю обшивку фюзеляжа.

#### 2. Загрузка и данные центровок самолетов типа По-2

##### Значение центровки

Самолет, имеющий центровку, выходящую за установленные в эксплуатации пределы, воспрещается выпускать в полет. Самолет, имеющий недопустимую переднюю центровку, во время взлета или посадки может перевернуться «на спину» (произоидет «капот»). Самолет, имеющий недопустимую заднюю центровку, будет в полете неустойчивым и плохо управляемым, что может привести к аварии.

Для того чтобы полеты были безопасны для каждого типа самолета, в зависимости от запасов устойчивости и углов капотажа, устанавливаются предельные значения центровок. Для самолета

<sup>1)</sup> Регенерация — процесс очистки отработанного моторного масла с помощью регенератора, в котором масло очищается при помощи специального фильтра.



По-2 предельно-передняя центровка установлена в 28% САХ, предельно-задняя — 41% САХ.

Центр тяжести самолета определяют практическим способом при помощи взвешивания. Взвешивание производится на двух или трех весах.

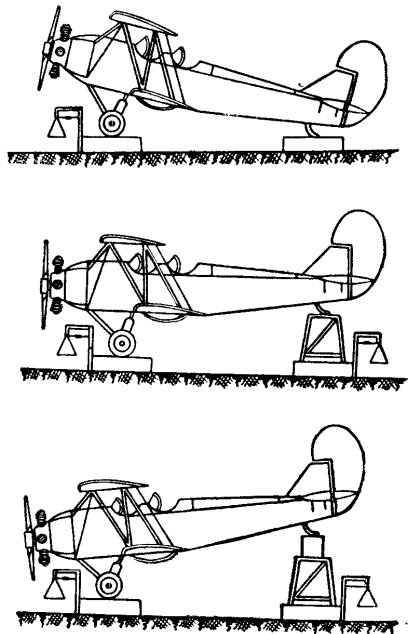


Рис. 147. Схема взвешивания самолета в трех положениях.

При взвешивании на трех весах двое весов должны быть под колесами, а третий — под хвостовой опорой. При взвешивании на двух весах необходимо, чтобы весы с большой грузоподъемностью находились под колесами шасси, а с меньшей грузоподъемностью — под хвостовой опорой.

Для определения положения центра тяжести самолета (пустого или загруженного) необходимо произвести взвешивание в трех положениях (рис. 147):

- а) в положении на трех точках (близкое к положению самолета на стоянке);
- б) в положении, близком к линии полета, и
- в) в положении, близком к невесовому хвосту (преимущественно для легкомоторных самолетов).

В процессе взвешивания измеряется положение хорды крыла

самолета относительно оси колес при помощи нивелира или угломера. Кроме того, измеряются другие величины (длина хорды, расстояние между колесами и хвостовой опорой и т. д.) при помощи отвесов и рулетки. Ниже приводится примерная схема обмера и протокол взвешивания самолета По-2 (рис. 148).

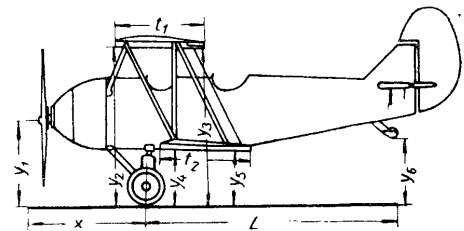


Рис. 148. Схема обмера самолета По-2.

Обмеры самолета, мм

Положение самолета	$y_1$	$y_2$	$y_3$	$y_4$	$y_5$	$y_6$	$L$	$t_1$	$t_2$	$x$
При стоянке на земле . . . . .	—	—	—	—	—	—	5000			
В линии полета . . . . .	—	—	—	—	—	—	4950			
При невесовом хвосте . . . . .	—	—	—	—	—	—	4890			

Взвешивание самолета, кг

Положение самолета	Вес колес, кг		Вес костыля, кг	Итого
	правого	левого		
Пустой в линии стоянки на земле . . . . .	340	340	70	750
Пустой в линии полета . . . . .	367	369	14	750
Груженный в линии стоянки на земле . . . . .	450	453	97	1000
Груженный в линии полета . . . . .	486	489	25	1000

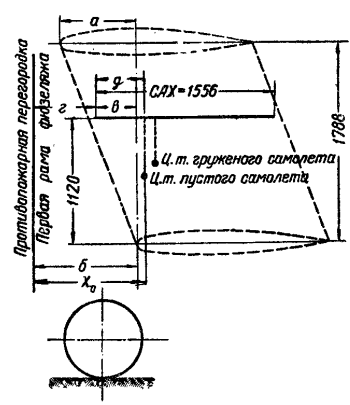
Положение центра тяжести самолета по горизонтали (длине) и по вертикали (высоте) принято ориентировать относительно средней аэродинамической хорды крыла САХ (рис. 149). Центровку самолета выражают процентами от средней аэродинамической хорды (иногда корневой хорды).

Наиболее важной величиной, показывающей положение центра тяжести, является расстояние по горизонтали  $x$ . Поэтому центровкой самолета обычно называют расстояние по горизонтали, выраженное в процентах длины хорды:

$$\frac{x}{B} = 0,37; \quad x_{ц. т.} = 0,37 \cdot 100\% = 37\% \text{ САХ.}$$

Рис. 149. Положение средней аэродинамической хорды САХ самолета По-2.

$a$ —вынос передней кромки верхнего крыла вперед по отношению к передней кромке нижнего крыла (800 мм);  $b$ —расстояние от передней кромки нижнего крыла до противопожарной перегородки фюзеляжа (945 мм);  $\theta$ —вынос САХ самолета вперед по отношению к передней кромке нижнего крыла (455 мм);  $z$ —расстояние от передней кромки САХ самолета до противопожарной перегородки фюзеляжа (490 мм);  $x$ —расстояние по горизонтали от начала координат до центра тяжести самолета.



Положение ц. т., характеризуемое расстояниями по горизонтали  $x$  и вертикали  $y$ , выраженными в процентах длины хорды, называется центровкой самолета.

**Аналитический расчет центровок**

Для определения положения центра тяжести самолета расчетным путем необходимо знать:

- а) вес отдельных частей самолета и его оборудования;
  - б) расположение отдельных частей и оборудования самолета;
  - в) величину и расположение средней аэродинамической хорды.
- Местоположение указанных грузов принято отмечать на боковом виде самолета (рис. 150). Сначала наносят оси  $x$  и  $y$  (за на-

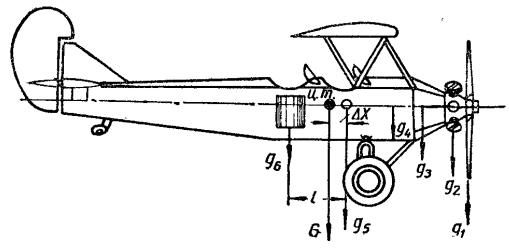


Рис. 150. Расположение грузов на самолете По-2 (боковой вид).

чало координат обычно выбирают какую-нибудь характерную точку, например: носок фюзеляжа, носок крыла, противопожарную перегородку и т. д.). Затем измеряют расстояние от начала координат (плечи)  $x$  и  $y$  всех находящихся на самолете частей и грузов и записывают результаты. Затем определяют суммарные моменты сил тяжести, т. е.  $Gx$  и  $Gy$  (табл. 8).

Таблица 8

№ п/п.	Наименование частей и грузов	Вес, кг	$x$ , м	$y$ , м	$Gx$ , кгм	$Gy$ , кгм
1	Винт	$g_1$	$x_1$	—	$g_1 x_1$	—
2	Мотор	$g_2$	$x_2$	—	$g_2 x_2$	—
3	Маслобак	$g_3$	$x_3$	$y_3$	$g_3 x_3$	$g_3 y_3$
4	Бензобак	$g_4$	$x_4$	$y_4$	$g_4 x_4$	$g_4 y_4$
		$\Sigma G$			$\Sigma Gx$	$\Sigma Gy$

Затем определяем координаты центра тяжести:

$$x_0 = \frac{\Sigma G \cdot x}{\Sigma G}; y_0 = \frac{\Sigma G \cdot y}{\Sigma G},$$

где  $x_0$  — расстояние по горизонтали от начала координат до ц. т. пустого самолета;

$y_0$  — расстояние по вертикали от оси  $x$  до ц. т. пустого самолета.

Зная расположение САХ на самолете, определяем расстояние по горизонтали от ц. т. до передней кромки САХ. Это расстояние (плечо) будет равно:

$$= x_0 - z,$$

где  $\delta$  — расстояние от передней кромки САХ до центра тяжести самолета;

$z$  — расстояние от передней кромки САХ до противопожарной перегородки.

Зная плечо  $\delta$  от передней кромки САХ до центра тяжести самолета, определяем центровку в % от САХ:

$$\Delta x = \frac{\delta}{САХ} 100\%,$$

где  $\Delta x$  — расстояние от передней кромки САХ до центра тяжести самолета в % САХ;

САХ — величина средней аэродинамической хорды в м.

**Пример.** Требуется определить положение ц. т. самолета По-2 в учебном варианте.

Исходные данные: вес пустого самолета  $G_0 = 750$  кг, положение центра тяжести пустого самолета от противопожарной перегородки по горизонтали  $x_0 = 0,980$  м.

Составим таблицу:

№ п/п.	Наименование загрузки	Вес, кг	Плечи ц. т. грузов, м*	Момент, кгм
1	Пустой самолет . . . . .	750	0,980	735,0
2	Смазочное . . . . .	10	-0,1	-1,0
3	Горючее в бензобаке . . . . .	130	0,350	45,5
4	Инструктор . . . . .	80	1,190	95,2
5	Курсант . . . . .	80	1,895	151,6
		$\Sigma G=1050$		$\Sigma Gx=1026,3$

\* Плечи взяты от противопожарной перегородки фюзеляжа

Определим расстояние по горизонтали от противопожарной перегородки до ц. т. загруженного самолета:

$$x_{\text{груз}} = \frac{\Sigma G \cdot x}{\Sigma G} = \frac{1026,3}{1050} = 0,977 \text{ м.}$$

Определим расстояние от ц. т. загруженного самолета до передней кромки САХ, для чего из полученного расстояния  $x_{\text{груз}}$  вычтем расстояние  $z$  от передней кромки САХ до противопожарной перегородки.

$$d = x_{\text{груз}} - z = 0,977 - 0,490 = 0,487 \text{ м.}$$

Определим положение ц. т. загруженного самолета в процентах относительно САХ, для чего полученное расстояние  $d$  разделим на длину САХ:

$$\text{ц. т. } \%_0 = \frac{d}{\text{САХ}} \cdot 100\% = \frac{0,487}{1,556} = 31,3\%.$$

**Графический способ расчета центровок**

Аналитический метод определения положения центра тяжести самолета очень трудоемкий, поэтому на практике обычно применяют графики-номограммы. Номограмма служит для определения положения центра тяжести самолета графическим способом. Номограмма дает возможность решать любые задачи по определению положения ц. т. при любых возможных полетных весах и любых положениях грузов. Она дает также возможность простого решения задачи размещения потребных грузов для получения нужной центровки.

Номограмма (рис. 151) представляет собой два графика, соединенных в один общий. Первый график выполнен в виде лучей, выходящих из начала координат. Он показывает зависимость между смещением центра тяжести самолета в мм, или индексы загрузки от величины загрузки в кг. По вертикальной оси в масштабе отложены индексы загрузки в мм (внутренний масштаб), по горизонтальной оси — вес загрузки в кг (внутренний масштаб). Второй график выполнен в виде наклонных линий с различными значениями центровок от предельно передней центровки до предельно задней с интервалами через 2%. Он показывает зависимость между суммарным индексом и полетным весом, т. е. зная полетный вес и суммарный индекс, можно определить центровку самолета.

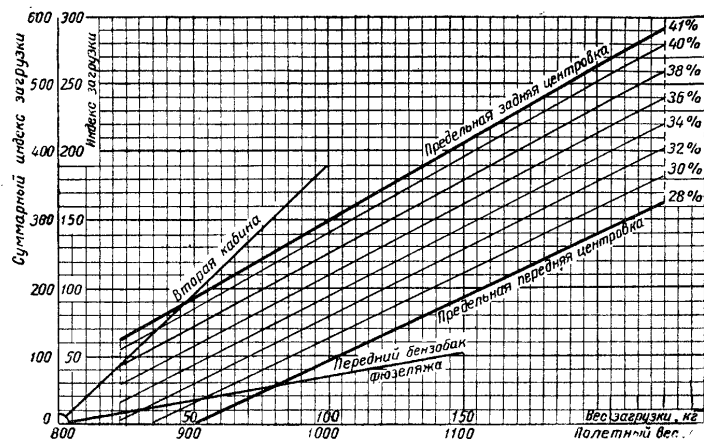


Рис. 151. Номограмма центровок самолета По-2. Неизменный вес (вес конструкции 750 кг + масло 15 кг + пилот 80 кг) принят равным 845 кг.

На этом графике по вертикальной оси отложены величины суммарных индексов в мм (наружный масштаб), а по горизонтальной оси — полетные веса в кг (наружный масштаб).

Номограммы для определения центровок различных модификаций самолетов По-2 приведены на рис. 152—156.

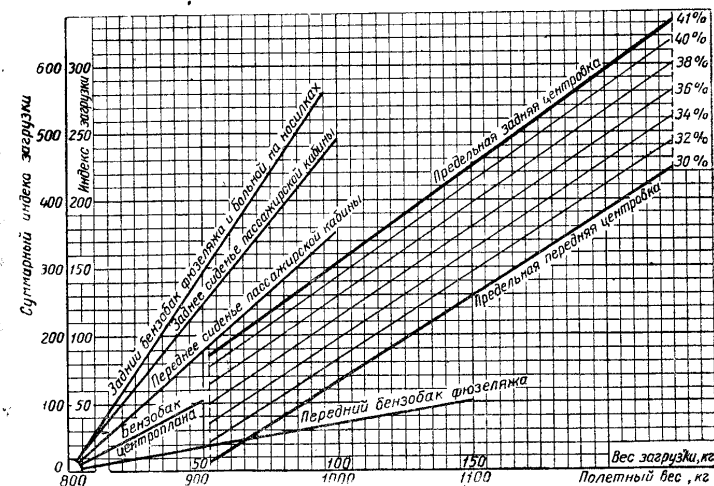


Рис. 152. Номограмма центровок самолета По-2С заводского выпуска. Неизменный вес самолета (вес конструкции 810 + масло 15 кг + пилот 80 кг) принят равным 905 кг.

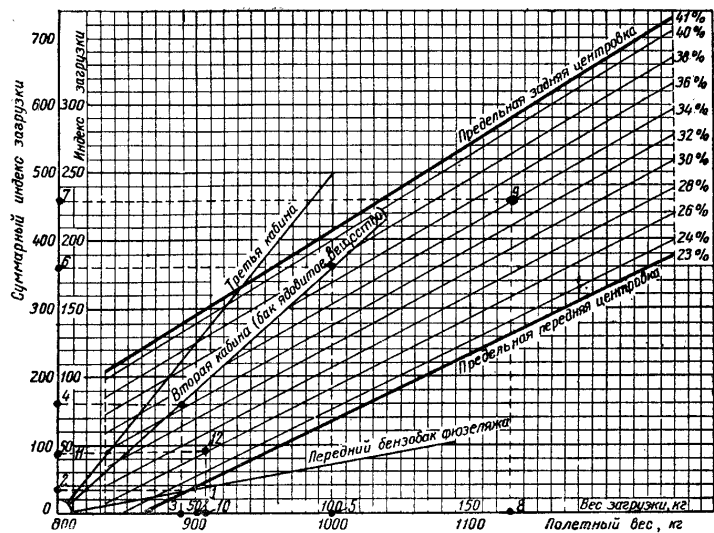


Рис. 153. Номограмма центровок самолета По-2А заводского выпуска с 1946 года и самолета По-2А, переоборудованного в ремонтных базах ГВФ с выносом верхнего крыла 600 мм. Неизменный вес самолета (вес конструкции 740 кг + масло 15 кг + пилот 80 кг) принят равным 835 кг.

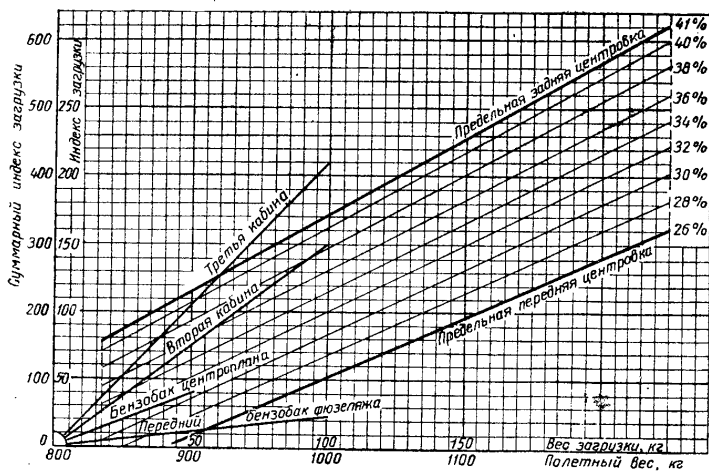


Рис. 154. Номограмма центровок самолета По-2А заводского выпуска до 1941 г. (АП-СП). Неизменный вес самолета (вес конструкции 740 кг + масло 12 кг + пилот 80 кг) принят равным 832 кг.

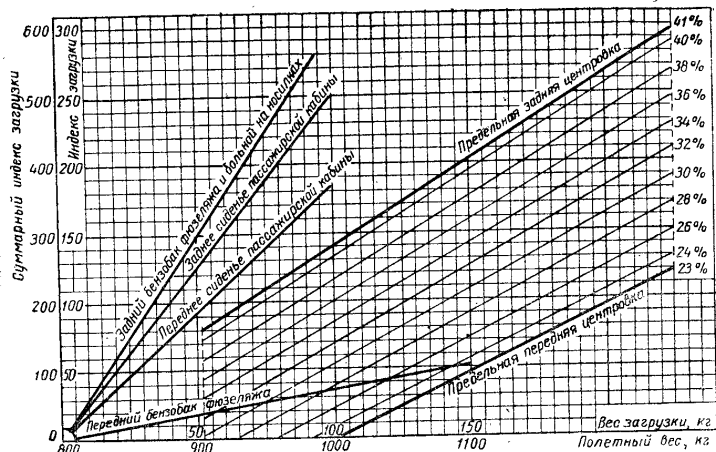


Рис. 155. Номограмма центровок самолета По-2Л заводского выпуска с 1948 г. Неизменный вес самолета (вес конструкции 810 кг + масло 15 кг + пилот 80 кг) принят равным 905 кг.

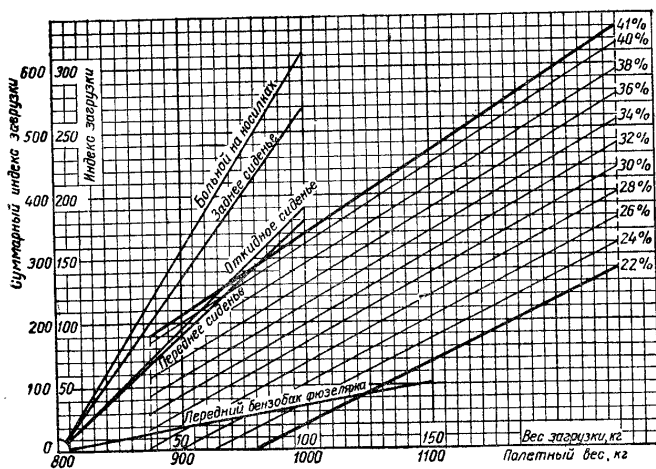


Рис. 156. Номограмма центровок самолета По-2Л, переоборудованного в ремонтных базах ГВФ с выносом верхнего крыла 600 мм. Неизменный вес самолета (вес конструкции 780 кг + масло 15 кг + пилот 80 кг) принят равным 875 кг.

### Порядок пользования номограммой

1. Определяем полетный вес самолета как сумму весов: пустого самолета, пилота, смазочного, горючего, пассажиров, багажа и т. п.

2. Определяем по номограмме величину смещения ц. т. самолета — индекс от данной загрузки на заданном плече. Это будет отрезок прямой по вертикали от горизонтальной оси из точки величины данной загрузки до пересечения с соответствующим лучом. Если величина загрузки окажется больше максимального значения индекса соответствующего луча, то в этом случае загрузку следует разделить на две, три или четыре отдельные загрузки.

3. Суммируем полученные отдельные смещения центра тяжести — индексы всех видов грузов самолета.

4. Откладываем полученный результат (суммарный индекс загрузки) по вертикальной оси и проводим прямую линию, параллельную горизонтальной оси.

5. Откладываем по горизонтальной оси полетный вес и из этой точки проводим вертикаль до пересечения с горизонтальной линией суммарного индекса. По точке пересечения двух линий определяем центровку самолета.

Пример. Определить положение центра тяжести самолета По-2А при вылете и после опорожнения бака с ядовитым веществом и выгорания горючего, если дана следующая загрузка:

- 1) Горючее в переднем фюзеляжном баке . . . . . 50 кг
- 2) Ядовитое вещество в баке 200 кг + 46 кг (вес бака) . . . 246 кг

1. Определяем полетный вес самолета:

$$835 + 50 + 246 = 1131 \text{ кг}$$

(835 кг есть неизменный вес, состоящий из веса пустого 740 кг, веса смазочного 15 кг и веса пилота 80 кг).

2. Определяем по номограмме (см. рис. 153) вертикальные отрезки величины индексов загрузки для горючего, бака и ядовитого вещества, имеем:

- 1) Горючее 50 кг (точка 1) . . . . . Индекс 17,5 (точка 2)
- 2) Вес бака 46 кг (точка 3) . . . . . 82 (точка 4)

- 3) Ядовитое вещество в баке разбиваем на два значения загрузки:  $2 \times 100$  кг (точка 5) . . . . .  $2 \times 180 = 360$  (точка 6)

Суммарный индекс загрузки . . . . . 459,5

3. Полученный результат 459,5 откладываем вверх (точка 7), из точки на горизонтальной оси номограммы, соответствующей ранее определенному полетному весу 1131 кг (нижний масштаб, точка 8). Точка пересечения (точка 9) соответствует центровке 34,0%. Это означает, что центр тяжести самолета с заданной загрузкой расположен на 34,0% по средней аэродинамической хорде.

4. Решаем, как изменится центровка при полном опорожнении бака с ядовитым веществом и выгорании горючего до 25 кг. Для этого узнаем, как изменится полетный вес:

$$1131 - 200 - 25 = 906 \text{ кг.}$$

Далее, из ранее полученной суммы индексов вычтем величины отрезка для ядовитого вещества 200 кг и для горючего 25 кг:

$$459,5 - 360 - 8,75 = 90,75.$$

Полученный результат 90,75 откладываем вверх (точка 11).

Из точки на оси номограммы, соответствующей полетному весу 906 кг (точка 10) восстанавливаем перпендикуляр до пересечения с горизонтальной линией, соответствующей значению индекса 90,75 (точка 12). Как видим, положение центра тяжести соответствует 26,1% САХ.

### 3. Допустимые предельные варианты загрузки

Все варианты разработаны для максимальной коммерческой загрузки самолета с предельно-допустимой задней центровкой 41% САХ. Исключение составляют перегоночные и тренировочные варианты. Как правило, всегда нужно стремиться грузы размещать в передних частях кабин для получения более передних центровок самолета.

Для предохранения самолетов от опрокидывания при эксплуатации их с недопустимыми передними центровками (перегонка самолета, самостоятельные полеты курсанта или тренировочные полеты) с полной заправкой фюзеляжного бензобака необходимо в задние кабины самолета класть груз-балласт. На самолетах По-2 и По-2А (без специальной аппаратуры) необходимо в задние кабины на сиденья класть груз 50 кг, а на самолет По-2С—60 кг в задней части санитарной кабины.

На самолетах По-2 и По-2А (без специальной аппаратуры) при наличии до 70 кг бензина в переднем фюзеляжном бензобаке или при размещении пилота во второй кабине (на самолете По-2) груз-балласт не нужен.

В летных подразделениях встречаются самолеты По-2С, По-2Л и По-2А, переоборудованные в авиационных ремонтных базах ГВФ, у которых расположение бензобаков и их емкости отличаются от указанных в вариантах загрузках.

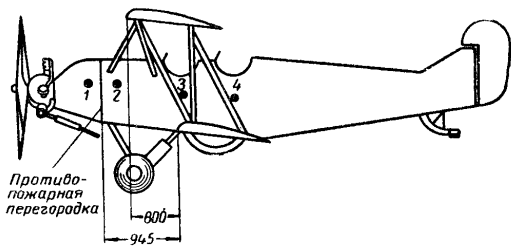
Все эти разновидности бензобаков введены в номограммы центровок.

Пользуясь номограммами, можно определить центровку самолета при любых заправленных бензобаках. Центровки самолета при этом изменяются только при вылете и будут оставаться неизменными при посадке с остатком горючего 25 кг.

Центровки для различных вариантов загрузок даны в табл. 9—15.

Таблица 9

Самолет По-2



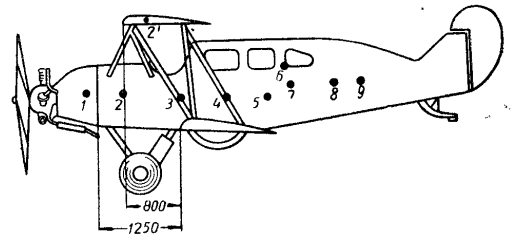
Назначение: учебный, пассажирский.

Позиция на эскизе	Наименование нагрузки	Варианты загрузок		
		учебный	пассажирский	перегоночный
1, 3	Неизменный вес самолета <sup>1)</sup> , кг	845	845	845
2	Горючее в переднем фюзеляжном баке, кг	75	145	145
4	Курсант, пассажир или груз, кг	80	100	50
	Полетный вес самолета при вылете, кг	1000	1090	1040
	Положение ц. т. самолета при вылете, в % САХ	33,4	31,7	28,9
	Положение ц. т. самолета при посадке с остатком горючего в баке 25 кг, в % САХ	35,8	36,9	33,8

<sup>1)</sup> Неизменный вес самолета состоит из веса пустого самолета 750 кг, веса смазочного 15 кг и веса пилота (инструктора) 80 кг; всего 845 кг.

Таблица 10

Самолет По-2С выпуска заводов МАП



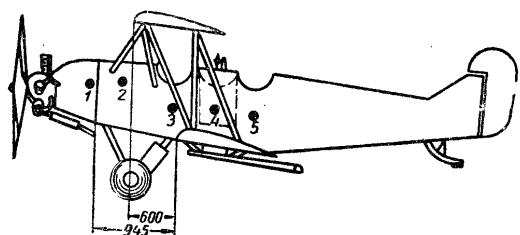
Назначение: санитарный, пассажирский, грузовой.

Позиция на эскизе	Наименование нагрузки	Варианты загрузок						
		санитарный	пассажирский	грузовой	перегоночный	перегоночный	перегоночный	перегоночный
1, 3	Неизменный вес самолета <sup>1)</sup> , кг	905	905	905	905	905	905	905
2	Горючее в переднем фюзеляжном баке, кг	95	95	95	85	95	145	145
2	Горючее в центропланном баке, кг	50	50	50	—	50	—	—
4	Пассажир, багаж или груз на месте переднего сиденья, кг	80	80	80	130	—	—	—
5	Пассажир, багаж или груз на заднем сиденье, кг	—	30	80	130	—	—	—
6	Больной на носилках или багаж в передней части заднего багажника, кг	90	90	40	—	—	—	—
7	Горючее в заднем фюзеляжном баке, кг	30	—	—	—	55	—	55
8	Груз — балласт в задней части санитарной кабины (палубы)	—	—	—	—	15	60	20
9	Аккумулятор	—	—	—	—	—	—	16
	Полетный вес самолета при вылете, кг	1250	1250	1250	1250	1120	1110	1125
	Положение ц. т. при вылете, % САХ	37,2	36,1	35,0	36,9	30,5	30,3	30,2
	Положение ц. т. при посадке с остатком горючего в переднем фюзеляжном баке 25 кг, % САХ	39,4	41,0	39,5	40,1	36,3	37,6	36,8

<sup>1)</sup> Неизменный вес состоит из веса пустого самолета 810 кг, веса смазочного 15 кг, веса пилота 80 кг; всего 905 кг.

Таблица 11

Самолет По-2А заводского выпуска с 1946 г. и самолет По-2А, переоборудованный в ремонтных базах ГВФ с выносом верхнего крыла 600 мм



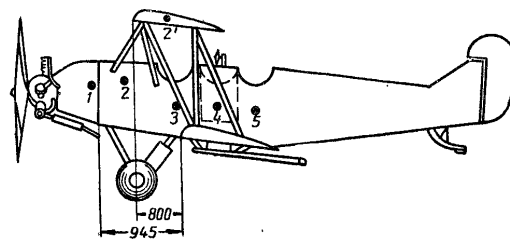
Назначение: сельскохозяйственный, пассажирский, грузовой.

Позиция на эскизе	Наименование нагрузки	Варианты загрузки				
		сельскохозяйственный	пассажирский	грузовой	перегоночный на сельскохозяйственные работы	перегоночный
1, 3	Неизменный вес самолета <sup>1)</sup> , кг . . .	835	835	835	835	835
2	Горючее в переднем фюзеляжном баке, кг . . . . .	34	145	145	145	145
4	Бак и специальная аппаратура во второй кабине, кг . . . . .	46	—	—	46	—
4	Яд в баке, пассажир и багаж или груз во второй кабине, кг . . . . .	235	80+20	150	—	—
5	Пассажир (авиатехник) и багаж или груз в третьей кабине, кг . . . . .	—	80+20	120	160	50
	Полетный вес самолета при вылете, кг . . . . .	1150	1180	1250	1186	1030
	Положение ц. т. при вылете, % САХ . . . . .	36,0	32,1	35,2	34,8	23,7
	Положение ц. т. при посадке с остатком горючего в переднем фюзеляжном баке 25 кг, % САХ . . . . .	36,5	37,8	41,0	40,8	29,0
	Положение ц. т. самолета при посадке в сельскохозяйственном варианте после выпуска яда из бака, % САХ . . . . .	26,1	—	—	—	—

<sup>1)</sup> Неизменный вес состоит из веса пустого самолета 740 кг, веса смазочного 15 кг и веса пилота 80 кг; всего 835 кг

Таблица 12

Самолет По-2А (АП-СП) заводского выпуска до 1941 г.



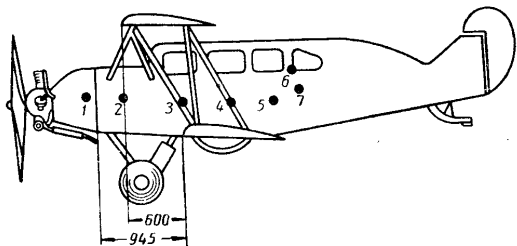
Назначение: сельскохозяйственный, пассажирский, грузовой.

Позиция на эскизе	Наименование нагрузки	Варианты загрузки				
		при перегонке на сельскохозяйственные работы	сельскохозяйственный	пассажирский	грузовой	перегоночный
1, 3	Неизменный вес самолета <sup>1)</sup> , кг . . .	832	832	832	832	832
2	Горючее в переднем фюзеляжном баке, кг . . . . .	50	37	50	50	50
2'	Горючее в центропланном бензобаке, кг . . . . .	50	—	50	50	50
4	Бак и специальная аппаратура во второй кабине, кг . . . . .	46	46	—	—	—
4	Коммерческая загрузка, кг: вторая кабина — ядовитое вещество в баке, или пассажир и багаж, или груз . . . . .	—	235	80+20	150	—
5	Третья кабина — пассажир (авиатехник) и багаж или груз . . . . .	160	—	80+20	120	—
	Полетный вес самолета при вылете, кг . . . . .	1138	1150	1132	1202	932
	Центровка самолета при вылете, % САХ . . . . .	38,5	36,8	36,5	38,7	26,0
	Центровка самолета при посадке с остатком горючего в баке 25 кг, % САХ . . . . .	41,0	37,1	38,5	41,0	28,0
	Центровка самолета сельскохозяйственного варианта при посадке после выпуска ядовитого вещества, в % САХ . . . . .	—	29,9	—	—	—

<sup>1)</sup> Неизменный вес состоит из веса пустого самолета 740 кг, веса масла 12 кг и веса пилота 80 кг; всего 832 кг.

Таблица 13

Самолет По-2Л заводского выпуска 1948 г



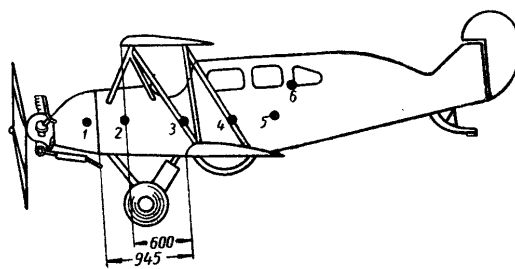
Назначение: пассажирский, грузовой, санитарный.

Позиция на эскизе	Наименование нагрузки	Варианты загрузок				
		пассажирский	грузовой	санитарный	переголочный	
1, 3	Неизменный вес самолета <sup>1)</sup> , кг . . .	905	905	905	905	905
2	Горючее в переднем фюзеляжном баке, кг . . . . .	145	145	145	145	145
4	Пассажир и багаж или груз на переднем сиденье, кг . . . . .	80+20	100	80	80	—
5	Пассажир и багаж или груз на заднем сиденье, кг . . . . .	80+20	100	—	30	—
6	Больной на носилках, кг . . . . .	—	—	90	90	—
7	Горючее в заднем фюзеляжном баке, кг . . . . .	—	—	30	—	50
Полетный вес самолета при вылете, кг . . . . .		1250	1250	1250	1250	1100
Положение ц. т. при вылете, % САХ . . . . .		35,6	35,6	38,9	35,9	28,9
Положение ц. т. при посадке с остатком горючего в переднем фюзеляжном баке 25 кг, % САХ . . . . .		41,0	41,0	41,0	41,0	28,3

<sup>1)</sup> Неизменный вес состоит из веса пустого самолета 810 кг, веса смазочного 15 кг, веса пилота 80 кг; всего 905 кг.

Таблица 14

Самолет По-2Л, переоборудованный в ремонтных базах ГВФ с выносом верхнего крыла 600 мм



Назначение: пассажирский, грузовой, санитарный.

Позиция на эскизе	Наименование нагрузки	Варианты загрузок			
		пассажирский	грузовой	санитарный	переголочный
1, 3	Неизменный вес самолета <sup>1)</sup> , кг . . .	875	875	875	875
2	Горючее в переднем фюзеляжном баке, кг . . . . .	145	135	145	145
4	Пассажир, багаж или груз на переднем сиденье, кг . . . . .	80+20	80	80	—
5	Пассажир, багаж или груз на заднем сиденье, кг . . . . .	80+20	80	10	—
	Багаж или груз между сиденьями, кг . . . . .	—	80	—	—
6	Больной на носилках, кг . . . . .	—	—	90	—
Полетный вес самолета при вылете, кг . . . . .		1220	1250	1200	1020
Положение ц. т. при вылете, % САХ . . . . .		35,0	36,0	36,0	22
Положение ц. т. самолета при посадке с остатком горючего в переднем фюзеляжном баке 25 кг, % САХ . . . . .		40,6	41,0	41,0	26

<sup>1)</sup> Неизменный вес состоит из веса пустого самолета 780 кг, веса смазочного 15 кг и веса пилота 80 кг; всего 875 кг.



Таблица 15

Весовые и центровочные данные самолета По-2 и его модификаций

Наименование	По-2	По-2С	По-2А заводского выпуска с 1946 г. или переоборудованный с выносом 600 мм	По-2А (АЧ-СП) заводского выпуска до 1941 года	По-2Л заводского выпуска с 1948 г.	По-2Л переоборудованный с выносом 600 мм
Вес пустого самолета, кг . . . . .	750	810	740	740	810	780
Полная нагрузка, кг . . . . .	250	440	510	510	440	470
Полетный вес, кг . . . . .	1000	1250	1250	1250	1250	1250
Положение ц. т. пустого самолета, % САХ . . . . .	31,6	31,5	25,0	31,0	30,5	28,3
Предельно-допустимая передняя центровка, % САХ . . . . .	28,0	30,0	23,0	26,0	23,0	22,0
Предельно-допустимая задняя центровка, % САХ . . . . .	41,0	41,0	41,0	41,0	41,0	41,0

Примечание. При использовании самолетов По-2А в сельскохозяйственном варианте полетный вес следует считать равным 1150 кг.

4. Определение длины разбега самолета и дистанции взлета

Взлетные характеристики самолета — длина разбега и дистанция взлета — зависят от полетного веса, температуры наружного воздуха, давления воздуха, силы трения колес о землю, состояния покрова аэродрома, силы встречного ветра. Для облегчения расчета длины разбега и взлетной дистанции существуют два способа определения взлетных характеристик: с помощью специальных таблиц (табл. 16—18) или с помощью номограммы—графическим способом.

Определение взлетных характеристик с помощью таблиц

Таблица 16

Взлетные характеристики самолета По-2

Покров аэродрома	Высота	Бетонированный				Твердый дерновый				Мягкий			
		На уровне моря		1000 м		На уровне моря		1000 м		На уровне моря		1000 м	
Полетный вес, кг	Скорость ветра, м/сек	P	D	P	D	P	D	P	D	P	D	P	D
900	Штиль	130	450	180	595	135	455	185	665	150	485	215	640
	4	95	345	125	470	100	340	130	480	105	375	150	500
	8	55	255	80	340	60	245	90	345	60	275	95	370
1000	Штиль	170	550	230	755	180	560	255	770	205	585	285	810
	4	115	430	160	590	125	440	175	600	145	450	210	630
	8	70	315	100	440	80	325	115	445	95	330	130	465
1100	Штиль	220	680	300	975	235	700	330	1000	270	730	395	1080
	4	150	535	215	770	165	545	235	790	185	570	285	865
	8	90	400	150	370	105	400	155	595	120	425	190	655
1200	Штиль	285	870	395	1345	310	890	440	1385	355	945	655	1650
	4	200	680	285	1075	220	705	310	1120	255	705	485	1335
	8	130	510	190	815	145	520	210	865	170	485	325	1035

Примечание. P — длина разбега в м.  
D — взлетная дистанция в м до набора высоты 25 м.

Таблица 17

Увеличение длины разбега самолета По-2 до момента отрыва в зависимости от падения числа оборотов мотора при работе на земле «на месте»

Разбег, м	Разбег, м									
	80	100	200	300	400	500	600	700	800	900
$\Delta n_0$ , об/мин										
-20	5	5	10	20	25	40	55	6	80	100
-40	10	10	20	40	60	75	110	130	175	200
-60	15	15	35	60	95	120	170	200	265	295
-80	20	20	40	75	125	160	225	27	360	390
-90	25	25	45	90	145	175	255	310	400	440

Увеличение дистанции взлета самолета По-2 до препятствия высотой 25 м в зависимости от падения числа оборотов мотора при работе на земле «на месте»

Таблица 18

Дистанция, м	Таблица 18							
	200	400	600	800	1000	1200	1400	
$\Delta n_0$ , об/мин								
-20	10	35	50	80	150	215	310	
-40	20	60	105	170	300	450	640	
-60	35	90	160	260	455	685	970	
-80	45	115	200	340	605	920	1285	
-90	50	125	220	385	685	1040	—	

Пример пользования таблицами:

Заданы: температура наружного воздуха  $t = +30^\circ\text{C}$ ,  $p = 740$  мм рт. ст., скорость встречного ветра  $W = 4$  м/сек, аэродром с твердой дерновой поверхностью.

Определить взлетные характеристики самолета при полетном весе  $G = 1100$  кг и при фактически полученном числе оборотов «на месте»  $n = 1500$  об/мин.

«Высота» аэродрома по стандартной атмосфере равна  $H = 800$  м. По табл. 16 для твердой дерновой поверхности и  $G = 1100$  кг, при скорости ветра 4 м/сек длина разбега на нулевой высоте  $P = 165$  м, а для высоты, равной 1000 м,  $P = 235$  м. Таким образом, при изменении высоты от нуля до 1000 м длина разбега увеличивается на 70 м, или на каждые 100 м высоты разбег увеличивается на 7 м.

Прибавка к длине разбега на нулевой высоте составит  $7 \times 8 = 56$  м и разбег на высоте 800 м будет:

$$P = 165 + 56 \approx 220 \text{ м.}$$

По условиям при заданных температуре и давлении наружного воздуха мотор фактически дает «на месте»  $n_0 = 1500$  об/мин. Нормально работающий мотор М-11Д с винтом ВД-451 ( $H = 1,49$  м) должен давать:

для высоты  $H = 0$ ,  $n = 1575$  об/мин;

для высоты  $H = 1000$  м,  $n = 1555$  об/мин.

Следовательно, для высоты  $H = 800$  м,  $n = 1560$  об/мин, т. е. на 60 об/мин больше, чем это задано в примере. Это уменьшение числа оборотов против нормального вызовет удлинение разбега. Поэтому нужно внести поправку, лаядя это удлинение.

По табл. 17 в зависимости от падения числа оборотов  $\Delta n_0 = 60$  об/мин имеем:

для разбега  $P = 200$  м поправка 35 м;

для разбега  $P = 300$  м поправка 60 м.

Тогда для полученного ранее значения длины разбега  $P = 220$  м поправка будет составлять 40 м, т. е. длина разбега с поправкой будет:  $P = 220 + 40 = 260$  м. Точно таким же образом определяется и дистанция взлета  $D$ .

По табл. 16

для  $H = 0$  м,  $D = 545$  м;

для  $H = 1000$  м,  $D = 790$  м.

Разница в дистанции будет 245 м на 1000 м высоты, или 25 м на каждые 100 м высоты. Следовательно, для высоты  $H = 800$  м. Прибавка к дистанции на нулевой высоте выразится в 200 м. Тогда дистанция будет:

$$D = 545 + 200 = 745 \text{ м.}$$

Введем поправку на снижение числа оборотов  $\Delta n_0 = 60$  об/мин. По табл. 18 при  $\Delta n_0 = 60$  об/мин находим для  $D = 800$  м поправку 260 м. Эту поправку принимаем для дистанции 745 м (ввиду малого отличия от 800 м).

Дистанция с поправкой на увеличение будет:

$$D = 745 + 260 = 1005 \text{ м} \approx 1000 \text{ м.}$$

## Определение взлетных характеристик при помощи номограммы

### Описание номограммы

Номограмма (рис. 157) состоит из десяти графиков:

График 1 — для определения высоты аэродрома над уровнем моря по стандартной атмосфере (СА) в зависимости от фактической температуры и давления наружного воздуха.

График 2 — для определения изменения максимальных чисел оборотов мотора М-11Д с винтом ВД-451 на месте (при полном газе) в зависимости от превышения аэродрома.

График 3 — для определения дистанции взлета самолета в зависимости от превышения аэродрома и полетного веса самолета, при взлете с твердого дернового грунта в безветрие.

График 4 — для внесения поправок на фактическое отличие максимальных чисел оборотов на земле «на месте» от тех, которые должен развивать мотор при данном превышении аэродрома (указаны на графике 2).

График 5 — для внесения поправок на состояние покрова аэродрома, когда взлет производится не с твердого дернового грунта.

График 6 — учитывает сокращение взлетной дистанции от встречного ветра.

В нижней части графиков 3, 4, 5 и 6 помещены одинаковые масштабы, по которым производится окончательный отсчет длины взлетной дистанции  $S$  м до преодоления препятствия высотой 25 м, с учетом падения числа оборотов мотора (график 4), состояния поверхности аэродрома (график 5) и величины скорости встречного ветра (график 6).

Графики 7, 8, 9 и 10 полностью соответствуют графикам 3, 4, 5 и 6 и относятся не к полной взлетной дистанции самолета, а к длине разбега. В нижней части графиков 7, 8, 9 и 10 нанесены одинаковые масштабы, по которым проводится окончательный отсчет длины разбега самолета  $L$  м.

В зависимости от того, что представляет затруднение при взлете — наличие препятствий у границ аэродрома или ограниченные размеры взлетной полосы в направлении взлета, — следует пользоваться для контроля взлетных характеристик графиками 3, 4, 5 и 6 или 7, 8, 9 и 10.

### Примеры пользования номограммой

Пример 1. Определить, возможен ли взлет самолета с аэродрома, имеющего препятствие высотой 25 м на расстоянии 1150 м от места старта? Температура наружного воздуха  $+20^\circ\text{C}$ , давление 750 мм рт. ст., полетный вес 1150 кг. Поверхность аэродрома — мягкий дерновый грунт. Встречный ветер 2 м/сек. На полном газе «на месте» мотор развивает 1540 об/мин (решение примера показано на номограмме стрелками).

Решение. На графике 1 отыскиваем температуру наружного воздуха  $+20^\circ\text{C}$  (точка 1). От точки 1 проводим линию вертикально вверх до линии «Давление наружного воздуха 750 мм рт. ст.» (точка 2). Точка 2 соответствует превышению аэродрома над уровнем моря 330 м.

От точки 2 проводим горизонтальную линию вправо до пересечения с линией числа оборотов на графике 2 (точка 3). В точке 3 читаем, что на задан-



ке 5 вверх по вертикали до середины между линиями «Мягкий дерновый грунт» и «Твердый дерновый грунт» (точка 5'). От точки 5' проводим линию вверх параллельно наклонным линиям графика 5 до его окончания.

На графике 4 продолжаем линию вертикально вверх до пересечения с линией «Падение числа оборотов в минуту —45» (точка 6'). От точки 6' проводим линию вверх до окончания графика 4.

На графике 3 продолжаем линию вертикально вверх до высоты аэродрома над уровнем моря, равной 700 м (точка 7'). Полученная точка находится между линиями полетного веса 1100 и 1150 кг, ближе к линии, соответствующей полетному весу 1150 кг. Таким образом наибольший полетный вес, с которым при заданных условиях самолет может взлететь с данного аэродрома, равен 1140 кг.

Пример 4. Определить наибольший полетный вес самолета, с которым можно взлететь с аэродрома, имеющего длину взлетной полосы в направлении старта 250 м. Температура и давление наружного воздуха и число оборотов мотора на месте те же, что и в примере 3. Взлет производится в штиль с аэродрома, имеющего средней твердости дерновый грунт.

Решение. Находим на масштабе под графиком 10 длину разбега 250 м (точка 8'). Из найденной точки проводим линию вертикально вверх через весь график 10 (так как взлет при штиле) через график 9 до точки 9', так как взлет должен производиться с дернового грунта средней твердости. Вертикальную линию проводим до линии «Падение числа оборотов в минуту —45» на графике 8 (точка 10'). Из полученной точки пересечения проводим линию вверх по наклонной линии графика 8 (до окончания графика 8) и далее по вертикали продолжаем ее на графике 7 до высоты аэродрома над уровнем моря 700 м (точка 11'). Эта точка лежит близко около линии «Полетный вес самолета 1000 кг».

Таким образом наибольший полетный вес, при котором самолет может взлететь при заданных условиях старта, равен 1020 кг.

## 5. Осмотр самолета пилотом перед полетом

Рекомендуется внешний осмотр самолета проводить в следующем порядке:

1. Осмотреть винт, нет ли на нем трещин, вмятин и отставания оковки.

Проверить, законтрена ли гайка крепления винта.

2. Осмотреть мотор, проверить крепление свечей и проводников на них.

3. Осмотреть при открытых боковых капотах крепление агрегатов мотора, тяги управления мотором и бензо-маслопроводку, нет ли течи бензина, масла, ослаблений креплений, трещин и деформаций.

Проверить контровки и в первую очередь контровку бензо-маслокранов.

4. Проверить крепление капотов мотора и контровку крышек лючков.

5. Проверить количество горючего и смазочного. Опросить техника, слит ли отстой горючего.

6. Осмотреть передние подкосы, амортизационные стойки, ось, диагональные тросы шасси и колеса, нет ли наружных повреждений. По осадке пневматиков убедиться, что зарядка воздухом их нормальная. Зимой осмотреть снаружи лыжи и крепление амортизаторов.

7. Осмотреть верхние и нижние крылья, ленты-расчалки и стойки правой полукоробки. — нет ли наружных повреждений.

8. Осмотреть элероны и их узлы крепления, задние кромки крыльев — нет ли наружных повреждений полотна.

9. Осмотреть правый борт фюзеляжа и проводку управления рулями — нет ли наружных повреждений.

10. Осмотреть костыль и пятаку костыля (лыжу), нет ли трещин и деформации.

11. Осмотреть хвостовое оперение, навеску рулей, нет ли наружных повреждений полотна. Проверить контровку креплений рулей.

12. Осмотреть левый борт фюзеляжа и проводку управления рулями — нет ли наружных повреждений.

13. Осмотреть задние кромки, элероны и их узлы крепления, нет ли наружных повреждений полотна. Проверить контровку крепления элеронов.

14. Осмотреть верхние и нижние крылья, ленты-расчалки и стойки левой полукоробки — нет ли наружных повреждений.

Проверить, отвязан ли самолет от причалов.

15. Проверить, нет ли посторонних предметов в задней кабине, правильна ли загрузка (пассажиры, багаж, груз и почта) самолета.

Загрузка самолета должна быть такая, чтобы центровка самолета не выходила за предельно-допустимую заднюю — 41% САХ в полете и перед посадкой. Загрузку самолетов типа По-2 следует производить согласно вариантам центровок.

Убедиться, что груз, багаж или почта в кабинах закреплены и исключена возможность в полете заклинивания от смещения грузов управления самолетом.

При полетах без груза (перегонка самолета, тренировочный полет и т. п.) для сохранения противокapotажных свойств необходимо на самолетах По-2 и По-2А (без спецаппаратуры) класть груз в количестве 50 кг в задние кабины. На самолете По-2С груз должен быть: 80 кг на месте заднего сиденья или 60 кг в задней части санитарной кабины (палубы).

16. Осмотреть, нет ли посторонних предметов в первой кабине. Проверить козырек или фонарь.

17. Отрегулировать сиденье и педали по своему росту.

18. Проверить действие органов управления самолетом и мотором. Рукоятка управления триммера руля высоты должна находиться в нейтральном положении. Осмотреть, исправны ли приборы на приборной доске. Проверить, есть ли поправочные графики на приборы.

19. Установить стрелку высотомера на нуль, сверить и завести часы. Проверить напряжение аккумуляторной батареи и опробовать потребители электроэнергии.

Зимой проверить подогрев часов и приемника воздушных давлений. При ночных полетах проверить освещение приборной доски и подсвет компаса, фару и АНО.

## 6. Запуск, проба и остановка мотора

### Подготовка мотора к запуску

1. Перед запуском мотора необходимо убедиться, что около самолета находится заряженный огнетушитель или ящик с песком и под винтом нет посторонних предметов.

2. Проверить, есть ли тормозные колодки под колесами (лыжами) шасси.

3. Если мотор не запускался более суток, то перед запуском необходимо залить в картер 1—1,5 л свежего масла. Масло заливать в носок картера через суфлер при помощи воронки с мелкой сеткой.

4. При температуре наружного воздуха плюс 5°C мотор необходимо предварительно подогреть от аэродромных средств и залить в маслобак в конце подогрева масло, подогретое до 85—90°C, заполнив им бак на 75—80%. Мотор считается подогретым, когда винт будет свободно проворачиваться.

Не рекомендуется запускать мотор, если он после предварительного опробования остыл до того, что термометр выходящего масла показывает меньше плюс 10°C.

5. Открыть перекрывной бензокран и расконтрить плунжер заливного насоса.

6. Установить рычаг нормального газа в положение, соответствующее 500—700 об/мин.

7. Убрать рычаг высотного корректора полностью «на себя» в положение полного обогащения.

Если установлено механическое опережение зажигания, то поставить рычаг на позднее зажигание.

8. Зимой включить полностью подогрев поступающего в карбюратор воздуха.

9. Провертывать винт и запускать мотор рукой за прещается, так как это приводит к несчастным случаям. Провертывать и запускать винт разрешается с помощью «лапы» или амортизатором.

10. Проверить по положению лапки переключателя магнето, что зажигание мотора выключено, после чего можно приступить к запуску мотора.

### Запуск мотора «лапой»

(рис. 158).

При запуске мотора «лапой» необходимо соблюдать следующий порядок:

1. Сидящий из кабины подает команду: «Приготовься к запуску!».

2. Техник (моторист) берет приспособление — «лапу», становится у левой плоскости, отвечает: «Есть приготовиться к запуску!» и спрашивает сидящего в кабине: «Выключено?».

3. Сидящий в кабине отвечает: «Выключено!».

4. Техник (моторист), услышав это, громко подтверждает «Есть выключено!» и продолжает стоять на месте, ожидая следующей команды.

5. Сидящий в кабине, услышав ответ техника (моториста): «Есть выключено!», подает команду: «Провернуть винт к заливке!».

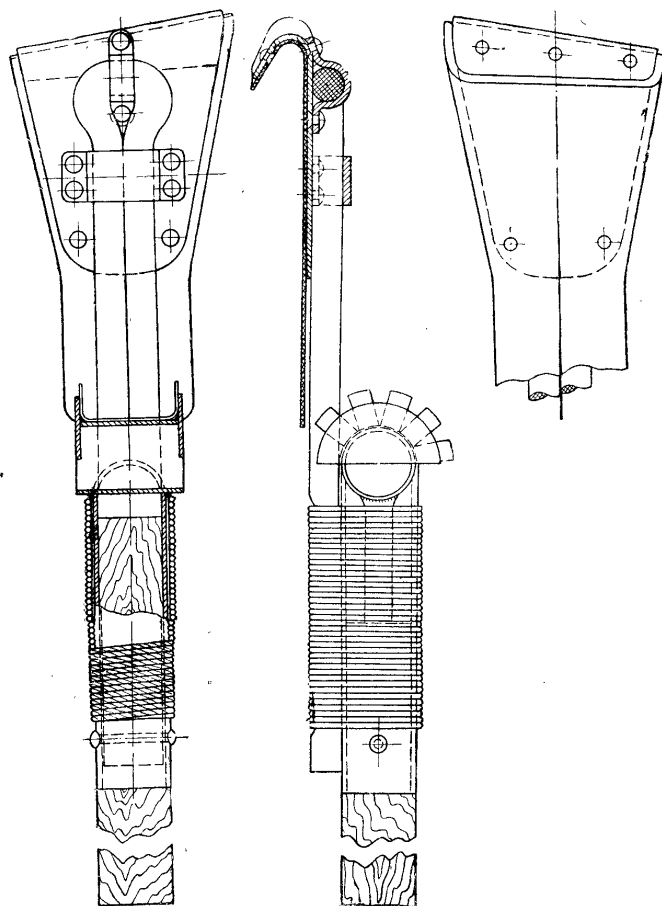


Рис. 158. «Лапа» для запуска мотора.

6. Техник (моторист) подтверждает: «Есть провернуть винт к заливке!», подходит к винту, останавливаясь на расстоянии одно-

го шага от плоскости вращения, накладывает «лапу» на лопасть винта и проворачивает винт на 3—4 оборота по часовой стрелке.

7. Сидящий в кабине в это время при помощи заливного насоса производит заливку мотора бензином, а затем подает команду: «К запуску!».

8. Техник (моторист) отвечает: «Есть к запуску!», с помощью «лапы» ставит винт в положение компрессии и подает команду: «Внимание!».

9. Сидящий в кабине отвечает: «Есть внимание!», правой рукой берется за рукоятку пускового магнето, а левой — за лапку переключателя.

10. Техник (моторист) рывком с помощью «лапы» срывает винт с положения компрессии, быстро отходит в сторону к левой полукоробке крыла и командует: «Контакт!». Услышав команду: «Контакт!», сидящий в кабине, убедившись, что моторист уже отошел, отвечает: «Есть контакт!» и, включив зажигание, начинает быстро вращать ручку пускового магнето.

Если мотор после первых вспышек не «забирает», то следует поддержать работу мотора дополнительной подачей бензина заливным насосом, в зависимости от особенностей запуска мотора.

Если мотор не запустился, то сидящий в кабине должен выключить зажигание и повторить запуск, подав технику (мотористу) команду: «Выключено!», «К запуску» и т. д., или повторить запуск в указанном выше порядке.

Если мотор при нескольких попытках все же не запустился, то нужно прекратить запуск, выключить зажигание и произвести «продувку» мотора, для чего необходимо открыть дроссельную заслонку карбюратора полностью (рычаг нормального газа дать полностью от себя) и провернуть винт на три-четыре оборота против часовой стрелки. После «продувки» следует повторить весь процесс запуска.

После запуска мотора необходимо плунжер заливного насоса установить в закрытое положение и завернуть его, ручку управления самолетом взять до отказа «на себя» и проверить, стоит ли техник (моторист) у стабилизатора, для предохранения самолета от капотирования.

#### Запуск мотора амортизатором

В тех случаях, когда самолет находится на случайных посадочных площадках или на месте вынужденной посадки, где нет технического состава и мотор приходится запускать одному пилоту с привлечением людей, не знающих самолет, то запуск следует осуществлять только с помощью амортизатора.

Приспособление (рис. 159) для запуска мотора состоит из петли с брезентовым мешком, хомута, амортизационного шнура диаметром 13 мм и веревки.

Пилот сам лично должен подготовить самолет и мотор к запуску: подложить под колеса колодки или что-нибудь подобное

(камни, расколотые бревна и т. д.) провернуть винт «лапой», установив его в горизонтальном положении.

Надеть хомут амортизатора на левую лопасть (смотря из кабины пилота) и сдвинуть его до втулки винта. Надеть петлю амор-

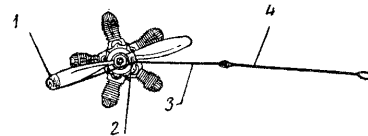


Рис. 159. Амортизатор для запуска мотора. 1—петля с мешком; 2—хомут; 3—амортизатор; 4—веревка.

тизатора с брезентовым мешком на конец правой лопасти. Второй конец амортизатора с веревкой отвести в сторону к левой полукоробке крыла самолета и передать его привлеченному к запуску человеку. Помогающий должен взять второй конец и отойти в сторону в ожидании команды пилота. Пилот садится в кабину и, убедившись в том, что мотор готов к запуску, подает команду: «Натянуть амортизатор!». Человек, держащий амортизатор, должен стоять лицом к кабине пилота, не в плоскости вращения винта, а под углом 15—20° (рис. 160), и, натягивая амортизатор левой рукой, следить за положением петли амортизатора.

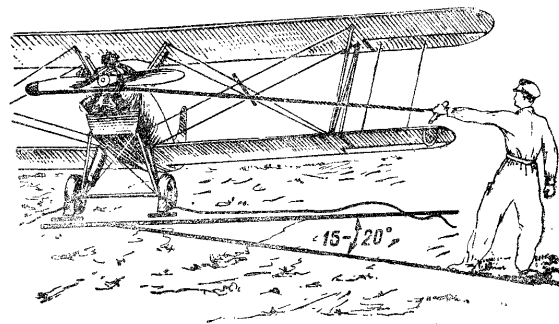


Рис. 160. Запуск мотора с помощью амортизатора.

По мере растяжения амортизатора хомут будет перемещаться по лопасти винта от втулки к концу лопасти вместе с амортизатором. В тот момент когда хомут сползет с конца левой лопасти, винт под действием натяжения амортизатора резко провернется (два оборота) и петля с брезентовым мешком спадет с конца лопасти. Пилот в этот момент должен включить зажигание и быстро вращать ручку пускового магнето.

Если мотор не запустился, то пилот должен выключить зажигание и повторить всю подготовку к следующему запуску.

### Запуск мотора амортизатором без посторонней помощи

Первоначально пилот должен попытаться запустить мотор с компрессии. Для этого пилот «лапой» проворачивает винт и ставит его на компрессию, т. е. находит такое положение, когда поршень в одном из цилиндров полностью сжал смесь. Сидя в кабине, пилот включает зажигание и энергично поворачивает ручку пускового магнето. Сжатая в цилиндре смесь воспламеняется, и мотор начинает работать. Если мотор запустить не удалось, пилот должен применить амортизатор.

При запуске амортизатором без посторонней помощи соблюдать следующий порядок:

1. Подложить под колеса (лыжи) колодки или что-нибудь подобное.
2. Установить рычаги управления нормальным газом, высотным корректором, подогревом карбюратора и опережения зажигания, если оно есть, в крайнее заднее положение на себя.
3. Рычаг нормального газа следует ставить в крайнее положение потому, что мотор при запуске может развить сразу большие числа оборотов и сдвинет самолет с места.
4. Зашприцевать мотор и убедиться, что зажигание выключено.
5. Провернуть винт на 3—4 оборота и надеть амортизатор на лопасти. Конец амортизатора с веревкой отвести в сторону левой коробки крыла самолета и, оставив его в таком положении, включить зажигание.
6. Натягивать амортизатор и тянуть его до тех пор, пока петля не сойдет с лопастей и винт не провернется.
7. После того как винт провернется и мотор заработает, пилот должен проверить работу мотора при установленных колодках под колесами. После проверки работы мотора пилот должен установить режим малого газа мотору, убрать тормозные колодки и убрать амортизатор.

### Запуск мотора сжатым воздухом от бортовой системы

Бортовая система (см. рис. 144) запуска мотора М-11К сжатым воздухом состоит из зарядного штуцера, редукционного клапана, прямогоочного фильтра, обратного клапана, баллона емкостью 6 л, проходного штуцера, перекрывного крана, манометра на 80 кг/см<sup>2</sup>, пусковой кнопки, штуцера и трубопроводов. На моторе установлен распределитель сжатого воздуха, от которого идут трубки к пусковым клапанам, установленным на цилиндрах. Сжатый воздух подводится к распределителю от бортового баллона по трубопроводу к штуцеру, укрепленному на колпачке распределителя.

Для осуществления запуска мотора сжатым воздухом необходимо выполнить последовательно все команды пп. 1, 2, 3, 4, 5, 6 и 7 разд. «Запуск мотора «лапой», и дополнительно после заливки мотора бензином сидящий в кабине подает команду: «От винта!». Техник (моторист), услышав команду, отходит к левой полукоробке и отвечает: «Есть от винта». Сидящий в кабине,

услышав ответ «Есть от винта», осуществляет запуск мотора сжатым воздухом от бортовой сети.

### Прогрев мотора

После того как мотор заработал, необходимо проверить его работу на режиме 500 об/мин. в течение 1,5—2 мин. с целью проверки давления масла. После запуска давление масла сначала будет несколько повышенное (особенно при низких температурах наружного воздуха), так как масло еще не успеет нагреться. В дальнейшем давление установится и при 500 об/мин должно быть не ниже 1,5 кг/см<sup>2</sup>. Если давление масла в течение 30 сек. будет ниже 1,5 кг/см<sup>2</sup> или вовсе отсутствовать, необходимо мотор остановить и выяснить причину.

Работа мотора на режиме малого газа свыше 2 мин. не разрешается, так как это ухудшает барботажную смазку цилиндропоршневой группы и приводит к преждевременному износу мотора.

После 1,5—2 мин. работы на малом газе нужно увеличить число оборотов мотора до 800—1000 об/мин. На этом числе оборотов вести прогрев мотора до тех пор, пока температура выходящего масла не повысится до 40°C. При низких температурах наружного воздуха следует прогревать мотор на 1000—1200 об/мин.

### Проверка работы мотора

Работу мотора следует проверять на всех режимах.

**Малый газ.** Мотор должен развивать 400—500 об/мин и работать ровно, при этом давление масла должно быть не менее 1,5 кг/см<sup>2</sup>, давление бензина 0,1—0,15 кг/см<sup>2</sup>, температура выходящего масла не ниже 40°C.

**Средние числа оборотов.** Перемещая вперед рычаг управления газом, проверить работу мотора на 1200—1400 об/мин. Мотор должен работать ровно, без тряски, при этом давление масла должно быть 3—5 кг/см<sup>2</sup>, давление бензина 0,15—0,3 кг/см<sup>2</sup>, температура выходящего масла 40—80°C.

**Зажигание.** На 1200—1400 об/мин проверить работу зажигания поочередным выключением правого и левого магнето. При выключении одного магнето число оборотов не должно падать более 50 об/мин, мотор должен работать ровно, без тряски.

**Приемистость.** Проверить приемистость мотора путем быстрого, но плавного перевода рычага газа в течение 2—3 сек. с 500 об/мин до максимальных чисел оборотов и обратно. При этом мотор должен работать без перебоев.

**Максимальные числа оборотов.** Проверить работу мотора на режиме полного газа в течение 15—20 сек., плавно перемещая рычаг газа полностью от себя. В зависимости от типа винта максимальные числа оборотов мотора должны быть не ниже:

- а) если на моторе установлен винт ВД-451 с шагом 1,49 м,  
 $n = 1575$  об/мин;
- б) если на моторе установлен винт Д-344 с шагом 1,67 м,  
 $n = 1460$  об/мин;

- в) если на моторе установлен винт ВД-451Е с шагом 1,73 м,  
 $n = 1400$  об/мин.

Показания приборов, контролирующих работу мотора, должны быть:

- а) давление масла 3—5 кг/см<sup>2</sup>;  
 б) давление бензина не ниже 0,15—0,3 кг/см<sup>2</sup>;  
 в) температура выходящего масла не ниже 40°С.

При низких температурах наружного воздуха, когда по условиям полета необходимо пользоваться подогревом карбюратора, проверить работу подогрева воздуха, поступающего в карбюратор.

Во время пробы мотора техник (моторист) должен придерживать стабилизатор для предохранения самолета от опрокидывания на нос.

#### Остановка мотора

Перевести рычаг управления газом на 400—500 об/мин для охлаждения головок цилиндров мотора и всего мотора. На этом режиме мотор должен проработать не более 3—5 мин. (в зависимости от температуры наружного воздуха).

После охлаждения головок цилиндров увеличить число оборотов мотора, доведя их до 700—800 об/мин, для того чтобы в течение 20 сек. прожечь свечи, которые на малом газе замасливаются и могут отказать в работе при дальнейшем запуске. Выключить зажигание с одновременным переводом рычага газа до отказа вперед, для продувки мотора. После остановки мотора рычаг газа убрать на себя и закрыть перекрывной бензокран.

Запрещается останавливать мотор с помощью перекрывного крана до полной выработки горючего в топливной системе мотора, так как это может привести к пожару из-за обратной вспышки в карбюратор. Не разрешается выключать зажигание на повышенных числах оборотов мотора больше 800 об/мин, так как преждевременное выключение зажигания также может привести к пожару вследствие самовоспламенения смеси.

#### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Расскажите о значении центровки для самолетов.
2. Что называется центром тяжести самолета и как он определяется.
3. Что такое средняя аэродинамическая хорда САХ, величина и расположение САХ самолета По-2.
4. Напишите формулы для определения ц. т. аналитическим способом и поясните физический смысл их.
5. Определите положение ц. т. самолета По-2, если дано: вес пустого 750 кг, смазочное 15 кг, горючее в бензобаке 100 кг, курсант в первой кабине 80 кг и инструктор во второй кабине 80 кг.
6. Приведите варианты загрузок самолета По-2А, По-2С и По-2Л в пассажирском и грузовом варианте.
7. Для чего служит номограмма центровок.
8. Объясните, как пользоваться номограммой центровок.
9. Определите центровку самолета По-С по номограмме, если дана следующая загрузка: горючее в переднем фюзеляжном баке 145 кг, пассажир (80 кг) на переднем сиденье и пассажир (80 кг) на заднем сиденье.
10. Какие предельно-передние и предельно-задние центровки установлены для эксплуатации самолетом типа По-2.

11. Расскажите о горючем и смазочном, применяемых для мотора типа М-11.
12. От каких факторов зависят взлетные характеристики (длина разбега и длина взлетной дистанции) самолетов типа По-2.

13. Объясните, как пользоваться номограммой для определения взлетных характеристик самолета, значение каждого графика номограммы.

14. Определите длину разбега и взлетную дистанцию самолета По-2С, если дано: полетный вес 1200 кг, температура наружного воздуха +20°С, давление наружного воздуха 748 мм рт. ст., поверхность аэродрома — мягкий дерновой грунт. Встречный ветер 5 м/сек. На полном газе мотор развивает 1550 об/мин.

15. Определите возможность взлета самолета По-2А с аэродрома, имеющего препятствие высотой 25 м на расстоянии 1100 м от места старта. Температура наружного воздуха +30°С, давление 730 мм рт. ст. Полетный вес 1150 кг. Поверхность аэродрома — песчаный грунт. Встречный ветер 2 м/сек. На полном газе мотор развивает 1540 об/мин.

16. Расскажите о маршруте наружного осмотра самолета пилотом перед полетом.

17. Расскажите о порядке внутреннего осмотра в кабинах самолета.
18. В чем заключается подготовка мотора к запуску.
19. Расскажите порядок запуска мотора при помощи «лапы».
20. Объясните запуск мотора амортизатором с посторонней и без посторонней помощи.
21. Расскажите последовательность прогрева мотора.
22. В чем состоит проверка работы мотора.
23. Как осуществляется остановка мотора.

#### ГЛАВА XI

### ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА В ВОЗДУХЕ

#### 1. Пилотирование самолета По-2

##### Руление

Перед выруливанием с линейки необходимо убедиться, что колески из-под колес убраны, впереди и по сторонам нет людей и посторонних предметов. Для начального движения самолета по земле следует плавно увеличить число оборотов мотора, доведя их до 800—850 об/мин.

При скорости ветра 8 м/сек следует рулить с двумя сопровождающими, которые должны держать руками концы нижнего крыла.

Самолет По-2 на колесах рулит устойчиво на 800—850 об/мин. Рулить, как правило, нужно «змейкой», делая отвороты, зигзаги влево и вправо для осмотра местности в направлении руления. Самолет хорошо «слушается» руля направления, начиная с 800 об/мин мотора.

При рулении следует вести непрерывный круговой обзор местности и воздуха. Во время руления ручку управления самолетом держать в среднем положении (при мягком грунте или неровной поверхности аэродрома ручку все время держать выбранной полнотью «на себя»).

Руление на лыжах по глубокому снегу усложняется тем, что ухудшается маневренность самолета. В этом случае не рекомендуется делать развороты при резкой даче газа мотору и повышенной скорости движения самолета, так как одна из лыж может провалиться и самолет встанет на нос.

Для предотвращения попадания снега и пыли в воздухоприемную коробку подогрев карбюратора должен быть выключен.



#### Подготовка к взлету

Перед взлетом пилот должен убедиться в готовности самолета к взлету. Для этого необходимо выяснить обстановку для взлета, проверить работу мотора по показанию приборов (давление масла должно быть не ниже  $3 \text{ кг/см}^2$ , температура выходящего масла не ниже  $40^\circ\text{C}$ , давление бензина не ниже  $0,15 \text{ кг/см}^2$ ).

Отклонением ручки управления на себя, от себя и в стороны убедиться, что рули и элероны свободно отклоняются.

По положению ручки управления триммером убедиться, что триммер находится в нейтральном положении. Проверить, сняты ли чехлы с приемника воздушных давлений и трубок Вентури. Осмотреть рычаги управления мотором и бензокраном.

Высотный корректор и подогрев карбюратора должны быть выключены. При температуре наружного воздуха  $-5^\circ\text{C}$  подогрев воздуха, поступающего в карбюратор, должен быть включен. Бензиновый кран должен быть включен — рукоятка крана должна быть в вертикальном положении.

#### Взлет

При даче газа самолет на разбеге хорошо выдерживает прямое направление без тенденций заворотов. Самолет легко поднимает хвост при отклонении ручки от себя. Взлет самолета происходит без каких-либо особенностей. Скорость отрыва с полетным весом  $1150 \text{ кг}$  составляет  $75 \text{ км/час}$ . Самолет выдерживается над землей на высоте  $0,75 \text{ м}$  до достижения скорости  $100 \text{ км/час}$ . Наиболее выгодная скорость набора высоты составляет  $90\text{—}95 \text{ км/час}$ . При взлете на вязком, размокшем грунте или мягком глубоком снежном покрове рекомендуется производить разбег самолета с полупущенным хвостом. При таком положении хвоста самолета колеса или лыжи быстрее выходят на поверхность грунта или снега.

Взлет на самолете, покрытом льдом, инеем или снегом, воспрещается, так как это неизбежно приведет к чрезмерному увеличению длины взлетной дистанции и к потере управляемости и устойчивости самолета. В случае отклонения самолета от наметенного направления больше  $15^\circ$  следует немедленно прекратить взлет.

В оттепель, когда наблюдается сильное прилипание лыж к снегу и самолет медленно рулит на полном газе, не следует пытаться произвести взлет, так как это не приведет к положительным результатам.

При малейшей неисправности в работе мотора следует немедленно убрать газ и прекратить разбег, чтобы предотвратить взлет и полет с неисправным мотором.

Взлет самолета По-2 с боковым ветром под углом к направлению взлета  $45^\circ$  допускается при силе ветра не более  $5 \text{ м/сек}$  и под углом в  $90^\circ$  не более  $4 \text{ м/сек}$ . При боковом ветре первоначальный разбег самолета производить в трехточечном положении. Когда самолет наберет необходимую поступательную скорость разбега, следует поднять хвост и одновременно отклонить ручку в сторону,

противоположную ветру, а стремление самолета к развороту в плоскость ветра нужно удерживать ногой.

После отрыва самолета от земли следует создать на выдерживании для сохранения направления взлета и борьбы со сносом небольшой крен в сторону, против направления ветра. Стремление самолета развернуться в сторону крена следует удерживать противоположной ногой.

Взлет на лыжах отличается от взлета на колесах тем, что в первые моменты разбега, когда самолет еще не приобрел необходимой скорости, силы трения, действующие на поверхность лыж, больше, чем на колеса, вследствие чего самолет стремится к капотированию. Это явление особенно заметно при движении по сырому или рыхлому снегу. Поэтому не следует преждевременно поднимать хвост самолета, а разбег осуществлять с полупущенным хвостом. По мере увеличения скорости во второй половине разбега движением ручки «от себя» поднять хвост до нормального положения.

Не рекомендуется взлетать с боковым ветром под гладкой обледенелой поверхностью, так как очень трудно парализовать снос, возникающий с первого же момента движения самолета, и в этом случае легко повредить лыжи или даже шасси.

#### Набор высоты

Набор высоты следует производить после достижения на выдерживании скорости  $100 \text{ км/час}$ . Наиболее выгодная скорость при

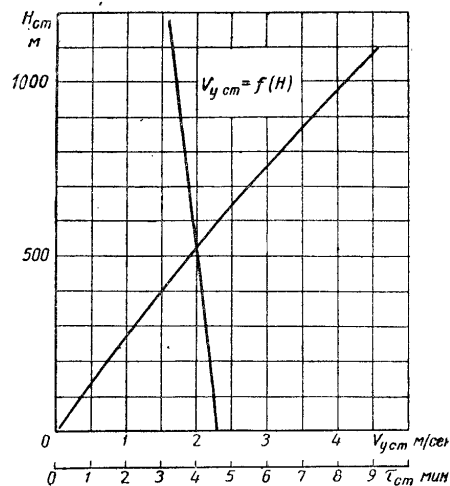


Рис. 161. Вертикальные скорости и время набора высоты самолета По-2.

наборе высоты, соответствующая максимальной скороподъемности самолета, составляет 90—95 км/час. Максимальная скороподъемность самолета По-2 у земли с полетным весом 1150 кг и с винтом ВД-451 (шаг винта 1,49 м) составляет 2,3 м/сек. Вертикальные скорости самолета по высотам и время набора высоты приведены на рис. 161. Практический потолок самолета составляет 3100 м. Самолет на режиме набора высоты летит устойчиво. Давление на ручку следует уменьшить отклонением триммера руля высоты.

#### Горизонтальный полет

На режиме горизонтального полета самолет летит устойчиво. При кабрировании или пикировании самолет легко балансируется триммером руля высоты. Самолет, сбалансированный триммером руля высоты, при правильной регулировке коробки крыльев должен лететь без тенденций к разворотам.

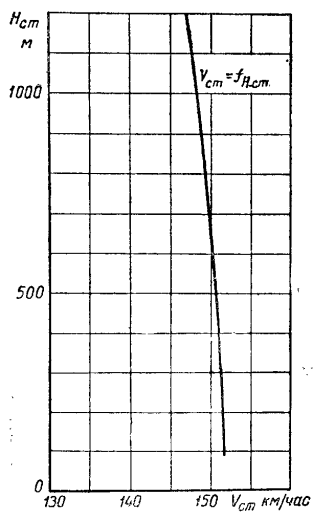


Рис. 162. Максимальные скорости горизонтального полета по высотам самолета По-2.

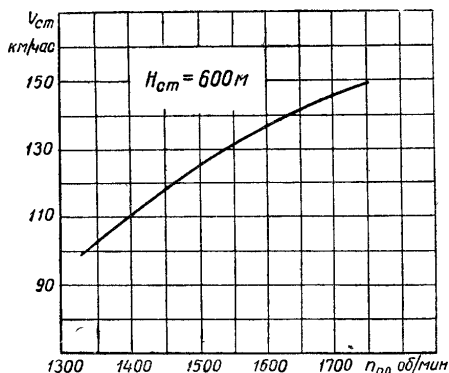


Рис. 163. Зависимость скорости полета по числу оборотов мотора самолета По-2.

Максимальная скорость горизонтального полета самолета По-2 с полетным весом 1150 кг и винтом ВД-451 равна 152 км/час. Максимальные скорости горизонтального полета по высотам приведены на рис. 162.

Горизонтальный полет следует выполнять на крейсерских режимах работы мотора и на наиболее выгодной высоте. Зависимость скорости полета по числам оборотов мотора приведена на рис. 163.

Режим работы мотора выбирается в зависимости от характера задания: дальности полета, полетного веса, высоты, скорости ветра. Наиболее выгодная высота полета определяется в зависимости от рельефа местности, длины участка, эшелона, скорости и направления ветра по высотам. Рейсовые полеты рекомендуется, как правило, выполнять на высоте 600 м. В полете необходимо следить за показаниями приборов, контролирующими работу мотора, и за расходом горючего по показаниям бензиномера. Давление масла должно быть 3—5 кг/см<sup>2</sup>, температура выходящего масла 45—70°C. Если мотор снабжен бензиновым насосом, то нормальное давление бензина должно быть 0,15—0,3 кг/см<sup>2</sup>. При низких температурах наружного воздуха температура смеси, поступающей в карбюратор, должна быть не ниже +5°C.

На крейсерском режиме расход горючего для самолета По-2 составляет 22,0 кг/час. Количество горючего в баке следует определять только тогда, когда самолет летит по горизонтали, так как при другом режиме полета на планировании или при наборе высоты показания бензиномера будут неточными. Уровень в бензобаке следует определять через каждые 30—40 мин. полета. Полеты на повышенных числах оборотов мотора или на полном газе неизбежно приведут к перерасходу горючего и преждевременному износу мотора. Скорость горизонтального полета должна быть не меньше 100 км/час по прибору.

Полеты в сложных метеорологических условиях должны производиться на скорости не ниже 105—110 км/час.

Фигуры высшего пилотажа рекомендуется заканчивать на высоте не ниже 500 м. Виражи и развороты с кренами более 45° следует производить на высоте не ниже 200 м. Скорость полета при выполнении виражей должна быть 110—120 км/час, в зависимости от величины крена.

#### Планирование и посадка

Самолет устойчиво планирует на скорости 95—100 км/час при 450—500 об/мин. Планирование следует начинать с высоты 100 м. Посадочная скорость равна 70 км/час. Посадка должна выполняться, как правило, только на три точки. Для выполнения правильной посадки следует делать плавные движения ручкой в процессе выравнивания, выдерживания и приземления. Резкие движения ручкой на себя и от себя усложняют посадку и приводят к ошибкам.

Не допускается преждевременное выравнивание самолета, так как это приведет к падению скорости и вызовет большие перегрузки в элементах шасси.

Для обеспечения посадки на площадку ограниченных размеров рекомендуется после последнего разворота на прямой уменьшить скорость планирования до 90—85 км/час с целью сокращения посадочной дистанции и длины пробега. Во время посадки при сильном ветре (10—12 м/сек) скорость планирования должна быть увеличена до 105—110 км/час. В этом случае выравнивание самолета нужно производить ниже по сравнению с обычными условиями и выполнять посадку на колеса.

При посадке на мягкий, размокший грунт, а также на рыхлый и глубокий снег скорость планирования уменьшить до 90—85 км/час. В этом случае выравнивание самолета следует начинать несколько выше и раньше, чем в обычных условиях, а приземление выполнять на три точки с небольшим парашютированием.

В случае посадки с боковым ветром следует уничтожать на планировании снос креном в ту сторону, откуда дует ветер, удерживая самолет от разворота дачей другой ноги. Во время планирования надо создать крен такой величины, чтобы он уничтожил снос, и с этим креном подходить к земле. На высоте ниже 30 м снос определять по направлению движения поверхности земли относительно фюзеляжа. Выравнивание и выдерживание выполнять с креном при даче другой ноги для сохранения прямолинейности посадки. К концу выдерживания ручку постепенно выбирать ближе к среднему положению так, чтобы к моменту приземления не было крена. При этом для сохранения направления по мере уменьшения крена постепенно ослаблять нажим ногой на другую педаль.

## 2. Особенности пилотирования самолетов По-2С, По-2Л и По-2А в транспортном варианте

Самолеты По-2С, По-2А и По-2Л имеют пониженные летные характеристики, по сравнению с учебным самолетом По-2, и их пилотирование более сложно. Ухудшение летных характеристик и усложнение пилотирования этих самолетов вызваны тем, что они эксплуатируются с большим полетным весом — 1150—1250 кг вместо 1000—1050 кг. Самолет По-2А при эксплуатации в сельскохозяйственном варианте имеет еще более пониженные летные характеристики, так как на нем, кроме того, еще устанавливается подвесная специальная аппаратура, которая дает дополнительное сопротивление.

В связи с этим летное обучение в школах и учебно-тренировочных отрядах ГВФ не должно ограничиваться только полетами на самолетах По-2. После окончания летного обучения на самолете По-2 курсант должен обязательно пройти курс обучения на самолетах По-2С или По-2Л и на самолете По-2А с полетным весом 1200—1250 кг. Кроме того, курсант должен пройти летную тренировку на самолете По-2А с полным полетным весом и с установленной сельскохозяйственной аппаратурой, чтобы освоить технику пилотирования на бреющих полетах в условиях, близких к условиям работы по опыливанью и опрыскиванию.

Следует помнить, что все модификации учебно-тренировочного самолета По-2 (По-2С, По-2Л и По-2А) по конструктивным особенностям не пригодны к высшему пилотажу. Поэтому на них не разрешается производить высший пилотаж и крены более 45°, а на самолете По-2А в сельскохозяйственном варианте — более 30°.

### Руление

Руление самолетов По-2С, По-2Л и По-2А в основном производится так же, как на учебном самолете По-2. Руление следует производить при несколько повышенных числах оборотов мотора (800—900 об/мин) и более осторожно, вследствие эксплуатации этих самолетов с большим полетным весом. Маневрирование самолетов по земле несколько усложнено.

Характерная особенность руления самолета По-2С — тенденция к капотированию из-за выноса вперед винтомоторной установки, вызванной удлинением передней части фюзеляжа на 304 мм. Поэтому рулить на этом самолете следует с большей осторожностью и на пониженной скорости. Для предупреждения капотирования самолета По-2С рекомендуется перед полетом на малопригодные площадки устанавливать противокапотажную установку.

При рулении самолетов По-2С, По-2Л и По-2А без загрузки кабин необходимо в задних кабинах иметь груз—балласт, согласно вариантам загрузок.

Зимой, при эксплуатации самолетов на лыжах, следует рулить при числе оборотов мотора, равном 900—1000 об/мин.

### Подготовка к взлету

Подготовка к взлету выполняется так же, как на самолете По-2.

Перед взлетом на самолетах По-2С, По-2Л и По-2А следует дополнительно проверить, закрыты ли фонари пассажирских кабин.

### Взлет

Взлет практически не отличается от взлета самолета По-2, за исключением незначительного увеличения усилия на ручку как для поднятия хвоста в начале разбега, так и в процессе самого взлета при полной загрузке самолета.

На самолете По-2С разбег следует производить более осторожно, особенно при взлете с неполной загрузкой, вследствие тенденции самолета к капотированию.

Длина разбега самолетов при полетном весе 1150—1200 кг составляет 180 м, а при полетном весе 1250 кг—210 м. Скорость отрыва самолета от земли равна 75 км/час по прибору. После отрыва от земли самолеты требуют более длительного выдерживания для достижения скорости 100 км/час. Наивыгоднейшая скорость набора высоты — 90—95 км/час по прибору. Взлетная дистанция для набора 25 м высоты равна: при полетном весе самолета 1150 кг — 650—700 м, а при полетном весе 1250 кг — около 800 м.

На рис. 164 приведены взлетные характеристики самолета По-2А.

Длина разбега самолетов на лыжах по неглубокому снежному покрову средней плотности составляет 200—220 м с полетным весом 1150—1200 кг.

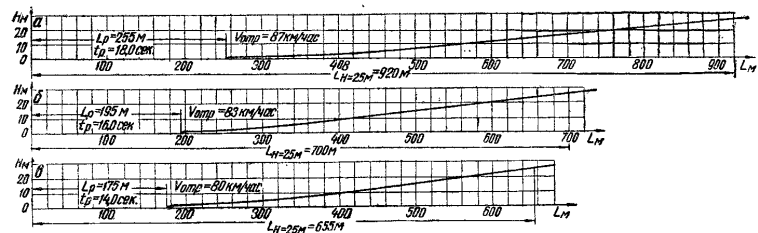


Рис. 164. Взлетные характеристики самолета По-2А с различными полетными весами и вариантами применения.

а—сельскохозяйственный вариант,  $G_n = 1250$  кг; б—сельскохозяйственный вариант,  $G_n = 1150$  кг; в—транспортный вариант,  $G_n = 1160$  кг.

**Набор высоты**

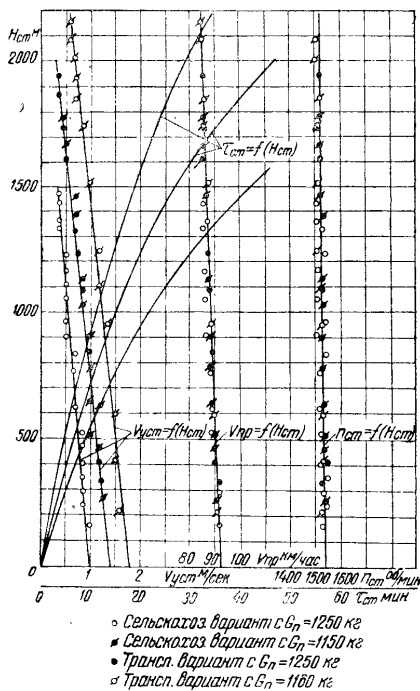


Рис. 165. Вертикальные скорости самолета По-2А с различными полетными весами и вариантами применения.

Набор высоты выполняется так же, как и на самолёте По-2. Первый разворот следует производить на высоте не менее 50 м. Скорость при наборе высоты не должна быть меньше 90—95 км/час. Для дальнейшего набора высоты рекомендуется с целью облегчения пилотирования, сбалансировать самолет триммером руля высоты.

На самолетах с полетным весом 1150 кг максимальная вертикальная скорость у земли равна 1,8 м/сек и с полетным весом 1250 кг — 1,4 м/сек. Время набора высоты 500 м при полетном весе самолетов 1150 кг составляет 5 минут, а при полетном весе 1250 кг — 7—8 минут.

Практический потолок (вертикальная скорость 0,5 м/сек) составляет 2400 м при полетном весе 1150 кг и 1800 м — при полетном весе 1250 кг.

На рис. 165 и 166 приведены вертикальные скорости и время набора высоты до практического потолка самолетов По-2А и По-2Л с различными полетными весами.

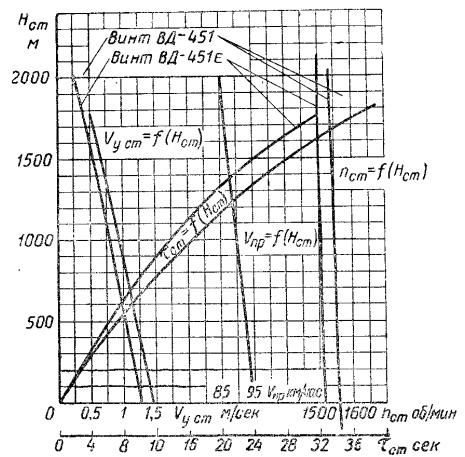


Рис. 166. Вертикальные скорости и время набора высоты самолета По-2Л с полетным весом 1250 кг.

**Горизонтальный полет**

Самолеты По-2С, По-2Л и По-2А на режимах горизонтального полета с эксплуатационными центровками легко балансируются триммером руля высоты.

Самолеты имеют достаточные запасы устойчивости на всем диапазоне эксплуатационных центровок. Наличие осевой компенсации на элеронах и руле высоты значительно улучшает управ-

ляемость самолета и снижает усилия на ручке управления самолетом. В отношении устойчивости пути самолет По-2С имеет некоторые отличия: при боковом ветре более 7 м/сек пилоту приходится прилагать больше усилий на педали, вследствие большей боковой поверхности фюзеляжа.

Приведенные к стандартным условиям крейсерские режимы горизонтального полета самолетов По-2Л, По-2С и По-2А в транспортном варианте со средним полетным весом 1200 кг приведены в табл. 19.

Таблица 19

Скорость горизонтального полета, км/час	Число оборотов мотора, об/мин	
	с винтом ВД-451Е, шаг 1,73 м	с винтом ВД-451, шаг 1,49 м
На высоте 200 м		
100	1380	1410
110	1420	1460
120	1470	1520
На высоте 600 м		
100	1410	1440
110	1450	1490
120	1500	1550
На высоте 1000 м		
100	1430	1470
110	1480	1520
120	1530	1580

Для сохранения скоростей полета 100, 110 и 120 км/час при температурах наружного воздуха, отличных от стандартных, необходимо число оборотов мотора изменять в следующем порядке:

- а) при понижении температуры наружного воздуха на каждые 10°С число оборотов мотора следует уменьшать на 20—30 об/мин;
- б) при повышении температуры наружного воздуха на каждые 10°С число оборотов мотора следует увеличивать на 20—30 об/мин.

Длительная работа мотора на режиме выше 1640 об/мин не допускается.

На рис. 167 приведены крейсерские скорости горизонтального полета самолета По-2Л.

Максимальная скорость горизонтального полета у земли составляет 148—152 км/час.

На рис. 168 и 169 приведены максимальные скорости горизонтального полета по высотам самолетов По-2А и По-2Л.

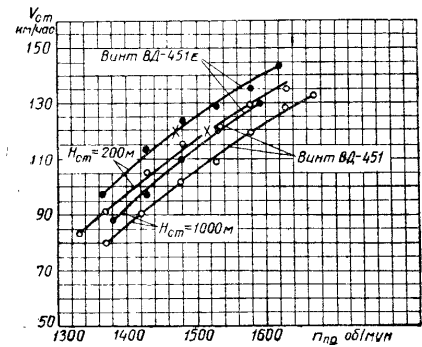
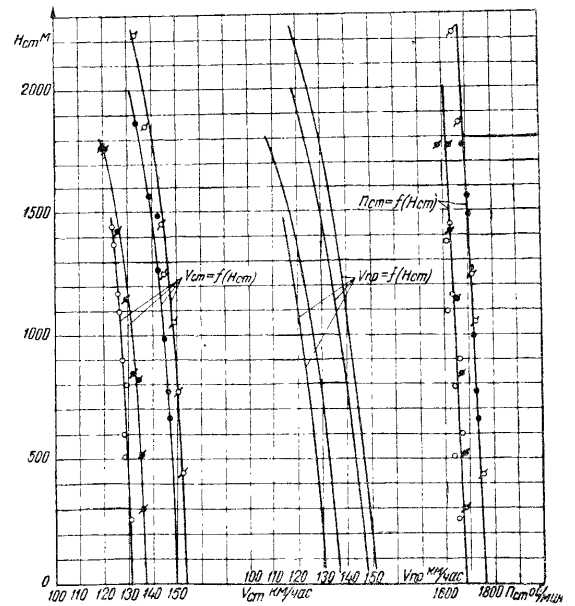


Рис. 167. Крейсерские скорости горизонтального полета самолета По-2Л.



■ Сельскохозяйств. вариант с  $B_p=1150$  кг    ▽ Трансп. вариант с  $B_p=1160$  кг  
 ◁ Сельскохозяйств. вариант с  $B_p=1250$  кг    • Трансп. вариант с  $B_p=1250$  кг

Рис. 168. Максимальные скорости горизонтального полета и числа оборотов мотора по высотам для самолета По-2А с различными полетными весами и вариантами применения.

## Планирование

Виражи и развороты с кренами до  $45^\circ$  на всех модификациях самолета По-2 производятся устойчиво на скоростях полета 110—120 км/час.

Виражи и развороты с кренами более  $30^\circ$  следует производить при скорости полета не менее 110 км/час по прибору.

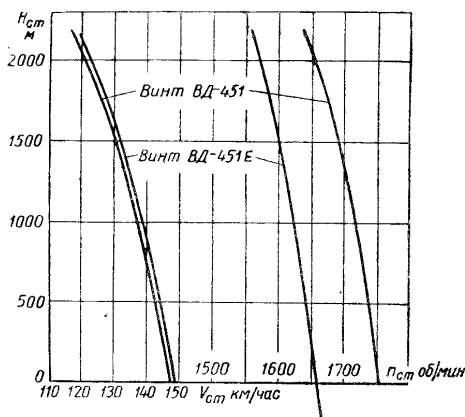


Рис. 169. Максимальные скорости горизонтального полета и числа оборотов по высотам самолета По-2Л.

Время выполнения виражей на  $360^\circ$  при полете на скорости 110 км/час для всех самолетов практически одинаково и приблизительно составляет: для виражей с креном  $15^\circ$  — 90 сек, с креном  $30^\circ$  — 60 сек, и с креном  $45^\circ$  — 40 сек.

При выполнении виражей требуются несколько большие усилия на органы управления, чем на самолете По-2.

На самолетах с полетным весом 1200—1250 кг минимальная скорость горизонтального полета при работе мотора на режиме полного газа составляет 70 км/час по прибору, а при задресселированном моторе — 80 км/час. При этом мотор развивает 1300—1330 об/мин, в зависимости от шага винта. На этих режимах самолеты летят без снижения, но не имеют запаса устойчивости и плохо реагируют на действия органами управления. Пилотировать самолеты на этих минимальных скоростях запрещено, так как в случае возникновения болтанки или допущения ошибки в технике пилотирования полет станет небезопасным. Самолеты на скоростях полета ниже указанных парашютуют, а при скорости менее 70 км/час имеют тенденцию к срыву в глубокую спираль или в штопор из-за потери скорости.

Планирование на посадку следует начинать с высоты 100 м на скорости 100 км/час, а при ветре более 8 м/сек или болтанке — на скорости 105—110 км/час по прибору. Самолеты на этих скоростях полета планируют устойчиво.

Посадка самолетов практически не отличается от посадки самолета По-2. При посадках самолетов с передними центрофками следует энергично добирать ручку «на себя», чтобы произвести посадку на три точки. На самолетах же По-2С при посадке с передней центровкой ручку управления следует добирать более энергично, вследствие повышенной тенденции самолета к капотированию. Пробег и руление на самолетах По-2Л и По-2А и особенно на самолете По-2С с передними центрофками следует выполнять, полностью выбирая ручку «на себя», во избежание капотирования.

Посадочная дистанция с высоты 25 м составляет 550—600 м, посадочная скорость — 75 км/час по прибору, а длина пробега равна 180—200 м.

На рис. 170 приведены посадочные характеристики самолета По-2А с различными полетными весами и вариантами применения.

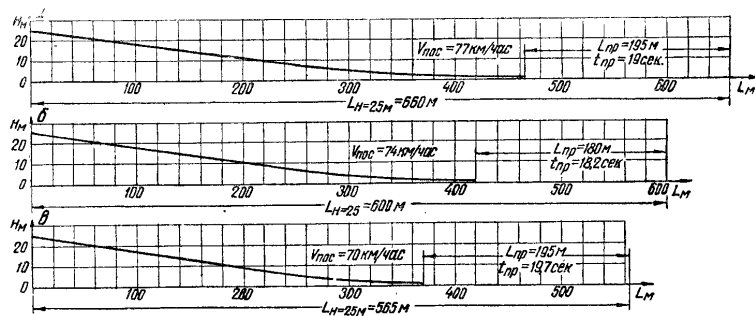


Рис. 170. Посадочные характеристики самолета По-2А с различными полетными весами и вариантами применения.

а—сельскохозяйственный вариант,  $G_n = 1250$  кг; б—сельскохозяйственный вариант,  $G_n = 1150$  кг; в—транспортный вариант,  $G_n = 1160$  кг.

### 3. Особенности пилотирования самолета По-2А в сельскохозяйственном варианте

Полеты для опыливания и опрыскивания допускаются только при наличии благоприятных метеорологических условий: хорошая видимость, отсутствие ветра (допускаемая скорость ветра — не более 1—2 м/сек). Руление на самолете выполняется так же, как и на самолете По-2А в транспортном варианте.

Характерные особенности руления:

а) пониженная скорость руления из-за наличия под фюзеляжем или крылом специальной аппаратуры;

б) необходимость повышенного внимания к состоянию летного поля, так как аппаратура расположена близко к земле;

в) незначительное ухудшение маневренности самолета на земле.

В связи с ухудшением аэродинамических свойств самолета из-за подвесной сельскохозяйственной аппаратуры длина разбега самолета с полетным весом 1150—1200 кг больше и составляет 190—230 м. Самолет отрывается на повышенной скорости, равной 75—80 км/час по прибору. После отрыва от земли самолет требует более длительного выдерживания для достижения скорости 100 км/час. Навыгоднейшая скорость самолета при наборе высоты — 95—100 км/час при работе мотора на режиме полного газа. Взлетная дистанция для набора 25 м высоты также увеличена и составляет 700—800 м (из-за уменьшения скороподъемности).

Взлетные характеристики самолета По-2А в сельскохозяйственном варианте приведены на рис. 164.

Набор высоты следует производить на скорости не менее 95—100 км/час по прибору. Первый разворот должен выполняться на высоте не менее 50 м.

Вертикальная скорость самолета с полетным весом 1150—1200 кг меньше, чем у По-2А в транспортном варианте и составляет 1,4—1,2 м/сек. В связи с этим для набора высоты 500 м требуется от 8 до 10 минут. Практический потолок также снизился и составляет 1700 м при полетном весе 1150 кг и 1400 м при полетном весе 1200 кг.

Вертикальные скорости и время набора высоты до практического потолка приведены на рис. 165.

Самолет По-2А в сельскохозяйственном варианте при всех эксплуатационных центровках и режимах набора высоты, горизонтального полета и планирования имеет удовлетворительные запасы устойчивости. Однако, вследствие ухудшения аэродинамических свойств из-за увеличения вредных сопротивлений, вызванных установкой сельскохозяйственной аппаратуры, самолет По-2А имеет несколько пониженные маневренные качества, по сравнению с самолетом в транспортном варианте. Для выполнения виражей и разворотов с кренами до 30° на скорости 110 км/час по прибору требуется увеличения режима работы мотора на 40—50 об/мин.

Горизонтальный полет следует выполнять на скорости не менее 100—110 км/час по прибору. Для полета на этих скоростях требуется увеличить режим работы мотора на 40—50 об/мин.

Максимальная скорость горизонтального полета у земли равна 130—137 км/час.

При полетном весе 1200—1250 кг минимальная скорость горизонтального полета, по сравнению с этим же самолетом в транспортном варианте, больше на 5 км/час и составляет 75 км/час по прибору при работе мотора на режиме полного газа и 85 км/час — при задросселированном моторе на 1350—1380 об/мин, в зависимости от шага винта. На этих минимальных скоростях самолет еще летит без снижения, но не имеет запаса устойчивости и слабо реагирует на действия рулями. Поэтому ни в коем случае не сле-

дует допускать уменьшения скорости полета ниже 100 км/час по прибору, так как при полетах в болтанку или в случае ошибки в технике пилотирования полет будет не безопасным — самолет может сорваться в глубокую спираль или в штопор из-за потери скорости.

Особенно опасно понижать скорость на бреющих полетах при работах по специальному применению, так как отсутствие запаса высоты не позволит исправить ошибку в пилотировании.

Особенности пилотирования самолета По-2А в бреющем полете:

1) Участок, подлежащий обработке, осматривать с высоты 50 м.

2) На режим бреющего полета переходить на расстоянии не менее 100 м от первого сигнального знака, если на пути нет естественных препятствий.

3) Бреющие полеты над ровной поверхностью производить на высоте не ниже 5 м, а над лесом — не ниже 10 м (при благоприятной погоде).

4) Авиаопыливатель или авиаопрыскиватель следует открывать над входным сигнальным знаком и закрывать над выходным.

5) Скорость полета должна быть: при бреющем полете на обрабатываемом участке — 110 км/час по прибору, в режиме набора высоты — 100 км/час, на разворотах — 110—115 км/час и на планировании для подхода к обрабатываемому участку — 100 км/час.

6) Развороты для захода на рабочую полосу должны производиться на высоте не менее 50 м, с кренами не более 25—30°.

Заход на посадку и посадка выполняются так же, как и на самолете По-2А в транспортном варианте, поскольку посадка, как правило, производится с полетным весом 1000—1050 кг (с опорожненным баком). Поэтому на планировании следует поддерживать скорость 100 км/час. Посадочная дистанция с высоты 25 м при этом полетном весе равна примерно 550 м. Посадочная скорость равна 75 км/час по прибору. Длина пробега равна 170 м.

Посадочные дистанции самолета с большими полетными весами приведены на рис. 170.

#### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Расскажите о пилотировании самолета По-2: рулении, подготовке к взлету, взлете, наборе высоты, горизонтальном полете, планировании и посадке.
2. Расскажите об особенностях пилотирования самолета По-2 при боковом ветре и на лыжах.
3. В чем заключаются особенности пилотирования самолетов По-2С, По-2Л и По-2А в транспортном варианте.
4. Расскажите о крейсерских режимах горизонтального полета самолетов По-2Л, По-2С и По-2А с винтом ВД-451Е и винтом ВД-451.
5. Какие числа оборотов должны быть у мотора с винтом ВД-451 при температуре наружного воздуха +25 С на высоте 600 м для скорости полета 110 км/час. То же, при температуре наружного воздуха —30 С.
6. Расскажите об особенностях пилотирования самолета По-2А в сельскохозяйственном варианте.

## ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

### ГЛАВА XII ПОВСЕДНЕВНОЕ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

#### 1. Общие сведения

Под техническим обслуживанием материальной части понимается совокупность мероприятий, осуществляемых инженерно-авиационной службой непосредственно на аэродроме по сохранению самолета в исправном состоянии и обеспечения безотказной эксплуатации его в воздухе.

Своевременное и правильное техническое обслуживание обеспечивает безаварийную эксплуатацию самолета и удлиняет срок его службы. Поэтому инженерно-техническому составу необходимо с особой тщательностью производить техническое обслуживание самолетов и строго придерживаться установленных регламентов по обслуживанию.

#### Основные дефекты самолетов типа По-2

##### Фюзеляж.

1. Расклейка и загнивание верхних и нижних лонжеронов, особенно в местах соединения передней части фюзеляжа с задней. Расклейка и загнивание в месте соединения нижних лонжеронов с килевой стойкой.
2. Загнивание силового набора обтекателей пассажирской и санитарной кабин самолетов типа По-2Л и По-2С.
3. Трещины в нижних лонжеронах в местах крепления узлов шасси.
4. Продольные трещины верхних лонжеронов под узлами крепления бензобаков увеличенной емкости.
5. Отставание и коробление фанеры в передней части фюзеляжа.
6. Обрывы или ослабление расчалок задней части фюзеляжа.
7. Разрушение или ослабление натяжки полотна задней части фюзеляжа.

180

##### Крылья

1. Усушка всего силового набора при эксплуатации самолетов в жарких климатических условиях.
2. Расклейка и загнивание задних лонжеронов между нервюрами № 9 и 12.
3. Расклейка лонжерона элерона.
4. Разрушение носка крыла.
5. Загнивание заднего лонжерона на концах нервюр центроплана.
6. Ослабление натяжки, подсека и разрушение полотна, особенно на острых углах передних лонжеронов верхнего крыла.

##### Стабилизатор

1. Расклейка и загнивание наклонных нервюр.
  2. Загнивание лонжеронов стабилизатора в местах крепления узлов и подкосов.
  3. Ослабление натяжки и разрушение полотна.
- ##### Управление самолетом.
1. Износ роликов и потертость тросов элеронов.
  2. Коррозия проводки рулей на открытых участках.
  3. Потертость тросов управления руля высоты от направляющих роликов, расположенных по бортам фюзеляжа на самолетах По-2С и По-2А.
  4. Трещины и вмятины стальных труб ручного и ножного управления.
  5. Износ шарнирных соединений.
  6. Износ трубы балансира и его подшипников.
  7. Деформация кабанчиков элеронов триммера руля высоты.

##### Ленты-расчалки.

1. Перетирание ленты о ленту в местах перекрещивания.
  2. Обрыв лент-расчалок.
  3. Вытяжка лент-расчалок.
- ##### Взлетно-посадочные устройства.
1. Трещины по сварке траверс и направляющих труб амортизационных стоек.
  2. Срыв резьбы болтов крепления верхнего стакана кардана амортизационных стоек.
  3. Прогибы оси и переднего подкоса шасси и поворотной трубы костыля.
  4. Износ амортизации шасси и костыля.
  5. Износ пневматиков и разрушение камер.
  6. Разрушение костыля и износ пятки костыля.
  7. Износ полоза лыж.
  8. Вытяжка и разрушения пружин управления костылем.
  9. Износ подшипников поворотной трубы.

##### Бензосистема

1. Трещины бензобака увеличенной емкости.
2. Вмятины и разрушение трубок.
3. Износ шарнирных соединений управления перекрытым крапом.

##### Маслосистема

1. Раздутые и трещины маслобака в местах сварки.

181



2. Вмятины и разрушение трубок.

**Моторная рама.**

1. Трещины подкосов и моторного кольца в местах сварки.
2. Усыхание и потеря эластичности резиновых втулок амортизации мотора.

**Электрооборудование**

1. Перегорание сопротивления в приемнике указателя воздушных давлений.

2. Отказы в работе переключателя магнето.
3. Отказ в работе гибкого валика счетчика числа оборотов.
4. Отказ в работе датчика маслотермометра.
5. Отказ в работе датчика термометра смеси карбюратора.
6. Отказ в работе гидростатического бензиномера.

**Специальная аппаратура самолета По-2А.**

1. Разрушение пружины тормоза.
2. Трещины в баке.
3. Поломки распылителей.
4. Поломки лопастей ветряка.
5. Поломка рычага управления.
6. Разрушение пружинных мешалок вала.

Для предупреждения указанных выше дефектов, а также для увеличения срока службы самолета и сохранения его в исправном состоянии инженерно-техническому составу следует с особой тщательностью проводить техническое обслуживание. Техническое обслуживание самолета состоит из повседневных и периодических видов технического обслуживания.

Повседневные виды технического обслуживания состоят из:

- 1) предполетного технического обслуживания;
- 2) обслуживания на старте при учебно-тренировочных полетах или при работах по специальному применению;
- 3) технического обслуживания при кратковременной стоянке самолета;
- 4) послеполетного технического обслуживания.

Периодическое техническое обслуживание включает следующие виды:

1. Периодическое техническое обслуживание через каждые 12, 25, 50, 100, 250—300 часов налета самолета.
2. Техническое обслуживание при смене мотора.
3. Техническое обслуживание при хранении самолета.

## 2. Предполетное техническое обслуживание

Назначение предполетного технического обслуживания — окончательная проверка готовности самолета к полету. Этот вид технического обслуживания проводится перед выпуском самолета в рейс из базовых, конечных и промежуточных аэропортов и посадочных площадок, а также перед выпуском самолета в полеты учебно-тренировочные, спецприменения и других назначений.

## Предварительные работы

1. Принять самолет от охраны.
2. Зимой с самолета снести снег и удалить иней и лед с крыльев, фюзеляжа и хвостового оперения.
3. Снять чехлы с винта, мотора, кабин, приемника воздушных давлений и трубок Вентури.
4. Отвязать самолет. Снять струбцины с элеронов и рулей и отвязать ручку управления. Проверить, есть ли колодки под колесами шасси.
5. Произвести внешний беглый осмотр самолета и винтомоторной установки и убедиться, что нет явных наружных повреждений.

## Обслуживание

**Винтомоторная установка**

6. Проверить заправку баков бензином и смазочным. Проверить, нет ли течи бензина и масла. Слить отстой из фильтра бензосистемы. Проверить, не засорены ли дренажные трубки крышек заливных горловин бензобаков и специальная трубка, соединяющая поплавковую камеру карбюратора с атмосферой.
7. Подготовить мотор к запуску. Установить огнетушитель. Зимой подогреть мотор от аэродромного подогревателя (согласно инструкции) и заправить в маслобак горячее масло.
8. Проверить винт и контровку гайки крепления винта. Покачиванием за лопасть проверить посадку втулки винта на носке вала и продольный люфт коленчатого вала.
9. Запустить и опробовать мотор согласно инструкции.
10. Осмотреть переднюю часть мотора. Убедиться в отсутствии течи масла. Проверить крепление цилиндров и клапанных механизмов. Проверить крепление свечей и проводников зажигания на свечах. Проверить подогреватель воздуха, входящего в карбюратор.
11. Вскрыть боковые капоты. Осмотреть заднюю часть мотора. Проверить, нет ли течи бензина и масла в соединениях магистралей, из-под приводов агрегатов мотора, из агрегатов и в местах соединения частей мотора. Проверить крепление агрегатов. Проверить соединения маслопроводки, маслومانометра и термометра и наличие контровки сливного крана. Проверить соединения бензопроходов, бензومانометра и контровку на пробках жиклеров и сливного крана. Проверить крепление проводников зажигания к магнето. Проверить крепление тяг управления мотора и контровку пальцев шарнирных соединений.
12. Зимой слить бензин из отстойника карбюратора.
13. Проверить капоты и замки. Закрыть капоты.

**Самолет**

14. Осмотреть обшивку самолета, стойки, ленты-расчалки, крепление элеронов, рулей и триммера и их тросы (провода), проходящие снаружи самолета, и убедиться, что нет повреждений.
15. Осмотреть шасси и костыльную установку. Проверить по

обжатию давление в пневматиках колес. Зимой осмотреть лыжи, натянуть амортизаторы и закончить пальцы.

16. Проверить действие ножного и ручного управления и управления триммером и убедиться, что отклонения элеронов, рулей и триммера правильные и полные, а управление легкое.

17. Осмотреть кабины. Протереть стекла (козырьки). Проверить сдвижной фонарь кабины пилота. Проверить исправность замков пассажирской кабины и обтекателей.

#### Приборы

18. Убедиться, что отверстия приемника воздушных давлений и трубок Вентури не засорены. Зимой проверить обогрев приемника воздушных давлений.

19. Осмотреть в кабине пилота приборы и по положению стрелок убедиться в их исправности. Протереть стекла приборов. Стрелки высотомера и вариометра установить на нуль. Сверить и завести часы.

20. Убедиться при работающем моторе в том, что приборы, контролирующие работу мотора, работают исправно.

#### Электрооборудование

21. Осмотреть защитные стекла фары, АНО и лампочек освещения приборной доски и кабин.

22. Проверить напряжение аккумулятора под нагрузкой 1—1,5 а с помощью переносного вольтметра (в качестве нагрузки можно включить АНО). Напряжение должно быть не ниже 23,5 в при 24-вольтовом аккумуляторе и 11,5 в при 12-вольтовом аккумуляторе.

23. Опробовать поочередным включением все электрооборудование.

24. Проверить, есть ли запасные электролампы и предохранители.

#### Заключительные работы

25. Проверить загрузку самолета согласно рекомендуемым вариантам загрузок и закрепить грузы.

26. Положить в самолет бортовой инвентарь, необходимый для полета.

27. Сдать самолет пилоту и оформить техническую документацию.

28. После опробования мотора пилотом по его команде убрать колодки из-под колес и оказать помощь в вырублении самолета на старт.

### 3. Стартовый осмотр

(При учебно-тренировочных полетах и при работах по спецприменению)

Осмотр на старте производится каждый раз после посадки самолета для заправки горючим, — когда экипаж получает новое задание и самолет снова уходит в полет без отруливания к месту стоянки. Этот осмотр производится также при загрузке самолета ядовитым веществом при полетах по специальным применениям.

Осмотр производится с выключенным мотором. Цель данного осмотра — выявление повреждений, которые могли возникнуть в полете, при посадке и рулении.

1. Проверить количество горючего и, если требуется, дозаправить самолет бензином, предварительно заземлив самолет.

2. Проверить, нет ли течи бензина и масла.

3. Проверить, нет ли наружных повреждений винта.

4. Проверить крепление капотов и крышек лючков.

5. Проверить давление в пневматиках колес. Зимой проверить лыжи.

6. Проверить костьяную установку. Зимой проверить хвостовую лыжу.

7. Осмотреть обшивку самолета, стойки и ленты-расчалки, нет ли наружных повреждений. Осмотреть крепление элеронов и рулей.

8. Осмотреть кабины. Протереть козырьки. Проверить действие органов управления самолетом.

При работе по специальному применению после каждого полета при заправке бака ядовитым веществом дополнительно осмотреть и:

а) очистить обшивку самолета от загрязнения химикатами;

б) проверить крепление подвесной аппаратуры.

### 4. Техническое обслуживание при кратковременной стоянке

Техническое обслуживание при кратковременной стоянке предназначено для подготовки самолета к следующему полету. Этот вид технического обслуживания проводится в рейсе при кратковременных остановках самолета на промежуточных аэродромах и посадочных площадках, а также при кратковременных перерывах учебно-тренировочных полетов.

#### Предварительные работы

1. Принять самолет на якорную стоянку. Прослушать работу мотора при опробовании его пилотом, предварительно установив под колеса колодки.

2. Закрепить самолет на стоянке. Надеть струбцины на элероны и рули. Закрепить ручку управления.

3. Дозаправить самолет бензином и маслом, предварительно заземлив самолет.

#### Обслуживание винтомоторной установки

4. Проверить винт и контровку гайки винта. Покачиванием за лопасть проверить посадку втулки винта на носке вала и продольный люфт коленчатого вала.

5. Вскрыть боковые капоты. Проверить, нет ли следов подтекания бензина и масла в соединениях магистралей, из-под приводов агрегатов, из агрегатов и в местах соединения частей мотора.

6. Проверить крепление цилиндров и убедиться в отсутствии следов перегрева головок цилиндров.

7. Проверить крепление свечей и проводников зажигания на свечах.

8. Осмотреть газораспределительный механизм. Проверить крепление стоек коромысел. Проверить, нет ли трещин в стойках и коромыслах, а также нет ли заедания роликов и подшипников коромысел. Проверить контровку толкателей, целы ли пружины клапанов. Проверить прямолинейность тяг толкателей.

9. Проверить крепление всасывающих и выхлопных труб.

10. Проверить подогреватель воздуха карбюратора.

11. Проверить крепление агрегатов мотора.

12. Осмотреть бензосистему. Проверить крепление соединений бензопроводки, а также проводки к манометру и заливной системы.

13. Осмотреть маслопроводку. Проверить крепление соединительных маслопроводки и проводки к манометру и термометру. Проверить контровку сливного крана.

14. Осмотреть тяги управления мотором. Проверить их крепление и контровку в шарнирных соединениях.

15. Осмотреть моторную раму. Проверить, нет ли трещин и деформаций в раме, а также в узлах крепления мотора к раме и рамы к фюзеляжу. Проверить контровку болтов в этих узлах.

16. Проверить капоты, замки и петли. Закрыть капоты. Зимой накрыть мотор чехлом.

#### Обслуживание самолета

17. Осмотреть снаружи фюзеляж, коробку крыльев и хвостовое оперение, нет ли деформаций и повреждений обшивки. Проверить крепление элеронов, рулей и триммера и их тросы (провода), проходящие снаружи самолета.

18. Осмотреть шасси. Проверить, нет ли деформаций в стойках, трещин в узлах и повреждений болтов крепления стоек к фюзеляжу. Проверить, нет ли наружных повреждений колес. Проверить по обжатию давление пневматиков колес. Зимой осмотреть лыжи и их амортизаторы.

19. Осмотреть костыльную установку. Проверить, нет ли трещин или других повреждений костыля, резиновой амортизации и их узлов крепления к поворотной трубе. Проверить поворотную трубу и узлы крепления ее к фюзеляжу.

20. Проверить действие ножного и ручного управления и управления триммером и убедиться, что отклонения элеронов, рулей и триммера правильные и полные, а управление легкое.

21. Осмотреть кабины. Проверить оборудование и приборы. Проверить фонарь кабины, окна и двери. Произвести уборку кабин и протереть стекла фонаря.

#### Заключительные работы

22. Слить отстой бензина и законтрить кран.

23. Отвязать самолет. Снять струбцины с элеронов и рулей, отвязать ручку управления.

24. Проверить загрузку самолета согласно рекомендуемым вариантам загрузок и закрепить грузы. Закрыть кабины.

25. После опробования мотора пилотом по его команде убрать колодки из-под колес и оказать помощь при вырубивании самолета на старт.

#### 5. Послеполетное техническое обслуживание

Послеполетное техническое обслуживание предназначено для подготовки самолета к следующему полету. Этот вид технического обслуживания проводится после выполнения последнего дневного или ночного полета, а также в конце учебно-тренировочных или специальных полетов, если по количеству часов налета не положено периодическое техническое обслуживание самолета.

##### Предварительные работы

1. Принять самолет на якорную стоянку. Прослушать работу мотора при опробовании его пилотом, предварительно установив под колеса колодки.

2. Закрепить самолет на якорной стоянке, надеть струбцины на элероны и рули. Привязать ручку управления. Заземлить самолет.

3. Зимой слить масло из бака, затем при положении крана бака на слив слить масло из трубопроводов, повернув для этой цели винт по ходу на 10—12 оборотов. Снять и продуть С-образную трубку, подводящую масло от насоса к хвостовику коленчатого вала.

##### Обслуживание

###### Винтомоторная установка

4. Провернуть винт и убедиться в том, что есть компрессия цилиндров и герметичны клапаны.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ!** Перед проворачиванием винта убедиться в том, что мотор остыл и зажигание выключено.

5. Протереть винт. Проверить винт, нет ли трещин, выбоин и повреждений оковки или целлулоидного покрытия. Проверить посадку втулки винта на носке вала и продольный люфт коленчатого вала, покачивая винт за концы лопастей. После первого полета в случаях установки или перестановки винта проверить ключом затяжку гайки винта. Установить винт в горизонтальное положение.

6. Вскрыть капоты. Проверить, нет ли следов подтекания бензина и масла в соединениях магистралей, из-под приводов агрегатов, из агрегатов и в местах соединения частей мотора.

7. Очистить и вымыть винтомоторную установку от грязи и подтеков масла.

8. Осмотреть мотор. Проверить, нет ли трещин в средней части картера между цилиндрами № 3 и 4. На моторах М-11Д убедиться опробыванием на выдержку в надежности крепления цилиндров. На моторах М-11К проверить контровку гаек крепления

цилиндров. Убедиться в отсутствии следов перегрева головок цилиндров. Проверить крепление свечей.

9. Осмотреть газораспределительный механизм. Проверить крепление стоек коромысел. Проверить, нет ли трещин в стойках и коромыслах, а также нет ли заедания роликов и подшипников коромысел. Проверить контровку толкателей. Проверить, целы ли пружины клапанов. Проверить прямолинейность тяг толкателей. Смазать штоки клапанов смесью керосина и масла.

10. Проверить крепление всасывающих и выхлопных труб.

11. Проверить подогреватель воздуха, входящего в карбюратор.

12. Проверить крепление агрегатов мотора, магнето, карбюратора, бензонасоса, масляного насоса и распределителя сжатого воздуха.

13. Проверить крепление проводников зажигания с магнето и свечами, а также с переключателем и массой.

14. Осмотреть бензосистему. Проверить крепление соединений основной бензопроводки, проводки манометра и заливной системы.

15. Осмотреть маслосистему. Проверить крепление соединений маслопроводки и проводки к манометру и термометру. Проверить контровку сливного крана. Проверить, нет ли трещин в С-образной трубке.

16. Осмотреть тяги управления мотором. Проверить их крепление и ход тяг.

17. Осмотреть систему запуска мотора. Проверить крепление бортового баллона, пусковых клапанов и трубопроводов системы.

18. Осмотреть моторную раму. Проверить, нет ли трещин и деформаций в раме, а также в узлах крепления мотора к раме и рамы к фюзеляжу. Проверить контровку болтов в этих узлах.

19. Проверить капоты, замки и петли. Закрыть капоты.

#### С а м о л е т

20. Очистить от грязи обшивку самолета. Обшивку, загрязненную ядовитым веществом, тщательно вымыть.

21. Осмотреть обшивку фюзеляжа, крыльев, хвостового оперения, элеронов и рулей и убедиться, что нет деформаций и повреждений. Особенно тщательно осмотреть и проверить на прочность обшивку самолета в местах возможного попадания ядовитого вещества.

22. Осмотреть крепление крышек лючков.

23. Произвести уборку в кабинах, очистить стекла окон (козырьков).

24. Осмотреть оборудование кабин.

25. Осмотреть фонари кабин пилота и пассажиров, проверить их крепление к фюзеляжу. Проверить ход сдвижного фонаря кабины пилота. Проверить крепление дверей и замки.

26. Вскрыть обтекатель и лючки. Внутри фюзеляжа удалить грязь, проверить силовые элементы и расчалки. Проверить обтекатель и его замки.

27. Проверить, нет ли повреждений болтов, трещин и деформаций в узлах крепления крыльев к центроплану и фюзеляжу и в узлах крепления стоек и лент-расчалок. Простукиванием (по звуку) проверить натяжение лент-расчалок.

28. Проверить, нет ли повреждений и люфтов в шарнирных узлах подвески элеронов.

29. Проверить вентиляционные отверстия в обшивке центроплана, крыльев и элеронов.

30. Проверить крепление трапа и предохранительных дужек нижнего крыла.

31. Проверить, нет ли повреждений и люфтов в шарнирных узлах стабилизатора, подкосов стабилизатора и в шарнирных узлах навески рулей и триммера.

32. Прочистить вентиляционные отверстия в обшивке стабилизатора, киля и рулей.

#### У п р а в л е н и е с а м о л е т о м

33. Осмотреть все детали ручного и ножного управления и их узлы крепления, подшипники и шарнирные сочленения.

34. Осмотреть сектор управления триммером.

35. Очистить тросы, ролики и втулочки от грязи и пыли. Осмотреть крепление всех тросов и проверить, нет ли потертости тросов на трущихся участках возле роликов и втулок. Осмотреть крепление роликов и проверить их вращение. Смазать ролики, втулочки и трущиеся участки тросов.

36. Проверить действие ручного и ножного управления и управления триммером и убедиться, что отклонения элеронов, рулей и триммера правильные и полные, а управление легкое.

#### Ш а с с и

37. Очистить шасси от грязи.

38. Осмотреть амортизационные стойки, передние подкосы, диагональные тросы и проверить, нет ли трещин, деформаций и повреждений болтов в узлах крепления их к фюзеляжу и муфтам оси. Простукиванием (по звуку) проверить натяжение диагональных тросов.

В случае грубой посадки вскрыть обтекатель амортизационной стойки и проверить направляющие трубы, буферные опоры и шнуровую амортизацию.

39. Осмотреть колеса и ось. Проверить, нет ли повреждений покрышек и втулок колес. Проверить контровку колес на оси. Проверить обжатие пневматиков.

Зимой осмотреть лыжи и проверить крепление их на оси. Освободить от натяжения амортизаторы лыж и проверить ушки крепления амортизаторов и ограничительных тросов. При плохом снежном покрове проверить подошвы лыж.

#### К о с т ы л ь н а я у с т а н о в к а

40. Очистить от грязи костыльную установку.

41. Проверить, нет ли трещин или других повреждений костыля, резиновой амортизации и их узлов крепления к поворотной трубе. Проверить поворотную трубу и узлы крепления ее к фюзеляжу. Проверить крепление проволоки управления костылем к кронштейнам поворотной трубы и руля направления.

#### П р и б о р ы

42. Проверить на моторе крепление приемников и проводки

манометров масла и бензина, термометра масла, генератора и гибкого валика тахометра.

43. Проверить крепление приемника воздушных давлений и трубок Вентури; убедиться, что они не засорены. Зимой проверить обогрев приемника воздушных давлений.

44. Произвести внешний осмотр всех приборов в кабине и по расположению стрелок убедиться в их исправности.

#### Электрооборудование

45. Осмотреть аккумулятор, протереть его и проверить крепление. При наличии подтеков кислоты из аккумулятора снять его и сдать на зарядную станцию для ремонта, а места подтеков протереть.

46. Проверить напряжение аккумуляторов под нагрузкой 1—1,5 а с помощью переносного вольтметра (в качестве нагрузки можно включить АНО): Напряжение при включенной нагрузке должно быть не ниже 23,5 в для 24-вольтового аккумулятора и 11,5 в для 12-вольтового аккумулятора. Разряженный аккумулятор сдать на зарядную станцию для зарядки. Зимой при температуре ниже  $-20^{\circ}\text{C}$ , аккумулятор с самолета снять независимо от его заряда и сдать на хранение в теплое помещение.

47. Опробовать поочередным включением все электрооборудование. Отключить аккумулятор от бортовой сети.

48. Осмотреть защитные стекла фары АНО и лампочек освещения приборной доски и кабин. Протереть защитные стекла чистой сырой тряпкой.

49. Проверить, есть ли запасные лампы и предохранители.

#### Заключительные работы

50. Заправить самолет горючим и маслом. Зимой заправку маслом производить при предполетном техническом обслуживании.

51. Проверить капоты мотора, лючки и панели.

52. Проверить, есть ли струбцины на элеронах и рулях, укреплены ли ручка управления, есть ли колодки под колесами и крепление самолетов на якорной стоянке.

53. Надеть чехлы на винт, мотор, кабины, приемник воздушных давлений и на трубки Вентури.

54. Убрать аэродромное оборудование.

55. Опломбировать самолет и сдать его под охрану.

В связи с тем, что периодические виды технического обслуживания (через 25, 50, 100, 250—300 часов налета и смена мотора), как правило, при эксплуатации самолетов подвергаются серьезным изменениям и дополнениям, то этот материал в книге не помещен. Указанный материал приводится в регламенте технического обслуживания самолетов типа По-2.

В настоящей книге помещено только техническое обслуживание при хранении самолета, которое подвергается изменениям меньше и реже.

## 6. Техническое обслуживание при хранении самолета

### Подготовка самолета к хранению

#### При хранении до 7 дней

Произвести периодическое техническое обслуживание в соответствии с количеством часов налета самолета. Если по количеству часов налета периодическое техническое обслуживание самолета не положено, то необходимо произвести послеполетное техническое обслуживание и дополнительно обильно смазать техническим вазелином все металлические детали самолета (узловые соединения, ленты-расчалки, тросы и т. п.).

#### При хранении свыше 7 дней

1. Произвести периодическое техническое обслуживание в соответствии с налетом часов к моменту хранения, но не в меньшем объеме, чем после 25 часов налета самолета.

2. Запустить и опробовать мотор в течение 10—15 мин. на свежем масле, для чего предварительно необходимо слить масло из бака, трубопровода и картера мотора и залить свежее масло в бак в количестве 8—10 л и в картер мотора через суфлер в количестве 3—4 л.

3. Законсервировать мотор, для чего:

а) вывернуть свечи, залить в каждый цилиндр по 50 см<sup>3</sup> свежего масла, подогретого до  $40-50^{\circ}\text{C}$ , провернуть винт на 8—10 оборотов и вернуть в свечные отверстия цилиндров пробки или бракованные свечи; исправные свечи убрать на хранение в сухое помещение;

б) через выхлопные патрубки при помощи ручного насоса обильно смазать маслом седла, штоки и грибки клапанов выпуска;

в) смазать направляющие клапанов смесью керосина и масла, а пружины клапанов, ролики коромысел и наконечник тяг толкателей — техническим вазелином;

г) смазать техническим вазелином тяги управления мотором и все другие детали мотора, подвергающиеся ржавлению;

д) слить бензин из карбюратора;

е) закрыть промасленным полотном отверстия выхлопных патрубков и воздухоприемника карбюратора;

ж) закрыть капоты и тщательно закрыть чехлами мотор и винт.

4. Законсервировать самолет, для чего:

а) обильно смазать техническим вазелином ленты-расчалки, узлы, тросы и все металлические детали, подвергающиеся ржавлению;

б) снять аккумулятор и сдать его на хранение;

в) тщательно закрепить струбцинами элероны и рули; привязать ручку управления самолетом;

г) тщательно закрыть чехлами кабины самолета; надеть чехлы на приемник воздушных давлений и трубки Вентури;

д) подложить деревянные щиты под колеса и костыльную уста-

повку; закрыть чехлами колеса; подставить под колеса по две колодки;

е) тщательно закрепить самолет на якорной стоянке;

ж) опломбировать горловины масло- и бензобаков, сливной бензокран, чехлы мотора и кабин. Сдать самолет под охрану.

#### Периодическое техническое обслуживание при хранении самолета

##### Ежедневное обслуживание самолета

1. Осмотреть самолет снаружи и проверить, надежно ли закреплены струбцинами элероны и рули, надежно ли самолет закрыт чехлами и прикреплен на якорной стоянке.

2. Снять после каждого дождя все чехлы, легкосъемный обтекатель фюзеляжа, вскрыть лючки и проверить самолет в течение 3—5 час. Прочистить вентиляционные отверстия в обшивке самолета. Просушить чехлы. После просушки закрыть лючки, установить на место обтекатель и тщательно зачехлить самолет.

Зимой после каждого снегопада или метели смести снег с самолета и удалить лед. Снять чехлы, легкосъемный обтекатель фюзеляжа, вскрыть лючки и удалить из кабин и фюзеляжа снег и лед.

Прочистить вентиляционные отверстия в обшивке самолета. Чехлы просушить в теплом помещении. После очистки самолета от снега и льда закрыть лючки, установить на место обтекатель и тщательно зачехлить самолет.

3. Через каждые 5 дней хранения самолета проверить винт на 10—15 оборотов. Зимой, если за период хранения установилась температура ниже  $-5^{\circ}\text{C}$ , винты не проворачивать. Если же в период хранения были оттепели, то перед проворачиванием винта следует подогреть мотор и зашприцевать в каждый цилиндр по 30 см<sup>3</sup> горячего масла.

#### Обслуживание после каждого месяца хранения

1. В ясный, солнечный день просушить самолет, для чего расчехлить самолет и на 3—5 часов вскрыть все лючки, обтекатель и съемные панели. В процессе просушки очистить самолет от пыли и грязи и произвести тщательный осмотр деревянных элементов конструкции, нет ли загнивания или расклейки деревянных деталей и полотняной обшивки, а также, нет ли ржавления металлических деталей. Поврежденные детали отремонтировать, металлические детали, подвергающиеся ржавлению, смазать техническим вазелином.

После просушки закрыть на самолете все лючки, установить на место обтекатель и съемные панели.

2. Расчехлить вингомоторную установку и расконсервировать мотор. Для расконсервации мотора:

а) вывернуть пробки из свечных отверстий, слить масло из цилиндров, для чего повернуть винт на 8—10 оборотов и вернуть исправные свечи;

б) снять промасленное полотно с отверстий выхлопных патрубков и воздухоприемника карбюратора;

в) удалить технический вазелин с деталей мотора и протереть мотор.

3. Произвести предполетное техническое обслуживание с опробованием мотора.

4. Произвести 15—20-минутный облёт самолета над аэродромом.

5. Произвести послеполетное техническое обслуживание, законсервировать мотор и самолет, как указано при подготовке к хранению на срок свыше 7 дней, и сдать самолет на дальнейшее хранение.

#### Обслуживание после каждых 3 месяцев хранения

В дополнение к обслуживанию самолета после каждого месяца хранения вскрыть полотняную обшивку самолета для выявления загнивания и расклейки деревянных деталей в трудно доступных местах.

Полотняную обшивку вскрыть в следующих местах:

1) На участках между нервюрами № 9 и 11 на задних лонжеронах крыльев.

2) В узлах крепления стоек крыльев.

3) В узлах соединения нижних лонжеронов передней части фюзеляжа с задней.

4) В местах соединения нижних лонжеронов фюзеляжа с килевой стойкой.

5) На лонжероне стабилизатора в местах крепления подкосов.

Через вскрытое полотно тщательно проверить, нет ли признаков загнивания и расклейки лонжеронов, нервюр, бобышек и фанерной обшивки. Во всех других трудно доступных местах деревянные детали проверить путем тщательного ощупывания через обшивку. Если какой-либо участок вызывает сомнения в его надежности, следует вскрыть обшивку для более тщательного осмотра. Обнаруженное незначительное загнивание и незначительные расклейки устранить местным ремонтном с соблюдением технических условий.

Самолеты, на которых обнаружено загнивание и расклейка лонжеронов фюзеляжа и крыла, с эксплуатации снять и направить в ремонт.

#### Обслуживание самолета при подготовке к летной эксплуатации

После хранения самолета до 7 дней провести на самолете послеполетное и предполетное техническое обслуживание. После хранения самолета свыше 7 дней необходимо расконсервировать мотор и самолет, осмотреть в целом весь самолет в объеме обслуживания после 25 часов налета и провести предполетное техническое обслуживание.

#### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Расскажите об основных неисправностях фюзеляжа, крыла и стабилизатора.

2. Приведите основные дефекты управления самолетом, лент-расчалок и взлетно-посадочного устройства.

3. Какие дефекты встречаются на самолетах типа По-2 по винтомоторной группе, электрооборудованию и спецоборудованию.

4. Какие виды технического обслуживания относятся к повседневным, периодическим.

5. Расскажите о назначении и приведите полный перечень работ предполетного технического обслуживания.

6. Объясните назначение и приведите полный перечень работ стартового осмотра.

7. Расскажите о назначении и приведите полный перечень работ технического обслуживания при кратковременной стоянке самолета.

8. Объясните назначение и приведите полный перечень работ послеполетного технического обслуживания.

9. Приведите перечень работ по самолету, мотору и спецоборудованию при хранении свыше 7 дней.

10. Какие работы следует провести при ежедневном техническом обслуживании самолета при периодическом техобслуживании.

11. Расскажите, какие работы следует провести на самолете при обслуживании его после одного месяца хранения.

12. Приведите полный перечень работ на самолете при хранении его после трех месяцев хранения.

## ГЛАВА XIII

### НЕИСПРАВНОСТИ САМОЛЕТА И УКАЗАНИЯ ПО ИХ УСТРАНЕНИЮ

#### 1. Общие замечания

Для сохранения самолета необходимо выполнять следующие основные правила: систематически наблюдать за деревянными деталями фюзеляжа, крыльев и хвостового оперения, не допуская загнивания, расклейки и трещин. Для предохранения от загнивания следует принимать все меры к тому, чтобы на деревянных деталях и около них не скапливалась влага.

Самолет должен содержаться в сухом состоянии. Наилучшим способом, предохраняющим скопление влаги, — своевременная просушка самолета на земле и в воздухе. Самолет должен всегда быть чистым. Пыль и грязь способствуют скоплению влаги в самолете.

Для удаления влаги из фюзеляжа, крыльев, центроплана, стабилизатора и органов управления необходимо содержать в чистоте вентиляционные отверстия.

При вынужденном хранении самолетов на сырой площадке нужно чаще обычного проветривать крылья, фюзеляж и центроплан через открытые лючки и кабины. Наилучшей просушкой самолета является полет в сухую погоду в течение 20—30 мин., при котором осуществляется хорошая вентиляция всех внутренних труднодоступных мест.

Для предохранения деревянных деталей самолета от загнивания необходимо следить за защитным слоем. Обнаруженные места с повреждением защитного лака следует зачищать стеклянкой бумагой и покрывать лаком № 17А. Необходимо систематически наблюдать за лаковым покрытием и натяжением полотняной обшивки. Характерным признаком нарушения лакового покрытия является растрескивание и отставание защитного слоя. Характер-

ным признаком потери натяжения обшивки является провисание ее между нервюрами и отставание ниток.

Для предохранения от растрескивания и потери натяжения обшивки следует принимать меры, чтобы самолет не был под дождем и под длительным воздействием солнечных лучей. Ни в коем случае не давать засыхать грязи и масляным пятнам после полетов и при первой возможности удалять их чистыми тряпками или ветошью, слегка смоченной водой, нагретой не выше 30°C.

При потере натяжения обшивки на значительной площади следует крыло, центроплан или стабилизатор снять и отправить в ремонт. Если же потеря натяжения обшивки наблюдается на небольшой площади, то в этом случае рекомендуется с поверхности обшивки:

а) удалить жирные пятна, протерев ее ветошью, слегка смоченной в бензине;

б) удалить волосяной щеткой пыль и протереть ее мягкой фланелью;

в) нанести один слой аэролака А1Н, слегка нажимая на кисть;

г) нанести, когда аэролак первого покрытия просохнет, один-два слоя аэролака второго покрытия.

Повреждения и пробоины полотняной обшивки рекомендуется заделывать следующим образом:

1. В местах разрыва обшивки необходимо обрезать неровности по краям разрыва и на расстоянии 80 мм от краев удалить разжижителем РДВ или аэролаком А1Н старое лакокрасочное покрытие.

2. После высыхания ткани края разрыва сшить прочной вощеной ниткой при помощи кривой иглы.

3. Изготовить заплату из такой же ткани, что и обшивка крыла, и по краям ее сделать зубцы или бахрому. Размеры заплаты должны быть больше поврежденного участка с таким расчетом, чтобы края ее заходили за края разрыва на 40 мм. На заплату нанести с обеих сторон один слой аэролака А1Н и дать ему просохнуть в течение 20 мин.

4. Нанести слой аэролака первого покрытия А1Н на ткань в месте разрыва и вторично на выкроенную заплату. Наложить заплату на поврежденное место и разгладить ее. Зубчатые края заплаты (или бахрому) приклеивать особо тщательно.

5. Нанести на нее кистью еще два слоя аэролака А1Н, каждый последующий слой наносить через 1,5—2 мин. после предыдущего.

6. После высыхания последнего слоя аэролака окрасить заплату под общий цвет обшивки.

#### 2. Фюзеляж

Если во многих местах будет обнаружено коробление фанерной обшивки боковин и обтекателей фюзеляжа и стрела прогиба фанеры будет больше 4 мм, необходимо самолет направить в ремонт.

Коробление фанерной обшивки в двух-трех местах с прогибом меньше 4 мм следует устранять с помощью усиливающих реек и

планок толщиной 2—3 мм. Рейки или планки ставить на клею и гвоздях.

Рейки или планки должны располагаться поперек волны прогиба, а не вдоль. В местах установки усиливающих реек лакокрасочное покрытие следует удалить, а после установки реек вновь окрасить.

Для предупреждения появления продольных трещин верхние лонжероны фюзеляжа на участке крепления бензобака увеличенной емкости нужно обматывать миткалевой лентой на клею.

Для увеличения жесткости подвески бензобака установить сосновые прокладки между узлами крепления бензобака и лонжеронами фюзеляжа. Для предотвращения перетирания бака необходимо прокладки со стороны прилегания их к баку обшить фетром или шинельным сукном.

Систематически проверять натяжение расчалок задней части фюзеляжа. Нужно особенно тщательно следить за натяжением расчалок на учебно-тренировочных самолетах, так как данный дефект больше наблюдается на этих самолетах, ввиду большого количества грубых посадок. Натяжение проволочных расчалок задней части фюзеляжа должно быть  $130 \pm 15$  кг. Натяжение расчалок проверять с помощью тензометра (прибор для определения натяжения расчалок и тросов).

### 3. Крылья

Самолеты, на которых будет обнаружена расклейка или загнивание задних лонжеронов, к дальнейшей эксплуатации не допускаются и должны быть направлены в ремонт. Небольшие участки расклейки лонжеронов разрешается ремонтировать в эксплуатационных подразделениях, с соблюдением технических условий на ремонт.

Необходимо проверять, не ослабло ли крепление вильчатых и ушковых болтов элеронов на лонжеронах плоскостей. В тех случаях, когда будет обнаружено, что болты свободно проворачиваются или имеется продольный люфт, то нужно сделать надрезы обтяжки и устранить дефект. Такие проверки рекомендуется проводить при подготовке самолетов к зимней и летней эксплуатации.

При обслуживании крыльев следует обращать особое внимание на переднюю кромку, как основной рабочей части крыла. Опыт эксплуатации показывает, что при плохом техническом обслуживании наблюдались случаи разрушения носков крыльев в полете. Этот дефект появляется вследствие расклейки и загнивания носков нервюр и фанерной обшивки, а также недостаточной жесткости носка.

В целях увеличения жесткости фанерной обшивки носка крыльев на самолетах По-2 выпуска 1949 г. под обшивкой носовой части крыльев установлен стрингер с выравнивающими накладками. Для самолетов же прежних выпусков, которые не имеют усиленных носков крыльев, для предупреждения появления дефекта следует при смене мотора и через каждые 6 месяцев эксплуатации производить частичное вскрытие обтяжки передних кромок

крыльев и проверять носки нервюр, фанерную обшивку и передние лонжероны.

Обшивку следует вскрывать в нескольких местах с нижней поверхности (не разрезая фанерную обшивку) небольшими разрезами, но с тем, чтобы передняя кромка крыла была проверена по всей длине. Если будут обнаружены расклеенные и загнившие носки и нервюры, то крыло нужно снять и направить в ремонт.

Характерным дефектом центроплана является загнивание и расклейка заднего лонжерона и хвостиков нервюр. Этот дефект появляется из-за скопления влаги в задней части центроплана. В целях сохранения силового набора необходимо систематически проветривать центроплан через смотровой лючок и не допускать скопления влаги внутри его.

### 4. Управление самолетом

При осмотре тросов надо прежде всего проверить, не изношены ли они. Износ тросов происходит в местах перегиба на роликах, в направляющих трубках и в гибкой оболочке. Износ характеризуется следующими признаками:

- а) истирание и обрыв отдельных нитей троса;
- б) уменьшение диаметра троса вследствие нагартовки поверхности отдельных нитей без обрыва.

Тросы изнашиваются почти исключительно на роликах, так как здесь они подвергаются растяжению, изгибу и поверхностному давлению вследствие нажатия троса на ролик, наружному изнашиванию внешних нитей от трения о ролик и внутреннему изнашиванию вследствие взаимного скольжения и трения друг о друга.

Обрыв нитей (заершенность) легко обнаружить осмотром. Для этого трос зажимают ветошью около ролика и перемещают его, отклоняя рули и элероны в крайние положения. Оборванная нить зацепит за ветошь. Если на тросе будет обнаружено свыше двух оборванных нитей или потертость, трос следует заменить новым.

Уменьшение диаметра троса без обрыва нитей в эксплуатации встречается редко. Этот вид износа является более опасным, так как определить его на ощупь трудно. Это можно сделать только, сняв трос и проверив сомнительное место путем перегиба троса в разные стороны; при этом изношенные нити лопнут.

На самолетах типа По-2 установлены металлические ролики без шарикоподшипников, которые больше чем в два раза сокращают срок службы тросов по сравнению с текстолитовыми роликами. В целях предохранения тросов от износа следует тросы и ролики держать всегда в чистоте и не допускать заедания роликов на осях. Особенно сильно изнашиваются ролики и тросы на пыльных аэродромах. Поэтому необходимо тросы очищать от пыли, грязи и регулярно смазывать их техническим вазелином.

Обнаруженную ржавчину на тросе следует удалять только тряпкой, смоченной в обезвоженном керосине, после чего участок троса нужно вытереть насухо и смазать тонким слоем технического вазелина.



Необходимо следить за тем, чтобы тросы нигде не терлись о посторонние предметы или друг о друга. Если же трение незначительное и избежать его нельзя, то в этом месте надо поставить кожаные чехлы или деревянные колодки, обшитые снаружи кожей.

Натяжение тросов не должно быть слабым, во избежание вибраций и соскакивания с ролика, но не должно быть также и чрезмерным, во избежание обрыва троса и тугого управления. Тросы должны быть натянуты равномерно, так как в случае перетяжки одного из них другой совсем перестанет работать и вся нагрузка ляжет на перетянутый трос.

Натяжение троса проверяют с помощью тензометра или подвешивают гири в 1 кг на трос, на равном расстоянии от роликов, и измеряют стрелу прогиба, которая не должна быть более 1/200 длины отрезка между опорами.

При осмотре тросов надо проверять заплетку их концов и коуши, а также следить за тем, чтобы в крайних положениях троса ни коуш, ни тандер не могли попасть в какой-либо ролик и вызвать тем самым заклинивание троса.

При осмотре тросовой проводки необходимо проверять зазоры между роликами и ограничительными скобами. Зазор не должен превышать 2,5 мм для тросов диаметром 4—5 мм. При зазоре больше указанного необходимо заменить ограничительную скобу или в исключительных случаях подогнуть ее.

При осмотре и замене тросов нужно проверять соответствие тандеров и их контровку; правильно подобранный тандер должен иметь диаметр шейки хвостовика, равный диаметру троса. Тандер должен контриться медной или железной оцинкованной проволокой (рис. 171). Хвостовики тандера должны ввертываться в муф-



Рис. 171. Контровка тандера троса.

ту настолько, чтобы его нельзя было вырвать из муфты (практически, чтобы резьба наконечника, не утопленная в муфте, составляла не более двух витков).

В случае повреждения тросов на отдельных участках и отсутствия запасных разрешается частично заменять поврежденные. Отдельные участки тросов соединяют при помощи тандеров, обеспечив нормальную заплетку и заделку концов. После частичной замены троса необходимо проверить:

- а) нет ли касания тандера о какие-либо детали самолета;
- б) чтобы расстояние между роликом и тандером при любых положениях рулей и элеронов было не менее 300 мм; наращивание тросов сплетением концов не разрешается.

Для предохранения от износов шарнирных соединений и подшипников ручного и ножного управления нужно своевременно удалять пыль, грязь и вводить свежую смазку в сочленения. Смазку в шарнирные соединения и подшипники управления самолетом,

согласно техническому обслуживанию, следует вводить через каждые 25 часов. При техническом обслуживании нужно уделять также внимание жестким элементам управления, на которых появляются изгибы, трещины и вмятины. Изогнутые трубчатые тяги легко выпрямить в холодном состоянии на прессе или другом при-

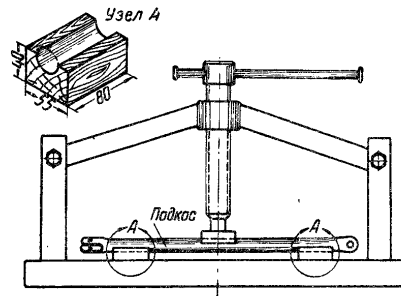


Рис. 172. Приспособление для выправки тяг.

способлению (рис. 172), создающем плавное нагружение без ударов. В деталях управления самолетом не допускаются трещины, независимо от их величины. Трещины по месту сварки в деталях управления необходимо устранять подваркой.

## 5. Взлетно-посадочные устройства

Шасси и костыльная установка больше чем какие-либо другие части самолета подвергаются износу и загрязнению, поэтому при обслуживании нужно следить за ними.

Во время выполнения послеполетного технического обслуживания обязательно удалять грязь, пыль, масляные пятна с шасси и костыльной установки. Для предохранения от быстрого износа трущихся деталей и шарнирных соединений необходимо через каждые 25 часов полета заменять старую смазку свежей.

Пневматики колес необходимо предохранять от попадания на них бензина, керосина и масла, так как от этого резина разъедается и быстро портится. Резину также надо предохранять от вредного влияния солнечных лучей (ультрафиолетовых лучей), от которых она ссыхается и трескается. Для предохранения резины от разрушения на колеса при стоянке следует надевать чехлы.

При длительной стоянке самолета необходимо перекачивать самолет на колесах, меняя один раз в неделю место соприкосновения пневматика с грунтом, так как длительная стоянка на одном месте вредно отражается на долговечности пневматиков, снижая их эксплуатационные качества.

При образовании местной остаточной деформации покрышек («плюх»), наблюдаемой при низких температурах, необходимо

произвести руление для восстановления первоначальной их формы.

Для предупреждения примерзания пневматиков к снежному покрову и порчи их при сдвигании самолета с места под пневматиками подкладывают фанерные листы, деревянные щиты или ветки хвой и т. п.

Колеса поглощают часть работы при движении самолета по земле, во время взлета и посадки. Поэтому очень важно, чтобы пневматики колес были правильно накачаны воздухом. Давление воздуха в пневматиках колес По-2 должно быть 3 кг/см<sup>2</sup>. Давление в пневматиках правого и левого колес должно быть одинаковым; допускается разность давлений не больше 0,25 кг/см<sup>2</sup>. Нельзя выпускать самолет со слабо или чрезмерно накачанными пневматиками. Слабо накачанный пневматик может повернуться на обходе при посадке, срезать вентиль камеры и привести к аварии самолета.

Покрышки не допускаются к дальнейшей эксплуатации при наличии следующих дефектов:

а) порезов и повреждений протектора и боковин до каркаса, куда могут попасть вода и грязь;

б) местных вздутий в любой части покрышки;

в) износа протектора до каркаса;

г) сетки старения с трещинами, глубина которых доходит до каркаса. Влага, проникшая к слою каркаса, способствует появлению грибка, в результате чего каркас разрушается. При обнаружении перечисленных выше дефектов локрышки необходимо заменить исправными.

Не допускается замасливание золотника вентиля, а также попадания в корпус вентиля влаги, масла, бензина и грязи, для чего необходимо надевать на вентили колпачки. Корпус вентиля предохранять от изгиба, так как небольшой изгиб нарушает правильную работу золотника и утечка воздуха из камеры через золотник будет неизбежной.

При профилактическом осмотре колес необходимо тщательно проверить покрышку, камеру, втулку колеса, ось и подшипники. Подшипники следует промыть бензином, высушить и смазать смазкой НК-50 до температуры наружного воздуха минус 20°C, при более низкой температуре — смазкой № 1/13. Если будут обнаружены выкрашивание, трещины, потертости и цвета побегалости на роликах и обоймах, то необходимо заменить подшипники новыми.

Шнуровой амортизатор чувствителен к изменению температуры; от жары он трескается, а от мороза делается хрупким и теряет свои упругие свойства. Амортизатор наиболее выгодно работает при большом относительном удлинении резинового шнура, так как удельная работа шнура возрастает с увеличением удлинения. Резиновый шнур на самолете По-2 должен работать при удлинении не больше 50—60%; при большем удлинении шнур будет быстро изнашиваться.

Уход за амортизационным шнуром заключается в предохранении его от вредного влияния солнечных лучей и от разрушения бензином и маслом.

При осмотре амортизаторов следует проверить:

а) цела ли оплетка; при расползании оплетки шнур нужно заменить новым;

б) эластичен ли шнур;

в) степень затяжки и нет ли удлинения шнура; чрезмерная вытяжка шнура легко определяется по просвечиванию через верхнюю оплетку резиновых нитей и ниток второго слоя оплетки;

г) нет ли местного выпучивания шнура, что указывает на обрыв резиновых нитей; шнур, имеющий выпучивание, должен быть заменен новым;

д) нет ли соприкосновения шнура с другими элементами шасси или костыля.

При эксплуатации самолета на лыжах нужно систематически следить за лыжами и их амортизацией. При осмотре лыж проверить:

а) кабан лыжи, нет ли деформации и трещин стержней;

б) исправен ли полоз, нет ли трещин, вмятин, надломов и загнивания, исправна ли металлическая оковка;

в) узлы крепления амортизаторов и предохранителей;

г) наружную обшивку лыж и внутренний набор (нервюры и стрингеры);

д) амортизацию, обращая особое внимание на надежность крепления амортизаторов;

Для уменьшения примерзания полоза к снегу на укатанном снегу в поперечном к лыже направлении вырубается неглубокие канавки в виде «снежной пребенки» или рекомендуется лыжи устанавливать на ветки, хвою, солому или фанеру.

Для обеспечения лучшего скольжения по снегу, а также и для защиты от примерзания полоз лыжи нужно натирать смесью, состоящей из 3 частей льняного масла и 1 части керосина или мазью, применяемой для обычных спортивных лыж.

Как правило, после полета амортизаторы должны быть ослаблены от натяжения. В сильные морозы (минус 20°C и ниже) следует после полетов снимать амортизаторы лыж и хранить их в теплом помещении.

#### Снятие колеса

1. Освободить колесо от нагрузки с помощью козелка под крыло или подставки под ось шасси так, чтобы оно не касалось земли.

2. Расконтрить и отвернуть гайку, выбить конусную шпильку и снять предохранительный колпачок с оси.

3. Снять колесо.

#### Разборка колеса

1. Отвернуть затяжную гайку.

2. Снять контрольное кольцо.

3. Снять предохранительное кольцо (чашку).

4. Вынуть с одной стороны роликподшипник.

5. Вынуть с другой стороны втулку, предохранительное кольцо и второй роликоподшипник.

6. Промыть все снятые детали в бензине и смазать подшипники колес летом смазкой НК-50, а зимой — смазкой № 1/13.

#### Сборка колеса

1. Вставить роликоподшипник.
2. Вставить втулку.
3. Установить предохранительное кольцо.
4. Вставить с другой стороны роликоподшипник.
5. Установить предохранительное кольцо с другой стороны.
6. Надеть контровое кольцо так, чтобы внутренний зуб его вошел в канавку втулки.
7. Навернуть с другой стороны затяжную гайку, удерживая втулку за продольные вырезы на торце.
8. Проверить, легко ли вращается колесо.
9. Законтрить затяжную гайку контровым кольцом.

#### Установка колеса

1. Убедиться, что поверхность оси не имеет надиров и царапин, после чего смазать ее.
2. Установить колесо на ось и проверить, что оно свободно вращается.
3. Надеть предохранительный колпачок оси.
4. Установить конусный болт, навернуть гайку и зашплинтовать ее.
5. Убрать опоры и опустить самолет на колесо.

#### Снятие амортизатора шасси

1. Освободить колесо от нагрузки, подставив козелок под соответствующее крыло или под ось шасси.
2. Снять обтекатель с амортизационной стойки.
3. Обрезать шпагат и снять с обеих сторон неисправные амортизаторы (рис. 173).

#### Установка амортизатора шасси

1. Подготовить новые амортизационные шнуры диаметром 14 мм.
2. Привязать шпагатом свободный конец амортизатора к верхней траверсе амортизационной стойки.

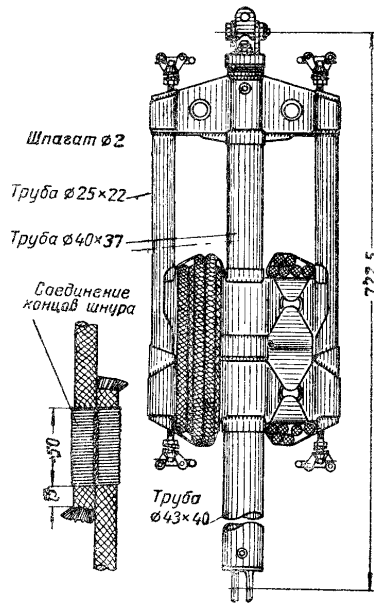


Рис. 173. Амортизационная стойка шасси.

3. Намотать с небольшим усилием резиновый шнур на верхнюю и нижнюю обоймы стойки. Резиновый шнур наматывается на обоймы с предварительным натяжением, равным 10%.

4. Обвязать концы амортизатора шпагатом из расчета, чтобы длина его была 2300 мм (шесть витков); длина обвязки шпагата должна быть не менее 50 мм.

5. Обрезать резиновый шнур с обоих концов.

Установка амортизатора с другой стороны стойки производится таким же образом, как указано выше.

6. Установить обтекатель на стойку.

7. Убрать опоры и опустить самолет на колеса.

Замена амортизатора только с одной стороны стойки производится при стояночном положении самолета без подъема колеса.

#### Снятие амортизатора костыля (рис. 174)

1. Поднять заднюю часть фюзеляжа для освобождения костыля от нагрузки и подставить козелок под хвостовую опору фюзеляжа.

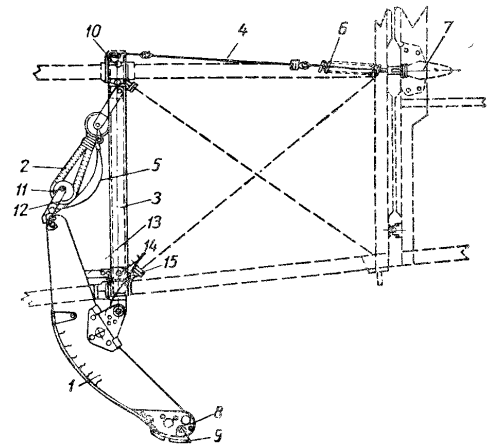


Рис. 174. Крепление костыльной установки.

1—костыль; 2—амортизационный шнур; 3—поворотная труба; 4—проволока управления костылем; 5—ограничительный трос; 6—пружина управления костылем; 7—рычаг управления костылем на руле направления; 8—оковка; 9—пятка костыля; 10—рычаг поворотной трубы; 11—катушка; 12—серьга; 13—обратная амортизация; 14—средний узел костыля; 15—масленка.

2. Открыть лючок костыльной установки.

3. Отвернуть гайку и вынуть болт из верхней катушки амортизатора.

4. Отвернуть гайку и вынуть болт из нижней катушки амортизатора.
5. Снять амортизатор.

#### Установка амортизатора костыля

1. Приготовить новый амортизатор диаметром 14 мм, длиной 1670 мм.
2. Намотать амортизационный шнур равномерно тремя витками на обе катушки.
3. Обвязать свободные концы амортизатора шпагатом диаметром 2 мм, длина обвязки должна быть не менее 50 мм.
4. Вставить нижнюю катушку в серьгу, установить болт и накрутить гайку.
5. Вставить верхнюю катушку в серьгу, установить болт и накрутить гайку.
6. Вынуть опору и опустить заднюю часть фюзеляжа на костьль.
7. Закрывать лючок.

#### Снятие и установка пятки костыля

1. Поднять хвостовую часть фюзеляжа и установить ее на козелок.
  2. Расшплинтовать, отвернуть гайки и выбить болты.
  3. Снять неисправную пятку.
- Установка пятки костыля производится в обратном порядке.

### 6. Бензо- и маслосистемы

При техническом обслуживании бензосистемы и маслосистемы необходимо проверять:

- а) герметичность соединений трубопроводов, гибких шлангов, дюритовых соединений; течь бензина, масла не допускается и должна устраняться подтяжкой соединений или заменой его новым;
- б) нет ли коррозии баков и трубопроводов; баки, имеющие коррозию общей площадью 1 дм<sup>2</sup> или на швах длиной 0,5 м, а также поверхностную коррозию глубиной больше 0,2 мм, должны быть заменены новыми; незначительные участки коррозии глубиной меньше 0,2 мм зачищаются наждачным полотном, облуживаются, покрываются грунтом АЛГ-1 и затем окрашиваются;
- в) нет ли трещин баков, его деталей и трубопроводов; мелкие детали баков — горловины, отстойники, штуцеры, а также трубопроводы, имеющие трещины, подлежат замене; бак, имеющий трещину длиной более 40—50 мм, нужно снять и отправить в ремонт;
- г) нет ли вмятин баков и трубопроводов; баки, имеющие вмятины на обечайке и боковинах глубиной до 5 мм и не более двух общей площадью до 2 дм<sup>2</sup>, допускаются к дальнейшей эксплуатации без выправки. На трубопроводах допускаются только на прямых участках вмятины глубиной не более 0,1 диаметра трубы, шири-

риной не более 0,3 м и длиной (вдоль оси трубы) не более 20 мм; д) нет ли потертости трубопроводов от соприкосновения их с другими деталями самолета; для предохранения от потертости в местах соприкосновения нужно ставить резиновые или кожаные втулки, прокладки;

е) крепления бензобаков и маслобаков; ленты крепления, имеющие трещины или сорванную резьбу стяжных болтов, подлежат замене;

ж) дренажные отверстия в пробках заливных горловин;

з) нет ли заеданий и повреждений тяг управления бензокраном;

и) нет ли влаги и других примесей в фильтрах-отстойниках. Перед каждым полетом следует сливать отстой из фильтра-отстойника.

При эксплуатации самолетов По-2 и По-2А с бензопитанием от насоса БНК-12АС имели место случаи поломки бензопровода, идущего от бензонасоса к манометру. Для устранения указанного дефекта рекомендуется перенести бензопровод с левой стороны на правую и укрепить его двумя хомутами по верхнему подкосу моторной рамы (рис. 175). Подводку к манометру через противопожарную перегородку на правом борту выполнить таким же способом, как она была выполнена раньше на левом борту.

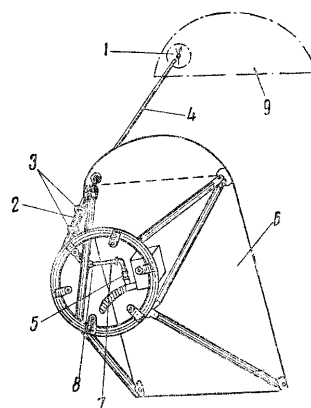


Рис. 175. Схема перестановки бензопровода манометра.

1—манометр в кабине пилота; 2—правый верхний подкос моторной рамы; 3—хомуты крепления бензопровода к подкосу моторной рамы; 4—трубопровод (крепление этого участка такое же, как и на левом борту); 5—штуцер бензонасоса; 6—противопожарная перегородка; 7—соединение разреза трубки бензостойким дюритовым шлангом на четырех хомутах (на расстоянии 40—45 мм от штуцера бензонасоса); 8—бензопровод, идущий от бензонасоса к манометру; 9—приборная доска.

Бензопровод надо разрезать на расстоянии 40—45 мм от штуцера бензонасоса. Обрезанные концы трубопроводов соединить бензостойким дюритовым шлангом на четырех хомутах (рис. 176); на стыке концов оставить зазор 25 мм, а лишний участок трубопровода отрезать. После монтажа бензопровода проверить герметичность соединений.

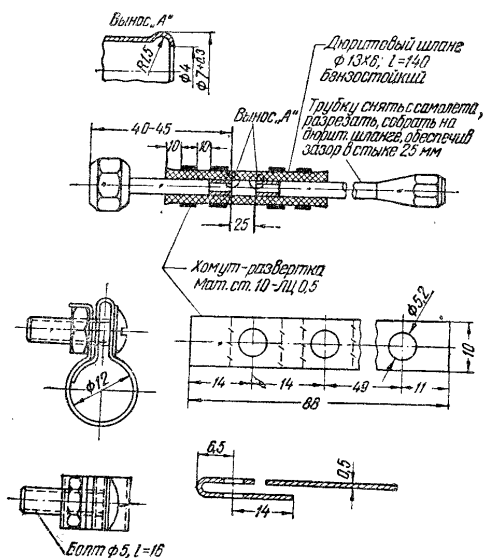


Рис. 176. Гибкое соединение бензопроводки манометра.

#### Снятие бензобака

1. Полностью слить бензин из бака.
2. Снять верхний фанерный обтекатель бензобака.
3. Отсоединить канатик заземления бака.
4. Отсоединить всасывающую трубку заливной системы.
5. Отсоединить трубку гидростатического бензиномера.
6. Отсоединить от нижнего штуцера бака питающий бензопровод.
7. Освободить нижние пояса ленты крепления.
8. Отсоединить с одной стороны верхние пояса лент крепления у лонжеронов фюзеляжа.
9. Снять бензобак.

#### Установка бензобака

1. Установить бак на нижние ленты крепления так, чтобы они расположились на скобках.
2. Присоединить коробочки верхних поясов лент к стяжным болтам узлов крепления бензобака к верхним лонжеронам фюзеляжа.
3. Закрепить полностью нижние пояса лент, после чего полностью закрепить верхние пояса лент.

4. Присоединить питающий бензопровод к нижнему штуцеру бака.
5. Присоединить трубку гидростатического бензиномера.
6. Присоединить всасывающую трубку от насоса к штуцеру бака.
7. Присоединить канатик заземления.
8. Установить фанерный обтекатель и прикрепить его к фюзеляжу.

#### 7. Воздушный винт

При обслуживании винта следует проверять, нет ли трещин, забоин, биения, не ослаблены ли крепления. Особенно следует проверить, нет ли повреждений (смятия) передней кромки от приспособления для запуска — «лапы» (распространенный дефект).

##### Снятие винта

1. Расконтрить, отвернуть и снять гайку винта.
2. Снять винт с мотора при помощи специального съемника.
3. Обернуть носок вала мотора чистой тряпкой или бумагой.

##### Установка винта

1. Перед установкой винта носок вала смазать смазкой НК-50 или заменителем—солидолом (жировым) с добавлением 5—7% графита марки С-1.
2. Установить винт на носок вала мотора.
3. Затянуть зажимную гайку с моментом затяжки 80 кгм.

#### 8. Капоты

За капотами требуется постоянный уход, так как они подвергаются загрязнению от масла с внутренней стороны и от масла, грязи и пыли с наружной стороны.

На капотах не должно быть вмятин, трещин и разрывов. Они должны плотно прилегать друг к другу без зазоров и щелей в закрытом положении. Трещины необходимо засверливать сверлом диаметром 1,5—2 мм. Вмятины должны выправляться деревянным молотком. Места разрывов отремонтировать установкой на них заплат из листового дуралюмина толщиной 1 мм на алюминиевых заклепках диаметром 2—2,5 мм.

Необходимо следить за пружинами и замками. Неисправные замки отремонтировать или заменить новыми. Пружины не должны быть сильно вытянутыми; вытянутые пружины следует заменить новыми. Замки должны закрываться и открываться без особых усилий. Подгонка замков и их крепление не должны допускать возможности самопроизвольного открытия капотов в воздухе.

#### 9. Моторная рама

При техническом обслуживании моторных рам проверить:

- а) нет ли вмятин, потертости и забоин; вмятины, потертости и

забины на кольца моторной рамы глубиной до 0,5 мм, длиной не более 10—12 мм допускаются без ремонта, но с обязательным устранением причин, вызывающих эти неисправности;

б) нет ли усыхания (потери эластичности) резиновых втулок кольца. При наличии трещин и потери эластичности резины поставить новые втулки;

в) не ослаблены ли крепления моторной рамы к фюзеляжу, мотора к кольцу и лент-расчалок; при наличии ослаблений креплений необходимо подтянуть болты крепления и ленты-расчалки; натяжение верхнего креста должно составлять  $350 \pm 35$  кг, натяжение нижнего креста (паука)  $375 \pm 35$  кг.

### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Назовите основные правила сохранения полотна и деревянных деталей самолета.

2. Приведите способы устранения неисправностей фюзеляжа и крыльев.

3. Приведите характерные неисправности управления самолетом и расскажите о способах устранения их.

4. Назовите основные неисправности взлетно-посадочных устройств самолета и приведите способы устранения их.

5. Расскажите, на что следует обращать внимание при техническом обслуживании резиновой амортизации шасси и костыльной установки и о способах устранения неисправностей.

6. Расскажите о снятии, разборке, сборке и установке колеса шасси.

7. Приведите технологию снятия и установки амортизатора шасси.

8. Приведите технологию снятия и установки амортизатора костыля.

9. На что следует обращать внимание при техническом обслуживании бензо- и маслосистем самолета.

10. Расскажите, как снять и установить фюзеляжный бензобак самолета По-2.

11. На что следует обращать внимание при осмотрах винта и приведите порядок его снятия и установки на моторе.

12. Назовите характерные неисправности моторной рамы и капотов мотора и способы устранения их.

## ГЛАВА XIV

### ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ СПЕЦИАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА По-2А

#### 1. Авиаопыливатель

##### Обслуживание перед началом работы

1. Проверить, исправны ли все детали, не ослаблены ли крепления их. Дополнительно проверить:

а) степень затяжки передней и задней гаек ветряка, стопорные болты корпуса червячной передачи, винты крепления фланца колонки к баку;

б) нет ли трещин на лопастях ветряка, не ослаблены ли заклепки;

в) нет ли трещин на тормозной площадке в местах сварки, исправна ли ось рычага тормоза, есть ли контровка рычага тормоза;

г) убедиться, что тормозная пружина при закрытой заслонке исправна и обхватывает тормозной шкив;

д) имеется ли в масленке смазка для червячной передачи;

е) контровку в узлах подвески распылителя;

ж) тросовую проводку в гибкой оболочке.

2. Осмотреть бак, нет ли наружных повреждений, и убедиться, что он чистый и в нем нет посторонних предметов.

3. Убедиться при отгорможенном ветряке, проворачивая его от руки, что вал бака легко вращается.

4. Перемещением рукоятки управления авиаопыливателя убедиться, что заслонка свободно перемещается в крайние положения и трос управления тормозом ветряка работает нормально. При ослаблении натяжения или чрезмерной натяжки троса необходимо отрегулировать его длину. Регулировка троса осуществляется тандером, расположенным у рукоятки управления в кабине пилота.

5. Проверить, правильно ли установлены в горловине бака диски, регулирующие подачу ядовитого вещества.

Для этого необходимо:

а) снять крышку дозирующей горловины;

б) убедиться, что зазор между планками и дисками равен 2—3 мм;

в) проверить затяжку барашков на болтах, крепящих разрезные фланцы дисков на валу авиаопыливателя;

г) убедиться, что положение дисков по отношению друг к другу правильное; внизу ставится диск с вырезом в четверть круга; этот вырез должен перекрываться верхним полудиском таким образом, чтобы, смотря в люк бака, при правильном положении дисков не было видно заслонки. При таком положении дисков будет получаться самая большая секундная подача ядовитого вещества.

Если требуется уменьшить или увеличить подачу ядовитого вещества, то это достигается соответственно расстояниями (зазорами) между дисками путем изменения числа перегородок, чтобы порошок, попадающий на нижний диск при его вращении, высыпался из авиаопыливателя через вырез в нижнем диске, а не вращался вместе с ним. За один оборот вала авиаопыливателя в среднем будет выбрасываться объем порошка, заключенный между дисками в горловине бака.

Секундный выпуск следует уточнять в первоначальных («пристрелочных») полетах, предварительно определив его на земле при провертывании ветряка от руки. Можно считать, что за 30 оборотов ветряка, при указанной выше установке обоих дисков, из авиаопыливателя будет выбрасываться на землю количество вещества, близкое к секундному его выпуску, так как в воздухе ветряк делает около 30 об/сек.

6. При работе с легкими, а также с трудносыпучими веществами (навоз, опилки, некоторые виды минеральных удобрений), когда максимальная расстановка дозирующих дисков не может обеспечить необходимой подачи в единицу времени, вместо этих двух дисков в горловину устанавливается один раздвижной диск, при котором регулирование подачи материала производится изменением величины проходного отверстия. В этом случае уже нельзя считать подачу материала пропорциональной числу оборотов ветряка и необходимо устанавливать выпуск непосредственно по времени.

#### Обслуживание во время работы

1. Не менее двух раз в летний день осмотреть все болты и убедиться в исправности контровок гаек, подтягивая и заменяя болты в случае надобности. Каждый раз после грубой посадки самолета следует осмотреть узлы подвески распылителя.

2. Не менее одного раза за три летних дня проверить, есть ли в масленке смазка для червячной передачи.

3. После первого же полета особенно тщательно осмотреть дозирующую горловину бака, кабины самолета, пол, бак, крышку бака, костыльную установку и убедиться, не попало ли ядовитое вещество на эти места. Для устранения указанного дефекта необходимо, в первую очередь, подтянуть крышку горловины, заклеить полотном на эмалите обнаруженные места прохождения ядовитого вещества, заложить щели материей и т. п.

4. Кабины должны быть защищены чехлами во время загрузки бака ядовитым веществом. После загрузки убедиться, что не осталось порошка на поверхности самолета. Немедленно смывать водой всякие следы химикатов в случае их попадания на полотняную обшивку.

5. Следить, чтобы при загрузке в бак не попадали крупные твердые куски ядовитого вещества, а также посторонние предметы (тряпки, веревка, бумага и т. п.).

6. После каждой загрузки бака убедиться, что загрузочная крышка плотно закрыта перед полетом.

7. После первых полетов убедиться, что ядовитое вещество равномерно рассыпается по отражателю распылителя, а не идет сосредоточенной струей. Увеличение угла наклона отражателя распылителя и приближение к нему площадки улучшает распыливание.

#### Обслуживание после работы

1. Опорожнить бак от ядовитого вещества. Для этого осмотреть его через люк загрузочной горловины и при открытой заслонке провернуть от руки ветряк (сделать 20—30 оборотов). При слежавшихся ядовитых веществах ежедневно по окончании летной работы открывать заслонку и прочищать ее.

Обшивку самолета в местах, подвергшихся запыливанию или

забрызгиванию ядовитым веществом, тщательно промыть водой с мылом.

2. Проверить все крепления (болты, гайки, шпильки) и устранить обнаруженные дефекты.

#### Консервация после окончания сезонных работ

После выполнения сезонных работ специальную аппаратуру снять с самолета, тщательно осмотреть, отремонтировать и законсервировать.

Консервацию аппаратуры производить следующим образом:

1. Осмотреть все части авиаопылителя и крепления деталей, проделать, если необходимо, текущий ремонт, замену или доукомплектовку деталей.

2. Очистить от пыли и химикатов все детали. Особенно тщательно следует очистить детали после работы авиаопылителя с удобрениями.

3. Промыть и высушить металлический бак. В солнечный день сушку производить на открытом воздухе, а в холодную и пасмурную погоду — в закрытом помещении.

4. Очистить редуктор от старой смазки, промыть керосином и смазать солидолом.

5. Очистить от ржавчины конец вала ветряка, тормозной шкив, тормозную ленту и густо смазать их солидолом.

6. Снять пружинные замки крышки люка дозирующей горловины и тщательно очистить их от ядовитых веществ.

7. Очистить и смазать солидолом дозирующий механизм: заслонку, направляющие ролики, их оси и направляющую трубу.

8. Снять пружинные замки крышки люка дозирующей горловины, а крышку надеть на штифты горловины.

9. Надеть стяжной пояс на дозирующую горловину. Планки и диски должны быть укомплектованы, связаны и храниться в горловине.

10. Очистить отражатель и площадку от химикатов, отремонтировать и покрыть защитным слоем аэролака. Телескопические тяги крепления очистить и смазать солидолом. Все детали должны храниться вместе.

11. Управление авиаопылителем с самолета не снимать.

12. Ветряки должны храниться на складе отдельно на стеллажах или на стенках.

#### 2. Авиаопрыскиватель с центробежным насосом — помпой М-17 (выпуск 1945 г.)

##### Обслуживание перед началом работы

1. Проверить, есть ли все детали и исправны ли они. Дополнительно проверить:

- а) затяжку гайки ветряка;
- б) нет ли трещин на лопастях ветряка и не ослабла ли затяжка болтов втулки;

в) затяжку хомутов и болтов в кронштейнах подвески напорных труб;

г) надежно ли крепление фланца клапана к горловине бака, а также есть ли прокладка между ними и исправна ли контровка болтов пояса.

2. Осмотреть все отверстия распылителей (насадков) и убедиться, что они чистые.

3. Проверить затяжку хомутов дюритовых шлангов в местах соединений между насосом и напорными трубами.

4. Провертыванием ветряка от руки убедиться в легкости вращения всего механизма, нет ли заеданий каких-либо частей его, обратив особое внимание на регулировку тормоза.

5. Перемещением рукоятки управления в крайние положения убедиться, что клапан открывается и закрывается без заеданий.

6. Проверить, есть ли смазка в корпусе вала. При отсутствии смазки залить через отверстие 150 см<sup>3</sup> масла. Убедиться, что масляная помпа М-17 заполнена солидолом и смазка доходит до вала. Перед каждым полетом повернуть на пол-оборота крышку масляной помпы М-17.

7. Осмотреть бак, нет ли на нем наружных повреждений и пробной заливкой воды убедиться, что нет течи во всей системе и в ее соединениях.

#### Обслуживание во время работы

1. После первой заливки жидкости осмотреть бак и соединение его с корпусом клапана. Проверить герметичность клапана, нет ли течи жидкости в соединениях и из распылителей (насадков).

2. После первого полета осмотреть все болтовые соединения и контровку гаек. Проверить на ощупь, не греются ли подшипники вала и помпы М-17. Провертыванием от руки убедиться, что вал легко вращается. Такой осмотр следует производить через каждые 5—6 полетов во время очередной заправки горючим.

3. Проверить, нет ли трещин на лопастях ветряка, в местах сварки деталей насосного агрегата и в деталях подвески.

После грубой посадки каждый раз осмотреть все крепления, подвеску насосного агрегата, напорные трубы, а также крепление клапана к горловине бака.

4. Следить за баком и насосом, а также не допускать течи жидкости в местах соединения бака с трубопроводами.

5. Во время заливки не допускать попадания жидкости на поверхность бака и другие части самолета. При заливке бака задняя кабина должна быть закрыта чехлом. Не разрешается заливка жидкости в бак без специальной воронки-фильтра.

6. Не допускать работу насоса без жидкости.

7. При перелетах к месту работы и на базу ветряк насоса должен быть заторможен.

8. Убедиться, что в маслянке имеется смазка. Перед каждым полетом по опрыскиванию повернуть крышку маслянки на пол-оборота.

9. Следить, чтобы была смазка в картере вала ветряка.

10. Следить за правильной работой ветряка. При нарушении работы тормоза отрегулировать его.

#### Обслуживание после работы

1. Опорожнить бак, тщательно промыть чистой водой его, а также насос, трубопроводы и другие части самолета, облитые жидкостью. Обшивку самолета в местах, подвергшихся забрызгиванию, тщательно промыть водой с мылом.

2. Очистить и промыть чистой водой воронку-фильтр.

3. Отвернуть насадки с распылителями, промыть их чистой водой, высушить и поставить на место. Промывку всей системы можно производить при работающем моторе на земле (при 1300 об/мин мотора ветряк приводит насос во вращение, создавая давление до 1 кг/см<sup>2</sup>).

4. Осмотреть всю установку и устранить обнаруженные неисправности. Ветряк должен быть заторможен.

### 3. Авиаопрыскиватель с центробежным насосом и гидравлической мешалкой

(выпуск 1946 г.)

#### Обслуживание перед началом работы

1. Проверить, есть ли все детали и исправны ли их крепления. Дополнительно проверить:

а) затяжку и контровку гайки ветряка;

б) нет ли трещин на лопастях ветряка и затяжку болтов втулки ветряка;

в) затяжку хомутов на дюритовых шлангах;

г) затяжку болтов струбцин пояса крепления фланца насосного агрегата и их контровку;

д) затяжку хомутов и болтов подвески напорных труб.

2. Осмотреть все отверстия распылителей (насадков) и убедиться, что они чистые.

3. Убедиться провертыванием от руки в легкости вращения вала насоса, нет ли биения лопастей ветряка и барабана тормоза.

4. Проверить затяжку гайки сальника и убедиться, что обеспечена герметичность уплотнения и не требуется больших усилий для открывания клапана.

5. Проверить, есть ли смазка в шарикоподшипнике вала ветряка и маслянке сальника вала насоса.

6. Убедиться, что бак и воронка-фильтр чистые.

7. Проверить перед заливкой бака жидкостью:

а) закрыт ли клапан;

б) включена ли гидравлическая мешалка (ручка управления авианоприскивателем должна быть в среднем положении);

в) затянута ли спускная пробка насоса;

г) плотно ли закрыта задняя кабина чехлом.

8. Проверить, нет ли просачивания жидкости через сальник вала насоса и легко ли вращается его вал.



Затяжка сальника зажимной гайкой считается нормальной тогда, когда можно повернуть вал насоса большим и указательным пальцами руки за корончатую гайку вала ветряка. Проверка герметичности сальника вала насоса осуществляется путем включения (среднее положение ручки управления) насоса на земле при работающем моторе на полном газе.

9. После заливки бака жидкостью убедиться, что нет течи в системе и ее соединениях.

Проверить герметичность закрытия клапана. Если клапан негерметичен, то жидкость будет вытекать из насадков распылителей.

#### Обслуживание во время работы

1. Повернуть на пол-оборота перед каждым полетом крышку масляной сальника вала насоса.

2. Осмотреть после первого полета все крепления и проверить на ощупь, не греются ли подшипники и сальник вала.

Аналогичный осмотр нужно производить через каждые 5—6 полетов во время очередной заправки горючим.

3. Осмотреть каждый раз после грубой посадки все крепления и лопасти ветряка.

4. Проверить, есть ли смазка в шарикоподшипнике и сальнике вала насоса.

5. Проверить тормозную ленту. При большом износе ленту заменить новой.

6. Заливать жидкость в бак только через воронку-фильтр.

7. При работе с бордосской жидкостью следить за ее нейтральным состоянием и не допускать к заливке в бак жидкости с кислой реакцией.

8. Не допускать при заливке бака расплескивания жидкости на бак и другие части самолета.

9. Не разрешается включать насос без жидкости в баке.

При перелетах к месту работы и на базу ветряк насоса должен быть заторможен.

#### Обслуживание после работы

1. Опорожнить бак, тщательно промыть (особенно при работе с бордосской жидкостью) чистой водой бак, насос, трубопроводы и другие части самолета, облитые жидкостью. При промывке системы спускная пробка на корпусе насоса должна быть открыта.

Обшивку самолета в местах, подвергшихся забрызгиванию, тщательно промыть водой с мылом.

2. Осмотреть все крепления и устранить обнаруженные неисправности.

#### Консервация после окончания сезонных работ

1. После окончания сезонных работ перед снятием аппаратуры с самолета необходимо залить загрузочный бак чистой водой и опорожнить его в воздухе при работе всех 16 распылителей.

Если последние работы проводились по опрыскиванию растений чистым маслом или масляными эмульсиями — промывка водой не требуется.

2. Снять аппаратуру с самолета. Установить бак, насосный агрегат, трубопроводы и насадки таким образом, чтобы удалить воду из их внутренних полостей. Во время просушки деталей авиаопрыскивателя клапан насосного агрегата должен быть открыт. В солнечный день детали следует сушить на воздухе, в холодную и пасмурную погоду — в теплом помещении.

3. Перед консервацией необходимо осмотреть все детали, произвести ремонт и доукомплектовку.

4. Снять ветряк и протереть его.

Ветряк следует хранить отдельно от других деталей аппаратуры, так же как хранятся деревянные воздушные винты. В целях облегчения сборки рекомендуется на насосном агрегате и ветряке написать краской номер.

5. Если насосный агрегат работал в полете исправно и по времени не следует проводить регламентные работы, то разборка его не производится. В этом случае удаляют керосином старую смазку при помощи ручного насоса и набивают свежую смазку в шарикоподшипник и в масляную вала насоса.

6. Все резиновые детали — прокладки, дюритовые шланги — снять и хранить согласно общим правилам для резиновых изделий.

7. Залить отработанное масло в насос и, проворачивая за вал, смазать крыльчатку и вылить масло обратно. Таким же образом покрывать слоем масла внутренние поверхности напорных трубопроводов и насадков.

8. Все окрашенные детали нужно протереть чистыми тряпками.

9. Конец вала, тормозную ленту, шкив тормоза, втулку ветряка, корпус шарикоподшипника насосного агрегата, корпус насоса, резьбу болтов и муфт очистить от ржавчины и покрыть толстым слоем солидола.

#### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Приведите порядок технического обслуживания перед началом работы авиаопыливателя самолета По-2А.

2. Назовите полный перечень работ при обслуживании авиаопыливателя во время работы.

3. Назовите полный перечень работ при обслуживании авиаопыливателя после окончания работ.

4. Расскажите о последовательности консервации аппаратуры авиаопыливателя после окончания сезонных работ.

5. Приведите порядок обслуживания перед началом работы авиаопрыскивателя с центробежным насосом, во время работ и после окончания.

6. Приведите порядок обслуживания авиаопрыскивателя с центробежным насосом и гидравлической мешалкой перед началом работы, во время работы и после окончания.

7. Расскажите о порядке консервации авиаопрыскивателя с центробежным насосом и гидравлической мешалкой после окончания сезонных работ.

**ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА К ЗИМНЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

Для обеспечения нормальной работы самолета По-2 и его модификаций при низких температурах наружного воздуха необходимо, независимо от количества часов полета, подготовить самолет к зимней эксплуатации в следующем объеме:

1) по винтомоторной установке — в объеме 100-часового регламента технического обслуживания;

2) по планеру, взлетно-посадочным устройствам, управлению самолетом и специальному оборудованию — в объеме 200-часового регламента технического обслуживания.

Кроме этого, необходимо выполнить дополнительные работы, связанные с установкой лыж, отоплением мотора, маслосистемы и обновлением окраски полотняной обшивки.

**1. Установка лыж**

Величина установочного угла лыж (рис. 177) может изменяться от  $+3$  до  $+5^\circ$  в зависимости от состояния снежного покрова. Угол установки хвостовой лыжи равен  $+6^\circ$ .

Для перестановки самолета с колес на лыжи необходимо:

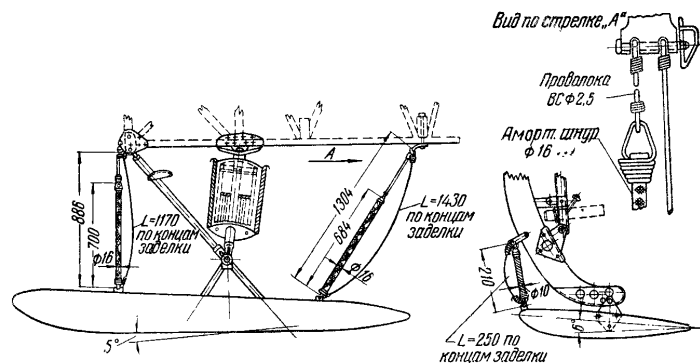


Рис. 177. Установка лыж.

1. Поднять переднюю часть фюзеляжа и под ось шасси в местах крепления муфт поставить подкладки так, чтобы колеса не касались земли.

2. Снять конусные шпильки, предохранительные колпачки и колеса.

3. Установить лыжи на ось, надеть предохранительные колпачки, закрепить их конусными шпильками и зашплинтовать гайки.

4. Поставить самолет на лыжи.

5. Установить передний амортизатор диаметром 16 мм. Длина резинового шнура должна быть 700 мм, общая длина передней амортизационной цепи равна 886 мм (по концам заделки).

6. Установить предохранительный трос из проволоки ВС диаметром 2,5 мм, длиной 1170 мм (по концам заделки).

7. Вставить пальцы и застегнуть булавки на верхних и нижних серьгах.

8. Установить задний амортизатор диаметром 16 мм. Длина резинового шнура должна быть 684 мм, общая длина амортизационной цепи равна 1304 мм (по концам заделки).

9. Установить предохранительный трос из проволоки ВС диаметром 2,5 мм, длиной 1430 мм (по концам заделки).

10. Вставить пальцы и застегнуть булавки на верхних и нижних серьгах.

11. Поставить заднюю часть фюзеляжа на козелок.

12. Снять пята костыля.

13. Установить и закрепить хвостовую лыжу.

14. Установить амортизатор диаметром 10 мм, длиной 210 мм (по концам заделки).

15. Установить предохранительный трос из проволоки ВС диаметром 2,5 мм, длиной 250 мм.

16. Вставить пальцы и застегнуть булавки на верхних и нижних серьгах.

17. Опустить самолет на хвостовую лыжу.

18. Проверить углы установки лыж, для чего:

а) поставить фюзеляж самолета под углом  $-5^\circ$  к линии полета;

б) подложить под муфту шасси подставку так, чтобы лыжа оторвалась от земли, при этом полоз лыжи должен занять горизонтальное положение;

в) опустить самолет на лыжи;

г) снова установить фюзеляж под углом  $-6^\circ$ , приняв меры против опрокидывания самолета на нос;

д) поднять заднюю часть фюзеляжа так, чтобы хвостовая лыжа оторвалась от земли, при этом полоз лыжи должен занять горизонтальное положение.

**2. Винтомоторная установка**

1. Отодвинуть все маслопроводы шинельным сукном или асбестовым шнуром, обмотать их киперной лентой, окрасить коричневой краской марки А8, после чего покрыть жидким стеклом.

2. Отодвинуть маслобак, надев на него теплый чехол. Чехол рекомендуется изготовить из шинельного сукна и сверху пришить дерматин или клеенку. Особо тщательно заделать чехол у заливной горловины, для того, чтобы при заправке масло не могло проникнуть под чехол.

Для предохранения от возможного разрыва маслобака из-за замерзания конденсата в дренажной трубке (змеевик) дополнительно просверлить отверстие диаметром 4 мм с задней стороны заливной горловины бака.

3. Надеть теплый чехол на маслоотстойник мотора и установить специальный обтекатель, закрывающий отстойник, предварительно утеплив его войлоком на внутренней поверхности.

4. Установить подогреватели на третий и четвертый выхлопные патрубки и воздухозаборную коробку для подачи теплого воздуха, поступающего в карбюратор. После установки на работающем моторе проверить эффективность работы системы подогрева карбюратора. Добиться плавности закрытия и открытия заслонки воздухозаборной коробки.

Отеплить шнуровым асбестом или другим теплоизоляционным материалом трубы на участках от подогревателей до воздухозаборной коробки.

5. Отеплить шнуровым асбестом всасывающие трубы цилиндров.

6. Надеть на носок и переднюю крышку картера теплый чехол из войлока или стеганого ватника. Толщина чехла должна быть такой, чтобы при установке зимнего капота на мотор чехол и капот прилегали плотно друг к другу. Установить поверх теплого чехла зимний капот.

При температуре наружного воздуха минус 30°C и ниже установить щитки, закрывающие цилиндры до верхнего охлаждающего ребра головки.

7. Для увеличения интенсивности искры соединить пусковое магнето с пусковой клеммой только одного рабочего магнето.

8. Для предохранения от попадания воды в поплавковую камеру карбюратора снять сетчатый фильтр, а вместо него установить специальную трубку с выводом ее за капот мотора.

9. Удалить старую смазку из подшипников пускового магнето и смазать их свежей смазкой — костяным, трансформаторным или веретенным маслом.

### 3. Планер

1. Перебрать колеса, удалить старую смазку из подшипников колес шасси и смазать их зимней смазкой № 1/13.

2. Заменить летнюю смазку зимней марок АФ-70 или АФ-120 в следующих местах:

- а) в трущихся сочленениях ножного и ручного управлений;
- б) в роликах тросов управления самолетом;
- в) в гибкой оболочке управления триммером руля высоты;
- г) в шарнирных соединениях элеронов рулей и триммера;
- д) в подшипниках поворотной трубы и других трущихся сочленениях костыльной установки.

Надеть на костыльную установку брезентовый чехол, предохраняющий заднюю часть фюзеляжа от попадания льда и снега.

3. Для предохранения от капотирования самолета при эксплуатации самолета на снежном покрове в переходной период необходимо установить противокapotажное приспособление на шасси.

### 4. Приборы

1. Проверить, исправен ли элемент обогрева приемника воздушных давлений.

2. На самолетах, оборудованных счетчиками оборотов с гибкими валиками, необходимо их снять, промыть валики и кожуи в бензине и просушить, после чего смазать смазкой АФ-120 или АФ-70 и поставить на место.

Для предохранения гибкого валика от поломок следует на его наконечник надеть фетровый сальник.

3. Продуть сжатым воздухом статическую и динамическую проводки всех приборов, после чего проверить проводку на герметичность.

4. Снять с приборных досок авиагоризонт и указатель поворота, продуть сухим сжатым воздухом в течение 10—15 мин. и просушить их в теплом помещении в течение 3—4 часов, после чего установить их на самолет.

5. Снять с самолета групповой противопылевой фильтр и продуть его сухим воздухом в течение 0,5 часа. Воздух должен проходить через фильтр в обратном направлении.

6. Продуть сжатым воздухом проводку от гиросприборов до трубок Вентури.

7. Проверить амортизацию приборных досок. Амортизаторы, имеющие трещины, разрушения или потерявшие свои упругие свойства, заменить новыми.

### КОНТРОЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ

1. Расскажите о последовательности установки лыж на самолет По-2.
2. Какие нужно провести работы на винтомоторной установке для подготовки ее к зимней эксплуатации.
3. В чем заключается подготовка планера для зимней эксплуатации.
4. Расскажите, какую подготовку следует провести по приборам для зимней эксплуатации.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Горощенко Б. Т., Работа частей самолета, ОНТИ, 1934.
2. Жабров А., Теория и техника полета, Редиздат Аэрофлота, 1948.
3. Иванов В. А., Липатов М. В., Самолет По-2, Редиздат Аэрофлота, 1946.
4. Кан С. Н., Прочность самолета, Оборонгиз, 1946.
5. Краковяк В. К., Ремонт самолета По-2, Технические условия на дефектацию и ремонт, Редиздат Аэрофлота, 1947.
6. Попов С. Д., Степанов В. Ф., Авианошлыватель и авианопрскиватель, Редиздат Аэрофлота, 1947.
7. Ремонт самолета По-2, Оборонгиз, 1949.
8. Самолет У-2, Воениздат, 1939.
9. Самолет По-2, Техническое описание, Оборонгиз, 1946.

## Приложение

### СБОРКА САМОЛЕТА

Сборку самолета нужно начинать с установки фюзеляжа в линию полета. Перед установкой фюзеляжа в линию полета необходимо предварительно снять капот над бензобаком и соединить стойки, раскосы кабана и ленты-расчалки центроплана с узлами фюзеляжа.

1. Подставить домкраты или деревянные подставки под муфты оси шасси для разгрузки пневматиков.

2. Установить под килевую стойку фюзеляжа регулируемый подъемник или козелок, а к костылю подвесить груз не менее 25 кг, обеспечивающий фюзеляжу необходимую устойчивость при сборке.

С помощью подъемника установить фюзеляж в горизонтальное положение и проверить уровнем, установленным на верхних стрингерах хвостовой части фюзеляжа.

3. Поперечное горизонтальное положение фюзеляжа проверить уровнем, установленным на реперные точки, находящиеся на верхней задней распорке передней части фюзеляжа (за сиденьем второй кабины).

4. Добиться поперечного горизонтального положения фюзеляжа, регулируя положение фюзеляжа домкратами или подставками, после чего вторично проверить его продольное горизонтальное положение.

Порядок сборки самолета следующий:

- 1) сборка хвостового оперения;
- 2) установка центроплана;
- 3) сборка коробки крыльев.

#### Сборка хвостового оперения

1. Проверить перед сборкой, нет ли наружных повреждений на обшивке и в узлах стабилизатора, руля направления и руля высоты (обе половины).

2. Очистить, промыть обезвоженным керосином и смазать техническим вазелином узлы и детали соединений хвостового оперения с фюзеляжем.

3. Снять перед установкой стабилизатора на одной из его сторон узлы навески руля высоты, так как они не дают возможности стабилизатору пройти в вырез между килем и фюзеляжем.

4. Ввести стабилизатор в вырез между килем и фюзеляжем и своими передними вильчатыми болтами надеть на ушковые болты, установленные на фюзеляже. В совмещенные отверстия вставить болты, накрутить гайки и зашплинтовать их. задний вильчатый болт стабилизатора совместить со вторым отверстием гребенки снизу (что будет соответствовать углу установки  $+2^{\circ}10'$ ), вставить болт и зашплинтовать его.

5. Установить передние и задние подкосы стабилизатора и ранее снятые узлы навески руля высоты.

6. Установить, регулируя длину подкосов стабилизатора, ось вращения руля высоты в горизонтальное положение по данным нивелировки, не сбив при этом вертикальную ось киля.

7. После проверки правильной установки стабилизатора законтрить вильчатые болты подкосов, затянуть и зашплинтовать гайки.

8. Соединить тандерами концы тросовой проводки управления триммерами, натянуть тросы и законтрить тандеры.

9. Навесить руль направления, вставить валики, шайбы и зашплинтовать.

10. Присоединить к верхним рычагам руля направления проводку управления, а к нижним — тяги управления костью. Вставить валики, шайбы и зашплинтовать.

11. Отрегулировать натяжение тросов и отклонения руля направления согласно данным нивелировки. Законтрить тандеры проводки.

12. Установить руль высоты (обе половины), вставить валики, шайбы и зашплинтовать.

13. Соединить проводку управления с рычагами триммеров. Вращением гаек держателя натянуть тросы. Проверить углы отклонения триммеров по данным нивелировки.

14. Присоединить проводку управления к рычагам руля высоты.

15. Натянуть тросы и проверить углы отклонения руля. После регулировки законтрить тандеры и валики крепления проводки на рычагах.

16. Смазать техническим вазелином все трущиеся детали.

#### Установка центроплана

1. Смазать техническим вазелином узлы соединения центроплана с фюзеляжем и вильчатые болты стоек и раскосов кабана центроплана.

2. Поднять центроплан и укрепить его на стойках кабана. В совмещенные отверстия вставить болты и накрутить на 2—3 нитки гайки.

3. Соединить ленты-расчалки с ушками узлов центроплана.

4. Отрегулировать центроплан по данным нивелировки. Регулировку центроплана по высоте производить изменением длины диагонального раскоса.

5. Отрегулировать боковой вынос изменением длины лент-расчалок.

6. Отрегулировать передний вынос изменением длины передних стоек.

7. Проверить установочный угол крыльев угломером, установленным по хорде второй нервюры, и регулировать изменением длин задних стоек центроплана.

8. Проверить натяжение лент-расчалок тензометром, руководствуясь таблицей (см. стр. 224).

9. Проверить по контрольным отверстиям в муфтах и стаканах, правильно ли ввернуты концы лент-расчалок в муфты и вильчатые болты в стаканах стоек.

10. Проложить по правому среднему раскосу электропровод к бортовым огням и приемнику воздушных давлений.

#### Сборка коробки крыльев

Перед сборкой коробки крыльев нужно установить с боков фюзеляжа козелки, стремянки и разложить по сторонам фюзеляжа стойки и ленты-расчалки.

1. Укрепить нижнее крыло в узлах фюзеляжа. Нижнее крыло торцевой нервюрой вставить между стыковыми узлами фюзеляжа. Совмещая отверстия, при помощи борodka, вставить болты крепления. При этом крыло под узлами крепления стоек должно опираться на козелок.

2. Соединить поддерживающими лентами-расчалками узел на переднем лонжероне нижнего крыла с узлами центроплана.

3. Соединить стойки с верхним крылом.

4. Укрепить верхнее крыло.

5. Соединить стойки с нижним крылом.

6. Соединить несущие ленты-расчалки.

7. Отрегулировать коробку крыльев по данным нивелировки, предварительно установив фюзеляж в линию полета.

8. Проверить натяжение лент-расчалок, руководствуясь таблицей (см. стр. 224):

9. Законтрить муфты лент-расчалок и зашплинтовать гайки болтов крепления лент-расчалок и стоек.

10. Установить деревянные распорки («воробы») на ленты-расчалки.

11. Установить на правой передней стойке приемник воздушных давлений.

12. Присоединить к приемнику воздушных давлений трубки, идущие к указателю скорости, электропроводку подогрева и установить фанерный обтекатель.

13. Присоединить к клеммам разъемной коробки концевники электропроводки центроплана к левому аэронавигационному огню, проложенной по средней стойке кабана центроплана.

14. Соединить дюритовыми шлангами трубопроводы приемника воздушных давлений, расположенные в крыле и на средней стойке кабана центроплана.

15. Присоединить к клеммам разъемной коробки, установленной на задней стенке переднего лонжерона верхнего крыла, концы проводки, проложенной в центроплане от разъемной коробки на правом крыле.

16. Присоединить к клеммам разъемной коробки, установленной на переднем лонжероне нижнего левого крыла, концы проводки, проложенной в фюзеляже, и концы проводки, идущей к фаре.

17. Соединить тросы проводки управления элеронами:

а) в верхнем крыле, соединив тросы крыла с тросом центроплана;

б) в нижнем крыле, соединив тросы крыла с тросами фюзеляжа.

18. Соединить лентами верхние нижние элероны с обеих сторон. Проверить натяжение лент, зашплинтовать валики крепления муфт и лент и законтрить контргайками ленты-расчалки.

19. Натянуть тросы управления элеронами и отрегулировать углы отклонения элеронов по данным регулировки.

### РЕГУЛИРОВКА САМОЛЕТА

#### Регулировка руля направления

Установить педали ножного управления в нейтральное положение, при этом руль направления тоже должен быть в нейтральном положении, т. е. нервюры № 1 рогового компенсатора руля совпадает с нервюрой № 1 киля. Нейтральное положение руля направления достигается регулировкой тандеров, расположенных у рычагов руля.

Проверить, правильно ли отклоняется руль вправо и влево. Для этого приложить шнур с отвесом к задней кромке руля у нервюры № 4 (с максимальной хорды). Положить на землю фанерный лист и отметить на нем точку касания отвеса, соответствующую нейтральному положению руля.

Отклонить до отказа левую педаль и отметить точку касания отвеса.

Отклонить до отказа правую педаль и отметить точку касания отвеса.

Измерить расстояние между точкой, соответствующей нейтральному положению, и точками, соответствующими крайним отклонениям руля. Расстояния должны быть в обоих случаях равны  $285 \pm 28$  мм, что соответствует  $20^\circ \pm 2^\circ$ .

#### Регулировка руля высоты

Установить ручку управления в нейтральное положение и проверить положение руля.

Установить руль в нейтральное положение (хорда руля должна быть продолжением задней кромки стабилизатора), регулируя тандерами, расположенными у рычагов руля. Установить вертикально линейку к задней кромке руля у конца триммера. При нейтральном положении руля нанести карандашом метку на линейке. Меняя положение линейки, отклонить ручку в крайние положения от себя и на себя. С помощью угольника нанести на линейку метки, соответствующие крайним отклонениям руля. Измерить расстояние от нейтрального положения до меток, соответствующих крайним положениям руля. Это расстояние для руля, отклоненного вверх, должно быть равно  $263 \pm 19$  мм, что составляет  $28^\circ \pm 2^\circ$ . Расстояние для руля, отклоненного вниз от нейтрального положения, должно быть  $123 \pm 19$  мм, что составляет  $13^\circ \pm 2^\circ$ .

#### Регулировка триммеров руля высоты

Установить ручку управления триммерами в нейтральное положение (по риску, нанесенной на секторе) и проверить положение

держателя гибкой оболочки на кронштейнах руля. Установить вертикально линейку в задней кромке триммера. Поставить ручку управления триммером в крайние положения от себя и на себя.

Измерить: расстояние между риской, соответствующей нейтральному положению, и рисками, соответствующими крайним отклонениям триммеров. Расстояние в каждую сторону должно быть равно  $37,5 \pm 3$  мм, что соответствует отклонению триммера  $26^\circ \pm 2^\circ$ .

### Регулировка элеронов

Установить ручку управления в вертикальное (нейтральное) положение и проверить нейтральность положения элеронов. При этом задняя кромка элеронов должна совпадать с задней кромкой крыла. Нейтральное положение элерона достигается регулировкой тандеров у его рычагов.

Замер отклонений элеронов выполняется таким же образом, как и руля высоты. Расстояние, измеренное от нейтрального положения до крайнего вверх для верхних элеронов, должно быть равно  $160 \pm 14,5$  мм, что соответствует  $22^\circ \pm 2^\circ$  и вниз  $160 \pm 14,5$  мм, что соответствует  $22^\circ \pm 2^\circ$ .

Для нижних элеронов, при отклонении их от нейтрального положения вверх, расстояние должно быть равно  $145 \pm 14,5$  мм, что соответствует  $20^\circ \pm 2^\circ$  и вниз —  $117 \pm 14,5$  мм, что соответствует  $16^\circ \pm 2^\circ$ .

### Нивелировка самолета

Установить самолет в линию полета. Установка оси вращения руля высоты в горизонтальное положение производится после установки самолета в линию полета.

На головки вильчатых болтов крепления рулей установить прямую рейку и на нее уровень. Регулируя длину подкосов стабилизатора, добиться чтобы пузырек уровня занял среднее положение.

### Нивелировка коробки крыльев

Точный замер угла установки центроплана, верхнего и нижнего крыльев производится при помощи нивелира. В ремонтных мастерских и эксплуатационных подразделениях замер угла установки производится с помощью угломера или транспортира.

При положении самолета в линии полета угол установки центроплана и крыльев должен быть равен  $+2^\circ$ . При отклонении угла от нормы нужно установить центроплан под требуемый угол при помощи изменения длины задних стоек кабана центроплана. Изменение угла установки крыльев достигается путем изменения длины задних стоек коробки крыльев.

Установку центроплана в горизонтальной плоскости необходимо проверить в двух местах — по переднему и по заднему лонжеронам, прикладывая транспортир по нижней поверхности центроплана. В случае отклонений установить центроплан в горизонтальное положение, регулируя его изменением длины стоек кабана.

Проверить симметричность установки центроплана относительно

триммера на руле. Задняя кромка триммера должна совпадать с задней кромкой руля.

Нейтральное положение триммера достигается регулировкой по продольной оси самолета. Симметричность проверяется замером расстояния от продольной оси самолета до отвеса, опущенного с правой и левой сторон, — расстояния должны быть равны между собой. При несимметричности положения центроплана относительно оси самолета регулировать длину лент-расчалок кабана центроплана до тех пор, пока эти расстояния не будут равны.

Поперечное V крыльев должно быть равно  $2^\circ$ . Поперечное V крыльев измерять по нижней поверхности вдоль переднего лонжерона. Изменение поперечного V достигается регулировкой длин стоек и расчалок коробки крыльев. Вынос верхнего крыла по отношению к нижнему должен равняться 800 мм (самолет По-2).

Вынос измерять между нитью отвеса, опущенного с верхнего крыла и передней кромкой нижнего крыла. В случае отклонения от указанного размера передний вынос достигается регулировкой изменения длины передних стоек кабана центроплана. Вынос коробки крыльев измерять в двух точках с каждой стороны самолета. Первая точка должна находиться у стыка крыла с фюзеляжем, вторая — у верхних узлов стоек коробки крыльев.

После регулировки проверить тензометром натяжение лент-расчалок, руководствуясь таблицей.

Натяжение расчалок самолета

Наименование и место установок на самолете	№ ленты	Натяжение лент при сборке самолета, кг			Разрушающее усилие, кг		
		верхний предел	расчетное натяжение	нижний предел			
Лента-расчалка центроплана . . . . .	5	325	300	275	800		
Ленты-расчалки крыла и стабилизатора . . . . .	4	225	200	175	480		
Передний крест фюзеляжа . . . . .	5	325	300	275	800		
Задний крест фюзеляжа . . . . .	5	275	250	225	800		
Нижний крест передней части фюзеляжа . . . . .	7	390	350	350	1820		
Нижний крест задней части фюзеляжа . . . . .	5	300	275	250	800		
Нижний крест средней части фюзеляжа . . . . .	5	300	275	250	800		
Крест кабана центроплана . . . . .	8	480	430	380	2300		
Проволоки хвостовой части фюзеляжа . . . . .	2,0-2,5	137	122	107	330		
Моторная рама {	верхний крест . . . . .	6	345	310	310	1230	
		нижний крест . . . . .	5	300	275	250	800
Тросы шасси . . . . .	верхний крест . . . . .	7	470	450	430	3100	
		нижний крест . . . . .	8	380	330	330	2300
Ленты-расчалки коробки крыльев {	передняя несущая . . . . .	11	550	500	500	4600	
		задняя несущая . . . . .	8	430	380	380	2300
			задняя поддерживающая . . . . .	8	430	380	380

## ОГЛАВЛЕНИЕ

### ЧАСТЬ ПЕРВАЯ

	Стр.
Конструкция самолета По-2 и его модификаций . . . . .	3
Глава I. Общие сведения . . . . .	—
1. Краткий обзор . . . . .	8
2. Основные данные . . . . .	13
3. Основные аэродинамические данные . . . . .	13
Контрольные вопросы . . . . .	15
Глава II. Фюзеляж . . . . .	16
1. Передняя часть фюзеляжа . . . . .	—
2. Задняя часть фюзеляжа . . . . .	21
3. Работа частей фюзеляжа . . . . .	25
Контрольные вопросы . . . . .	30
Глава III. Коробка крыльев . . . . .	—
1. Центроплан . . . . .	32
2. Верхнее и нижнее крылья . . . . .	34
3. Элерон . . . . .	39
4. Работа коробки крыльев . . . . .	—
Контрольные вопросы . . . . .	44
Глава IV. Хвостовое оперение . . . . .	45
1. Стабилизатор . . . . .	—
2. Руль высоты . . . . .	47
3. Киль . . . . .	48
4. Руль направления . . . . .	49
Контрольные вопросы . . . . .	50
Глава V. Управление самолетом . . . . .	51
1. Ручное управление . . . . .	—
2. Ножное управление . . . . .	54
3. Управление триммером . . . . .	56
Контрольные вопросы . . . . .	58
Глава VI. Взлетно-посадочные устройства . . . . .	—
1. Шасси . . . . .	59
2. Костыль . . . . .	65
3. Лыжи . . . . .	66
4. Работа частей шасси при посадке . . . . .	69
Контрольные вопросы . . . . .	72
Глава VII. Витомоторная установка . . . . .	—
1. Мотор . . . . .	—
2. Воздушный винт . . . . .	—
3. Моторная рама . . . . .	79

4. Капоты . . . . .	80
5. Управление мотором . . . . .	83
6. Система зажигания . . . . .	84
7. Система бензопитания . . . . .	86
8. Маслосистема . . . . .	92
9. Система выхлопа и подогрева воздуха . . . . .	95
Контрольные вопросы . . . . .	97
Глава VIII. Оборудование самолета . . . . .	98
1. Приборное оборудование . . . . .	—
2. Электрооборудование . . . . .	106
3. Вспомогательное оборудование . . . . .	112
Контрольные вопросы . . . . .	115
Глава IX. Модификации самолета По-2 . . . . .	—
1. Самолет По-2С . . . . .	—
2. Самолет По-2А . . . . .	121
3. Самолет По-2Л (лимузин) . . . . .	127
Контрольные вопросы . . . . .	131

### ЧАСТЬ ВТОРАЯ

#### Летная эксплуатация

Глава X. Подготовка самолета к полету . . . . .	132
1. Заправка самолета бензином и маслом . . . . .	—
2. Загрузка и данные центровок самолетов типа По-2 . . . . .	133
3. Допустимые предельные варианты загрузок . . . . .	143
4. Определение длины разбега самолета и дистанции взлета . . . . .	—
5. Осмотр самолета пилотом перед полетом . . . . .	156
6. Запуск, проба и остановка мотора . . . . .	158
Контрольные вопросы . . . . .	164
Глава XI. Эксплуатация самолета в воздухе . . . . .	165
1. Пилотирование самолета По-2 . . . . .	—
2. Особенности пилотирования самолетов По-2С, По-2Л и По-2А в транспортном варианте . . . . .	170
3. Особенности пилотирования самолета По-2А в сельскохозяйственном варианте . . . . .	177
Контрольные вопросы . . . . .	179

### ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ

#### Техническое обслуживание

Глава XII. Повседневное техническое обслуживание . . . . .	180
1. Общие сведения . . . . .	—
2. Предполетное техническое обслуживание . . . . .	182
3. Стартовый осмотр . . . . .	184
4. Техническое обслуживание при кратковременной стоянке . . . . .	185
5. Послеполетное техническое обслуживание . . . . .	187
6. Техническое обслуживание при хранении самолета . . . . .	191
Контрольные вопросы . . . . .	193
Глава XIII. Неисправности самолета и указания по их устранению . . . . .	194
1. Общие замечания . . . . .	—
2. Фюзеляж . . . . .	195
3. Крылья . . . . .	196
4. Управление самолетом . . . . .	197
5. Взлетно-посадочные устройства . . . . .	199
6. Бензо- и маслосистемы . . . . .	204

Стр.





## П О П Р А В К И

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
44	6-я сверху	Передний и задний лонжероны верхнего крыла	Задние лонжероны крыльев	авт.
44	8-я сверху	Передний лонжерон нижнего крыла также изогнут и сжат,	Передний лонжерон нижнего крыла от нормальных сил также изогнут и сжат,	авт.
83	5-я снизу	К рычагам нормального газа 9, высотного корректора 10 и управления подогревом карбюратора 11.	К рычагам нормального газа 11, высотного корректора 9 и управления подогревом карбюратора 10.	авт.
122	5-я снизу	3 - горловина	3 - колонка	авт.
122	4-я снизу	9 - колонка	9 - горловина	авт.
137	15-я снизу	$=x_0 - 2,$	$\delta = x_0 - 2,$	тип.