

ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ
ГРАЖДАНСКОГО ВОЗДУШНОГО ФЛОТА
при Совете Министров СССР

Для служебного пользования

Экз. № 2292

В. А. ИВАНОВ, М. В. ЛИПАТОВ

САМОЛЕТ По-2



РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ АЭРОФЛОТА
Москва 1946

ЧАСТЬ ПЕРВАЯ

КОНСТРУКЦИЯ, ОБОРУДОВАНИЕ И РАБОТА ОСНОВНЫХ ЧАСТЕЙ САМОЛЕТА По-2

ГЛАВА 1

ХАРАКТЕРИСТИКА И ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Общие сведения

Самолет По-2 — двухместный биплан конструкции Н. Н. Поликарпова с мотором М-11Д номинальной мощности 115 л. с. (рис. 1—4).

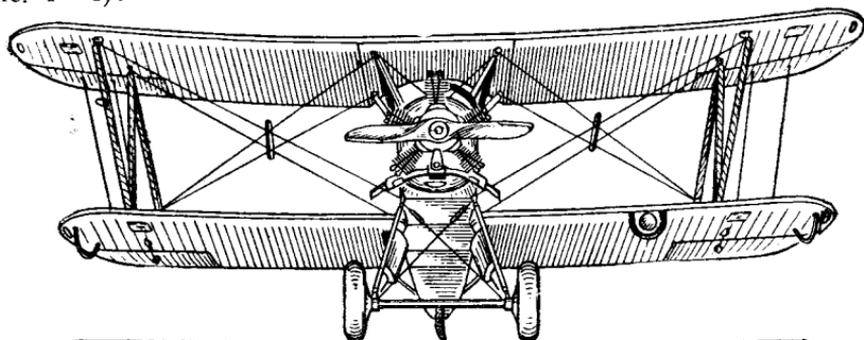


Рис. 1. Самолет По-2. Вид спереди.

По своей аэродинамике и оборудованию По-2 является самолетом, предназначенным для первоначального обучения. Старое название самолета У-2.

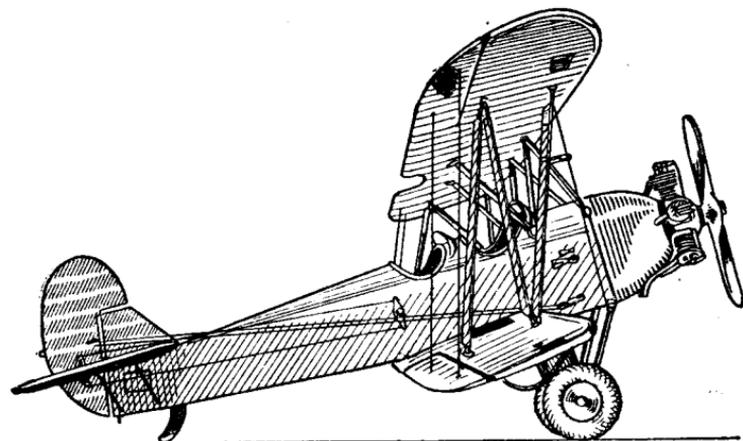


Рис. 2. Самолет По-2. Вид сбоку.

Основным материалом для постройки самолета служит дерево, преимущественно сосна.

Общее количество деталей самолета 8499, в том числе деревянных 5324 и металлических 3175.

Для сварных металлических деталей применяется малоуглеродистая легкосвариваемая сталь марки СА-20 (СА—сталь авиационная, 20—содержание углерода в сотых долях процента — 0,20%); для точеных и фрезерованных деталей применяется сталь марки СА-40. Из специальных сталей применяются: хромансильевая, из которой изготовлены ось шасси и сережки подвески амортизатора лыж, сталь Гатфильда — марганцовистая сталь, из которой изготавливается пятка костыля, и нержавеющей сталь — в подогревателе воздуха, поступающего в карбюратор.

Из легких сплавов в ограниченном количестве применяется дюраль.

Краткое описание конструкции

Фюзеляж. Фюзеляж самолета — ферменной подкосно-расчалочной конструкции. В передней части фюзеляжа расположены кабины, где сосредоточены органы управления и приборы. К задней части крепится хвостовое оперение.

Передняя часть фюзеляжа (головная) обшита по бокам фанерой, задняя часть (хвостовая) только обтянута полотном. В передней части фюзеляжа имеет сверху фанерную надстройку — кок с соответствующими вырезами, образующими борта первой и второй кабин. Хвостовая часть сверху закрыта съемным обтекателем — гаргротом, укрепленным к фюзеляжу специальными замками.

Крыло. Крыло представляет собой расчалочную пространственную ферму, образованную из двух лонжеронов и шестнадцати нервюр, расчаленную в горизонтальной плоскости лентами-расчалками. Крыло обтянуто авиационным полотном и покрыто эмалитом.

Крылья самолета соединены между собой при помощи наклонно поставленных N-образных стоек и образуют вместе с лентами-расчалками бипланную коробку. Концы несущих поверхностей имеют эллиптическое очертание.

Центроплан. Центроплан представляет собой нормальную двухлонжеронную конструкцию, шарнирно прикрепленную через стойки кабана к верхним лонжеронам фюзеляжа. Внутри центроплан имеет нервюры и расчалки.

Оперение. Киль и стабилизатор образуют вместе с рулями хвостовое оперение.

Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора и рулей высоты.

Вертикальное оперение образуется из киля и компенсированного руля направления.

Шасси. Шасси самолета — металлическое со шнуровой резиновой амортизацией, расчалено крестом тросовых расчалок. Ось

и подкосы изготовлены из стальных труб. На концах оси смонтированы колеса стандартного образца.

Костыль. Костыль самолета—деревянный со шнуровой резиновой амортизацией, укреплен на стальной трубе и управляется ножными педалями.

Управление самолетом. Управление двойное, дающее возможность управлять самолетом из передней и задней кабин. Схема управления нормальная, состоит из ручек и педалей.

Конструкция управления смешанная: жесткая в кабинах и мягкая (тросовая и проволочная) снаружи.

Бензиновый и масляный баки. Баки размещены в передней части фюзеляжа. Поступление бензина в мотор происходит самотеком, смазка мотора осуществляется при помощи масляной помпы под давлением.

Кабины. Кабины—открытые с козырьками. Сиденья—стальные, регулируемые по высоте.

Приборные доски. Приборные доски одинаковой конструкции установлены в каждой кабине. Между ними установлен стандартный переговорный аппарат и сумки для карт, формуляра и медицинской аптечки.

Технические данные самолета

Геометрические данные

Полная длина самолета	8,170 м
Высота	3,100 »
Размах верхнего крыла	11,400 »
» нижнего »	10,654 »
» горизонтального оперения	4,708 »
Длина хорды верхнего крыла	1,654 »
» » нижнего »	1,654 »
Расстояние между хордами	1,750 »
Площадь верхних крыльев с элеронами	17,700 м ² и центроплана
» нижних крыльев с элеронами	15,450 » = 16,7 м ² с центроплана
» центроплана	2,250 »
Общая площадь крыльев с элеронами	33,150 » 34,5 м ²
Площадь элеронов	4,300 »
» стабилизатора	2,900 »
» руля высоты	2,150 »
» всего горизонтального оперения	5,050 »
» киля	0,340 »
» руля направления	1,330 »
» всего вертикального оперения	1,670 »
Высота конца лопасти винта от земли при положении самолета в линии полета	0,430 м
Ширина колеи шасси	1,674 »
Размер пневматиков	700 × 150 мм
Площадь опорной поверхности обеих лыж	0,894 м ²
Длина лыжи	2,200 м

Температура входящего масла	Не ниже 40°C
» выходящего »	Не выше 95°C
Рекомендуемое топливо	Б-59, Б-70, АРБ-70, КБ-70
» масло	МК, МЗ
Расход бензина на одну л. с. в час	Не выше 0,250 кг
» масла » » » »	Не выше 0,025 кг
Емкость бензинового бака:	
уменьшенной емкости	90 кг
увеличенной »	142 »
Емкость масляного бака	13 »
Диаметр винта 344А	2,35 м
Шаг » 344А	1,67 »
Число оборотов в минуту мотора с винтом 344А на земле	1550—1600
Число оборотов в минуту мотора с винтом 344А в воздухе:	
на максимальной скорости	1700—1750
» крейсерской »	1600—1650

Особые данные

Нагрузка на 1 м ² поверхности крыльев в учебном варианте	30,2 кг
Нагрузка на 1 л. с. в учебном варианте	11,5 »
Угол оси фюзеляжа самолета с землей при стоянке самолета	14°
Расчетная прочность самолета (коэф. пере- грузки в случае выхода из пикиро- вания на угол крутого планирова- ния — A_k)	8

Центровка (рис. 5)

Положение центра тяжести пустого само- лета, в % САХ	29,5
Положение центра тяжести груженного в учебном варианте самолета, в % САХ	32,7
Длина средней аэродинамической хорды	1590 мм
Положение носка средней аэродинамичес- кой хорды от передней кромки нижне- го крыла вперед по горизонтали	420 »
Угол выноса шасси	28°20'

Летные данные самолета

Максимальная горизонтальная скорость:	
у земли	150 км/час
на высоте 500 м	147 »
» » 1000 »	144 »

Время подъема:

на высоту 500 м 4,2 мин.
 » » 1000 » 8,9 »

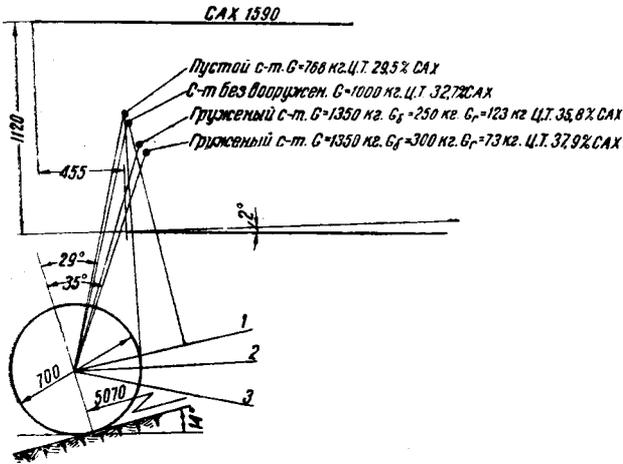


Рис. 5. Взвешивание и центровка самолетов По-2 и По-2ВС.

Практический потолок	2000 м
Время подъема на практический потолок	45,0 мин.
Посадочная скорость	70 км/час
Разбег:	
длина	95 м
время	9,5 сек.
Пробег:	
длина	110 м
время	11 сек.
Скорость планирования	95 км/час
Часовой расход горючего при учебных полетах	20 кг/час

Примечание. Летные данные указаны по материалам НИИ ВВС КА.

Летные ограничения

Исходя из условий прочности самолета:

1. Полетный вес при полетах на высший пилотаж не должен превышать 1050 кг.
2. Максимально-допустимый полетный вес 1350 кг.
3. Максимальная скорость планирования не должна превышать:
 - а) при полете без нагрузки 170 км/ч.
 - б) при полете с нагрузкой 150 км/ч.
4. Разрешается производить виражи с креном не более 45° (для полетного веса 1350 кг).
5. Посадка с нагрузкой (полетный вес 1350 кг) разрешается лишь в исключительных случаях.

ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж (рис. 6) является основной частью всей конструкции самолета, служит для крепления его основных частей: центроплана, крыльев, моторной установки, шасси и хвостового оперения, а также для размещения полезной нагрузки самолета.

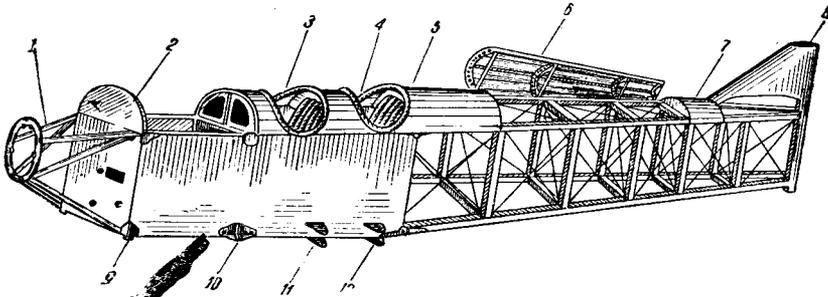


Рис. 6. Фюзеляж.

1—моторная установка; 2—противопожарная перегородка; 3—кабина инструктора; 4—кабина ученика; 5—передний, несъемный обтекатель; 6—средний обтекатель (гаргрот); 7—задний, несъемный, обтекатель; 8—киль; 9—узел переднего подкоса шасси; 10—узел заднего амортизационного подкоса; 11 и 12—стыковые узлы нижнего крыла.

Каркас фюзеляжа представляет собой пространственную ферменную конструкцию прямоугольного сечения.

Узлами разъема фюзеляж разделяется на переднюю и заднюю части.

Передняя часть фюзеляжа

Передняя часть фюзеляжа (рис. 7) состоит из боковин, рамного шпангоута, четырех продольных и двух поперечных лонжеронов, распорок, стоек, верхней горизонтальной жесткости фермы узлов, раскосов и лент-расчалок, а также из пола, переднего кока, приборных досок и противопожарной перегородки.

Лонжероны. Продольные лонжероны передней части фюзеляжа квадратного сечения 30×30 мм склеены из отдельных сосновых реек-лент. Есть серии с цельными лонжеронами.

Лонжероны и весь каркас фюзеляжа для предохранения от загнивания грунтуются нитрогрунтом ДД113 с выдержкой в 1,5 часа, после чего каркас покрывается два раза алюминиевым аэролаком с выдержкой между покрытиями в два часа.

Нижние лонжероны более подвержены загниванию, поэтому дополнительно консервируются, т. е. обматываются полотняной тесьмой на клею. Торцы лонжеронов во избежание загнивания также консервируются — обматываются тесьмой на клею.

Рамный шпангоут (рис. 8). Рамный шпангоут пред-

ставляет собой жесткую раму, образованную из двух вертикальных стоек 1, двух распорок 3, четырех внутренних дужек 2.

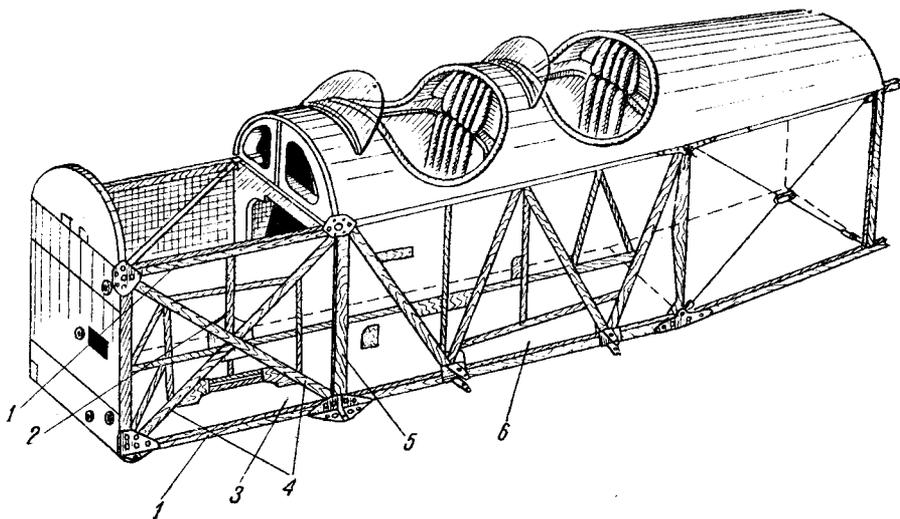


Рис. 7. Передняя часть фюзеляжа.

1—лонжероны; 2—вертикальная стойка; 3—передний отсек; 4—крестообразные распорки; 5—рамный шпангоут; 6—задний отсек.

Нижняя распорка 3 имеет приклеенную сосновую планку для крепления сосновых бобышек 4, образующих гнезда для брусков пола. Для жесткости шпангоут обшит с обеих сторон фанерой 5.

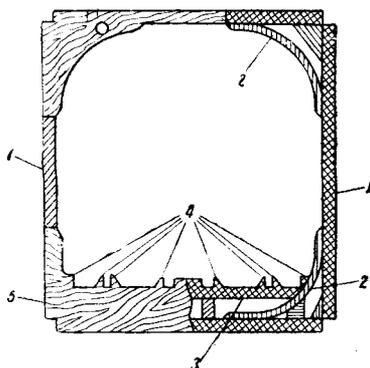


Рис. 8. Рамный шпангоут.

1—вертикальные стойки; 2—дужки; 3—распорка; 4—сосновые бобышки, образующие гнезда для брусков пола; 5—фанера жесткости.

Рамный шпангоут усиливает переднюю часть фюзеляжа, так как в месте расположения шпангоута передаются большие нагрузки: в нижней части—от задних подкосов шасси и в верхней части—от задней и диагональной стоек кабана центроплана.

Боковины фюзеляжа (рис. 9). Левая и правая вертикальные фермы образуют боковины передней части фюзеляжа

рис. 9). Каждая боковина состоит из верхнего и нижнего лонжеронов, к которым на казеиновом клею прикреплены распорки, раскосы и фанерная обшивка. Такая конструкция обеспечивает достаточную жесткость передней части фюзеляжа.

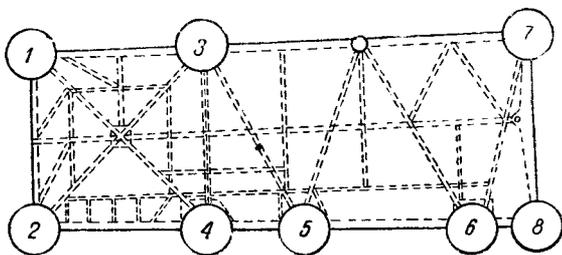


Рис. 9. Боковина фюзеляжа и нумерные узлы.

В передней части боковины между лонжеронами к обшивке крепится вертикальная передняя сосновая стойка 1—2.

В переднем отсеке боковины между первой стойкой и рамным шпангоутом находится крестовина, образованная из двух крестообразно расположенных раскосов 4 сечением 30×30 мм. Такого же сечения четыре раскоса расположены в заднем отсеке боковины.

В местах соединения раскосов со стойками и лонжеронами поставлены на казеиновом клею усиливающие сосновые угольники.

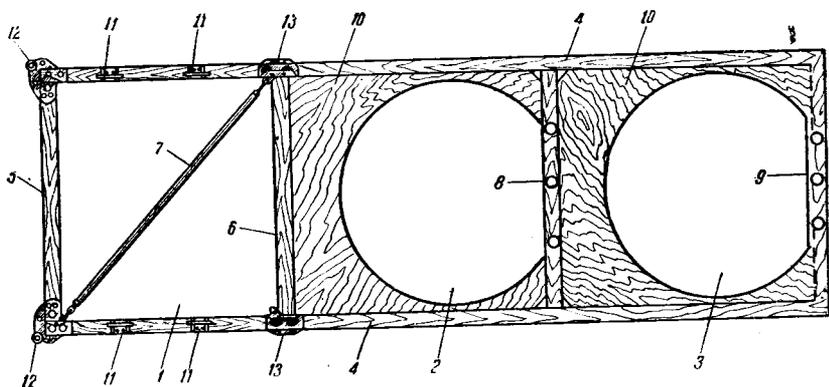


Рис. 10. Верхняя горизонтальная ферма.

1—первый отсек; 2—второй отсек; 3—третий отсек; 4—лонжероны; 5—передняя распорка; 6—рамный шпангоут; 7—трубчатый раскос; 8—межкабинная распорка; 9—задняя распорка; 10—верхний лист жесткости; 11—кронштейны крепления бензинового бака; 12—первый узел; 13—третий узел.

В передней части фюзеляжа, кроме двух вертикальных ферм, имеются верхняя и нижняя горизонтальные фермы.

Верхняя горизонтальная ферма (рис. 10). Верхняя горизонтальная ферма образуется из продольных верхних

лонжеронов 4, соединенных между собою распорками 5, 8 и 9, стальным трубчатым раскосом 7 и верхней стороной рамного шпангоута 6. В проекции сверху ферма образует три отсека 1, 2, 3.

Первый отсек 1 заключен между сосновой распоркой 5, соединяющей передние концы верхних лонжеронов, и верхней частью рамного шпангоута 6. В отсеке на верхних лонжеронах двумя стальными поясами крепится бензиновый бак. В связи с этим отсек для усиления расчленен диагональным стальным раскосом 7, идущим от первого, левого, узла 12 до второго, правого, 13.

Второй отсек 2 расположен между рамным шпангоутом 6 и межкабинной распоркой 8.

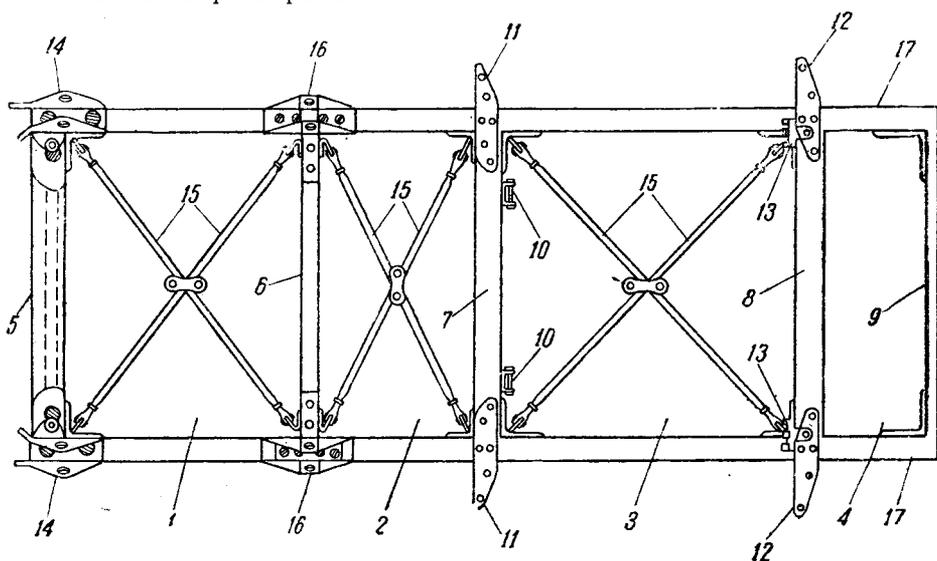


Рис. 11. Нижняя горизонтальная ферма.

1—первый отсек; 2—второй отсек; 3—третий отсек; 4—четвертый отсек; 5—передняя распорка; 6—рамный шпангоут; 7 и 8—поперечные лонжероны крепления нижних крыльев; 9—задняя распорка; 10—кронштейны для роликов элеронов; 11—узлы крепления переднего лонжерона крыла; 12—узлы крепления заднего лонжерона крыла; 13—ушки для амортизатора лыжи; 14—второй узел; 15—ленты-расчалки; 16—четвертый узел (крепления амортизационных подкосов шасси); 17—продольные лонжероны.

Третий отсек 3 заключен между межкабинной распоркой 8 и задней распоркой 9. Второй и третий отсеки составляют кабины инструктора и ученика.

Для придания жесткости и неизменяемости формы отсеки с верхней стороны защиты фанерой.

Нижняя горизонтальная ферма (рис. 11). Нижняя горизонтальная ферма образуется из двух продольных лонжеронов 17 и двух поперечных лонжеронов 7, 8, двух распорок 5, 9, нижней части рамного шпангоута 6 и лент-расчалок 15.

В передней части лонжероны соединяются распоркой 5, обшитой для жесткости фанерой.

Задняя распорка 9 проходит в узлах разъема и представляет собой сосновый брусок прямоугольной формы.

Два поперечных лонжерона 7 и 8 предназначены для крепления нижних крыльев к фюзеляжу; эти лонжероны—прямоугольной формы, коробчатого сечения—состоят из верхней и нижней полок и фанерных стенок. Жесткость лонжеронов достигается вклеенными сосновыми бобышками и диафрагмами.

Поперечные лонжероны, так же как и весь каркас фюзеляжа, имеют защиту от загнивания. На переднем лонжероне укреплены два кронштейна с роликами 10 для тросов управления элеронами.

Нижняя ферма образует четыре отсека, из которых три передних 1, 2, 3 расчалены стальными плоскими лентами-расчалками 15.

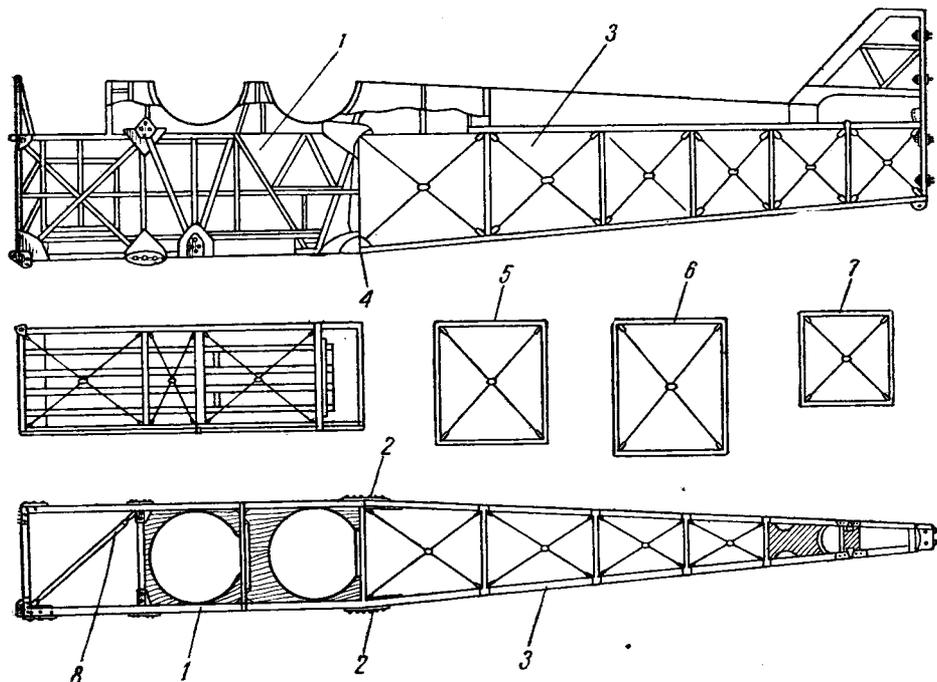


Рис. 12. Каркас фюзеляжа.

1—передняя часть; 2—узел разъема; 3—задняя часть; 4—узел разъема; 5—передняя рама передней части фюзеляжа; 6—задняя рама передней части фюзеляжа; 7—рама задней части фюзеляжа; 8—диагональный раскос.

Первый отсек 1 расчален лентами-расчалками № 7 (цифра 7 показывает диаметр цилиндрической части ленты, так например: лента № 7 имеет диаметр 7 мм, а № 5—диаметр 5 мм).

Второй 2 и третий 3 отсеки расчалены лентами-расчалками № 5.

Ленты-расчалки (рис. 12). Ленты-расчалки придают жесткость конструкции, а также дают возможность регулировать фермы при сборке. Передняя часть 1 фюзеляжа расчалена в вер-

тикальных плоскостях двумя крестами лент-расчалок 5 у противопожарной перегородки и узлов разъема 6.

В нижней плоскости передняя часть фюзеляжа расчалена тремя крестами лент-расчалок. В торцевой части боковины фюзеляжа стянуты двумя лентами-расчалками № 6 с передними узлами крепления шасси. Эти ленты-расчалки воспринимают растягивающие усилия от передних несущих лент коробки крыльев.

Как видно из вышеописанного, пространственная ферма передней части образуется из лонжеронов, рамного шпангоута и лент-расчалок.

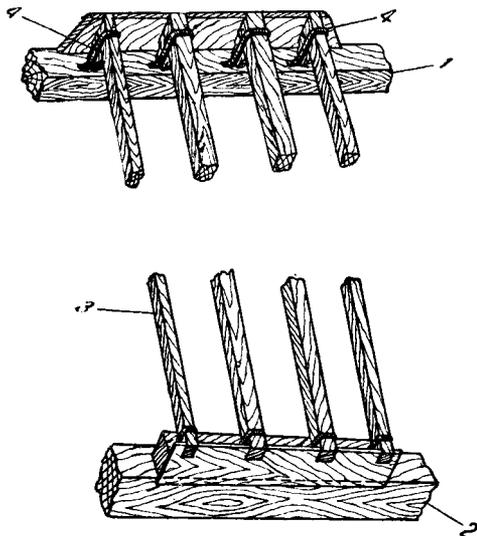


Рис. 13. Пол фюзеляжа.

1—передний поперечный лонжерон; 2—задний поперечный лонжерон; 3—продольные бруски; 4—хомутки крепления.

Пол фюзеляжа (рис. 13). Пол в кабинах состоит из четырех продольных сосновых брусков 3 квадратного сечения и настила. Брусочки крепятся к бобышкам передней распорки рамного шпангоута и доходят до заднего поперечного лонжерона, к которому и крепятся с помощью стальных хомутиков 4 и шурупов. Для крепления переднего сиденья на переднем поперечном лонжероне закреплены сосновые бобышки. Усиление крепления переднего сиденья достигается установкой дюралевых швеллеров на болтах под обшивку между средними и крайними брусками пола.

Настил пола сделан из фанеры (в кабине инструктора из 3-миллиметровой и в кабине учлета из 5-миллиметровой) и крепится к брускам пола на клею и шурупах.

Листы нижнего пола (обтекатели) крепятся при помощи шомгелсов и могут откидываться книзу для осмотра нижней части фюзеляжа. Этот пол (рис. 14) имеет три выреза: два боковых 1

для наблюдения за состоянием роликов и тросов элеронов и один посредине 2 для очистки и просушивания кабин. В самолете По-2ВС имеется дополнительный лючок 3 для установки фотоаппарата.

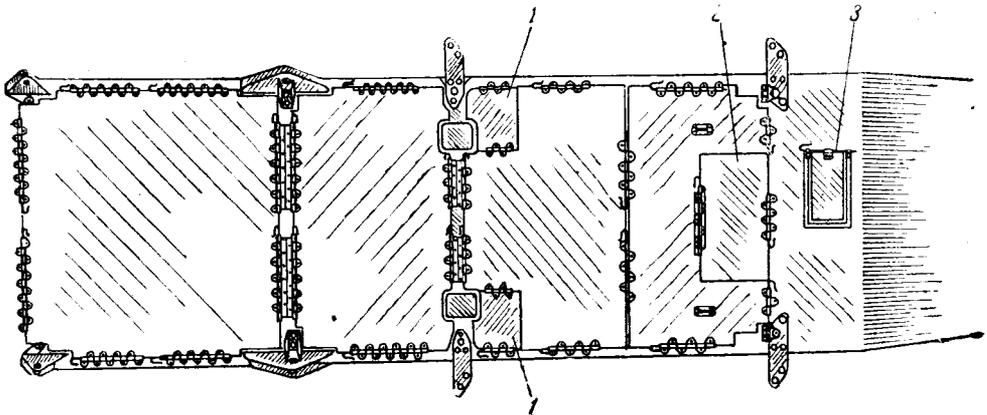


Рис. 14. Нижний пол (обтекатель).

1—смотровые лючки роликов и тросов элеронов; 2—лючок для очистки кабин; 3—лючок для фотоаппарата.

Узлы передней части фюзеляжа. Узлы изготовлены из стали марки СА-20 путем гнутья, сварки и штамповки деталей. Во избежание ржавления все узлы имеют защитное покрытие—грунтовку АЛГ-5 и эмаль А-14.

Узлы служат для присоединения крыльев, моторной установки, шасси и задней части фюзеляжа; помимо того, они усиливают переднюю часть фюзеляжа в местах крепления.

Всего в передней части фюзеляжа имеется 16 узлов (рис. 9), по восемь с каждой стороны. Из них три пары скрепляют боковины с верхней фермой, а пять пар—с нижней фермой. Парные узлы левые и правые в основном конструктивно одинаковы. Для различия узлов им дана нумерация, показанная на рис. 9.

Деревянные части фюзеляжа в местах установки узлов покрываются полотняной лентой на клею для защиты от загнивания.

На рисунках 15, 16 и 17 показаны три узла: первый (рис. 15) узел—крепление кабана и моторамы, второй (рис. 16)—нижний передний узел фюзеляжа и пятый (рис. 17)—передний узел нижнего крыла. Все узлы передней части закрепляются болтами; во избежание отвертывания гаек торцевая часть болтов в месте крепления гаек раскернена.

Хвостовая часть фюзеляжа

Задняя часть фюзеляжа (рис. 12, 3) представляет собой деревянную прямоугольного сечения пространственную ферму, обтянутую полотном. Она состоит из четырех лонжеронов, стоек, распорок и проволочных расчалок, образуя две горизонтальные, две вертикальные и шесть поперечных плоских ферм.

Лонжероны. Лонжероны задней части по конструкции схожи с лонжеронами передней части.

Сечение верхних лонжеронов 30×30 мм, сечение нижних лонжеронов $29,5 \times 29,5$ мм.

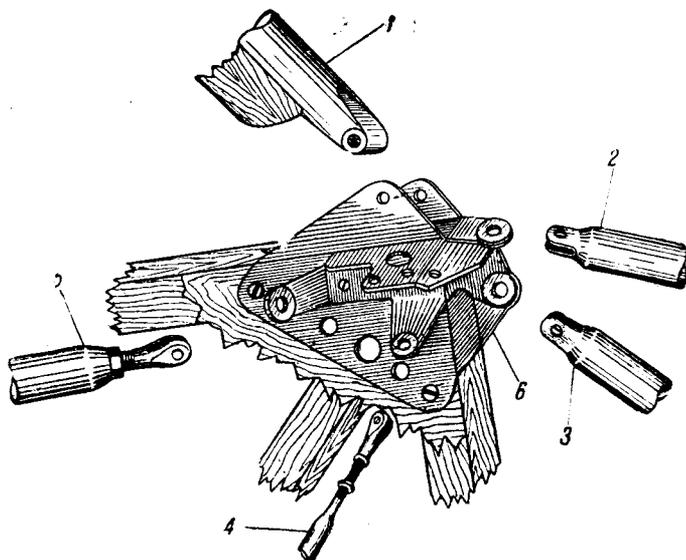


Рис. 15. Первый узел—крепление кабана и моторамы.

1—передняя стойка кабана; 2—верхний подкос моторамы; 3—средний подкос моторамы; 4—передняя вертикальная расчалка; 5—трубчатый раскос; 6—узел.

Для предохранения от загнивания лонжероны прогрунтованы и покрыты алюминиевым аэролаком. Нижние лонжероны дополнительно обработаны специальным составом — этилмеркурфосфатом, предохраняющим от загнивания, и обмотаны полотном на нитролаке. Задние концы лонжеронов соединяются с лонжероном кия посредством кормовых узлов. Торцевые части лонжеронов покрыты этилмеркурфосфатом и также обмотаны полотном на нитролаке.

Распорки. В горизонтальных плоскостях лонжероны соединяются между собой основными распорками, имеющими на концах сечение 22×22 мм. Стандартные сечения концов распорок дают возможность собирать всю заднюю часть фюзеляжа на одинаковых узлах, что упрощает сборку. Верхняя и нижняя задние распорки служат для крепления осевой трубы костыля. Они изготовлены из цельных сосновых брусков, обмотанных полотняной лентой на нитролаке. Обе распорки имеют в средней части отверстия для установки осевой трубы костыля.

Стойки. В вертикальных плоскостях лонжероны соединяются при помощи сосновых стоек, имеющих одинаковые сечения

25×30 мм; задняя стойка имеет сечение 22×30 мм. Концы стоек такого же сечения, как и у распорок.

Расчалки. Вся задняя часть фюзеляжа расчалена. Два задних отсека расчалены проволокой ВС диаметром 2,5 мм. Остальные отсеки расчалены проволокой диаметром 2 мм той же марки.

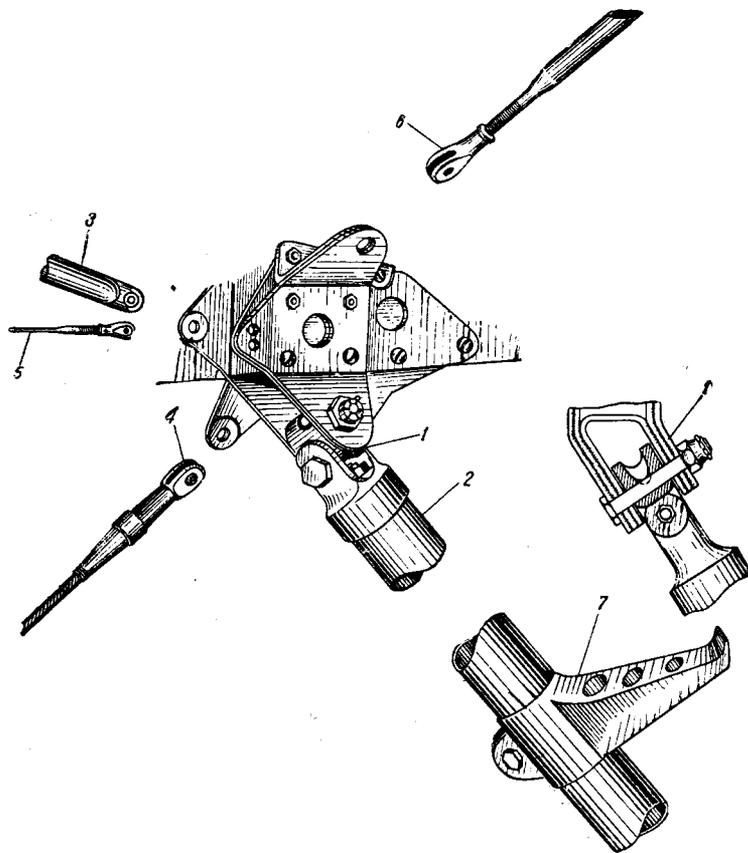


Рис. 16. Второй узел — нижний передний узел фюзеляжа.

1—кардан; 2—подкос шасси; 3—передний подкос моторамы; 4—трос расчалки шасси; 5—лента-расчалка моторамы; 6—несущая лента; 7—подножка.

Верхняя горизонтальная ферма. Ферма состоит из двух верхних продольных лонжеронов, горизонтально расположенных проволочных расчалок и распорок, образующих шесть отсеков, сужающихся к хвосту.

Первый отсек своей передней частью примыкает к задней распорке передней части фюзеляжа. Второй, третий, четвертый отсеки разграничены нормально, а пятый и шестой имеют усиленные распорки, которые в своей средней части имеют

укрепленные втулки, служащие подшипниками для трубы костыля. Нижние фланцы верхней и нижней втулок имеют уши для крепления проволочной расчалки.

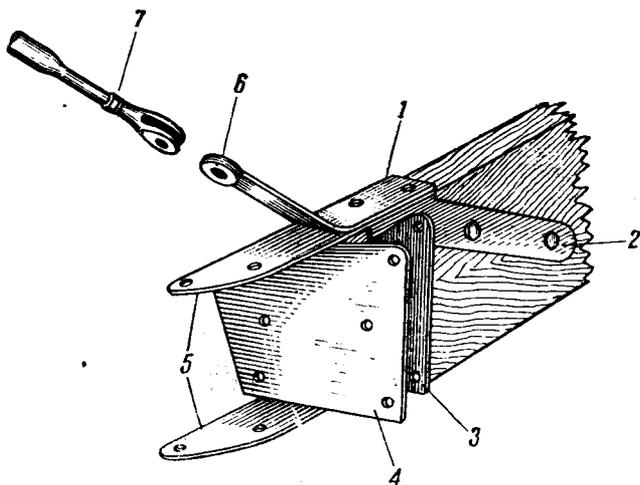


Рис. 17. Пятый узел — передний узел нижнего крыла.

1—нижний лонжерон фюзеляжа; 2—обжимка; 3 и 4—накладки; 5—лапки; 6—ушко крепления несущей ленты; 7—несущая лента.

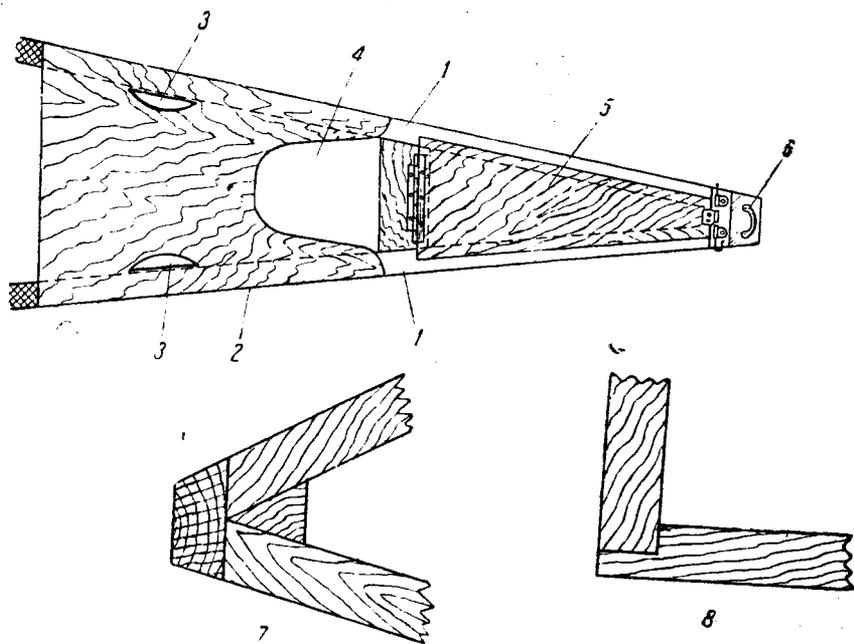


Рис. 18. Хвостовая часть фюзеляжа (5-й и 6-й отсеки).

1—нижние лонжероны; 2—фанерная обшивка; 3—вырезы для обхвата рукой при подъеме хвоста; 4—вырез для костыльной установки; 5—люк; 6—кольцо причала; 7—место соединения лонжеронов; 8—стык заднего лонжерона киля и заднего лонжерона фюзеляжа.

Нижняя горизонтальная ферма. Нижняя горизонтальная ферма состоит из таких же элементов, как и верхняя горизонтальная ферма. В пятом ее отсеке отсутствуют расчалки; с нижней стороны (рис. 18) для усиления установлена фанерная обшивка с центральным вырезом для прохода костыля и с двумя боковыми вырезами для удобства захвата нижнего лонжерона рукой при подъеме хвоста самолета (рис. 18). Вырезы закрыты матерчатыми чехлами, препятствующими проникновению в самолет грязи и влаги.

На боковой обшивке в месте нахождения костыля имеется лючок для осмотра амортизатора костыля.

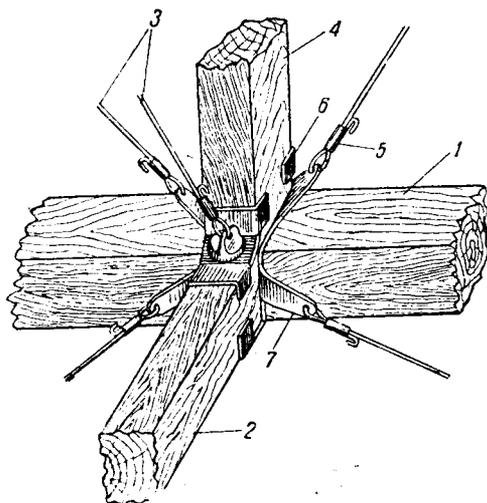


Рис. 19. Нормальный узел задней части фюзеляжа.

1—лонжерон фюзеляжа; 2—распорка; 3—расчалки; 4—стойка; 5—турон; 6—обойма; 7—ушко.

Шестой отсек фермы не имеет расчалок, отсек снизу закрыт фанерным листом на шомполах; он предназначен для просмотра и очистки хвостовой части.

Вертикальные фермы. Вертикальные фермы, правая и левая, по конструкции одинаковы. Каждая из них состоит из верхнего и нижнего лонжеронов, стоек и расчалок и образует шесть отсеков, сужающихся к хвосту. Первый отсек примыкает к задней стойке передней части фюзеляжа. Стойки уменьшаются по высоте к хвостовой части и замыкаются лонжероном кия. Стойки несколько толще распорок, так как несут в полете более значительные нагрузки, нежели распорки. Связь стоек с лонжеронами осуществляется при помощи стальных узлов.

Поперечные фермы. Каждая поперечная ферма фюзеляжа состоит из поперечных, вертикально расположенных крестов-расчалок, стоек и распорок. Фермы придают фюзеляжу жест-

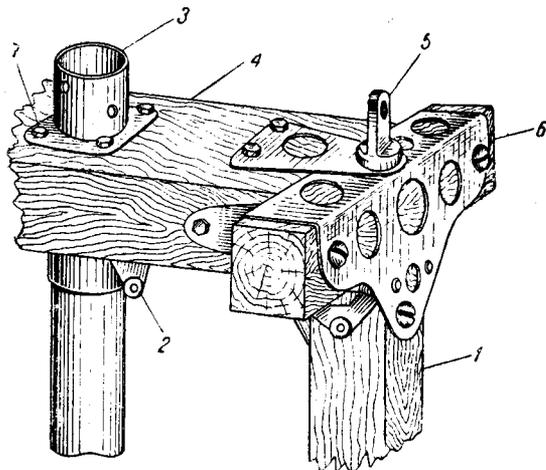


Рис. 20. Верхний узел усиленной распорки.
 1—стойка; 2—ушко распалки; 3—труба костыля;
 4—усиленная распорка; 5—ушковый болт; 6—
 лонжерон; 7—верхний, скользящий, подшипник
 трубы костыля.

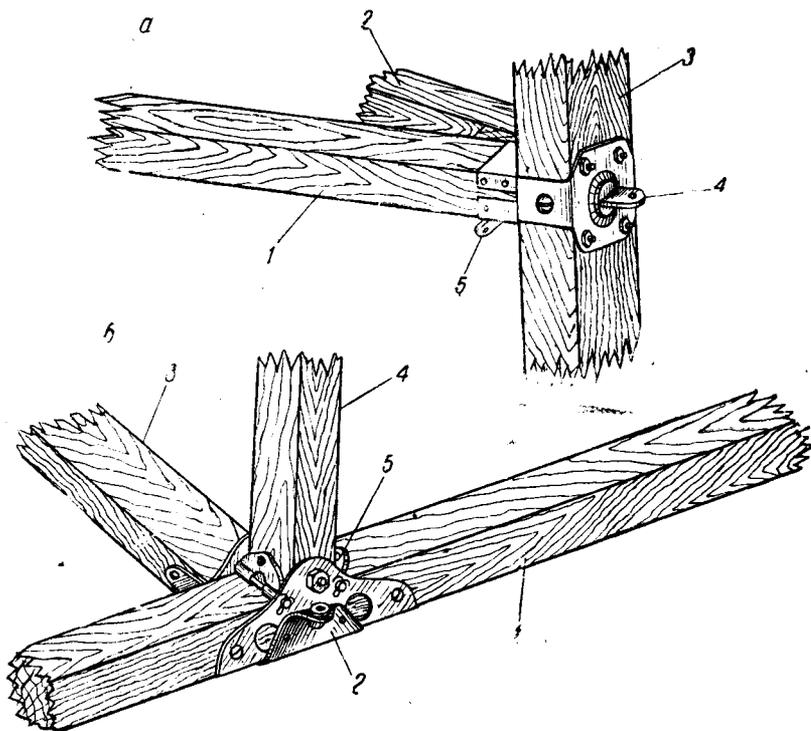


Рис. 21. Нижние узлы фюзеляжа.
 а: 1 и 2—лонжероны; 3—стойка кия; 4—ушковый болт руля на-
 вления; 5—ушко распалки.
 б: 1—лонжерон фюзеляжа; 2—ушко подкоса; 3—распорка; 4—стойка;
 5—ушко распалки.

кость в поперечном отношении. Хвостовая часть фюзеляжа имеет шесть поперечных ферм, уменьшающихся к хвосту; пять из них конструктивно схожи между собой. Шестая ферма, расположенная в месте костьюльной установки, отличается от других.

Узлы задней части фюзеляжа соединяются посредством 22 узлов (рис. 19). В отличие от передней части узлы задней части одинаковы по форме, устройству и размерам. Исключение представляют узлы распорок крепления костьюля и замыкающие узлы.

Узлы распорки костьюля. Верхняя и нижняя распорки костьюля соединяются с лонжеронами и стойками фюзеляжа при помощи двух верхних и двух нижних узлов.

Верхние узлы (рис. 20) служат одновременно узлами для переднего крепления стабилизатора.

Нижние узлы (рис. 21) по конструкции одинаковы и предназначены для крепления нижней распорки фюзеляжа и для крепления нижнего конца переднего подкоса стабилизатора.

Верхний и нижний замыкающие узлы фюзеляжа (рис. 22) служат одновременно для крепления кия и для боковой расчалки переднего отсека фюзеляжа.

Нижний замыкающий узел прикреплен к лонжеронам фюзеляжа двумя болтами, которые

одновременно крепят бобышку 5, предохраняющую от поворота руля направления в случае поломки костьюля. Внизу бобышки имеется стальное кольцо 6 (причада) для крепления самолета на стоянке.

Подножка. Для удобства влезания в кабины на нижнем лонжероне хвостовой части фюзеляжа, в первом отсеке у вертикальной стойки расположена подножка, образованная из основания, дверцы и мешка для устранения попадания грязи.

Киль

Киль самолета (рис. 23) является органом путевой устойчивости и позволяет самолету самостоятельно сохранять приданное ему направление полета.

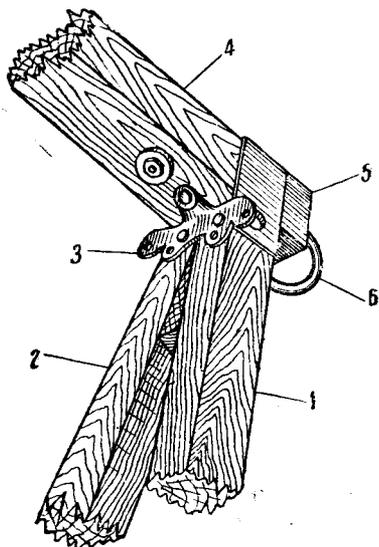


Рис. 22. Нижний замыкающий узел. 1 и 2—нижние лонжероны фюзеляжа; 3—узел крепления стойки и подкоса; 4—лонжерон кия; 5—предохранительная бобышка; 6—кольцо причада.

Киль является частью вертикального хвостового оперения, но так как он неподвижно соединяется с хвостовой частью фюзеляжа и без него сборка фюзеляжа не может быть закончена,— его при изучении следует отнести к конструкции фюзеляжа.

Киль поставлен неподвижно, закреплен в трех точках и расположен точно в плоскости продольной симметрии самолета. Киль имеет форму трапеции. Каркас кия состоит из двух лонжеронов 1 и 10, трех нервюр, двух косых нервюр 8 и полотняной обшивки. Передний лонжерон кия 10 установлен наклонно.

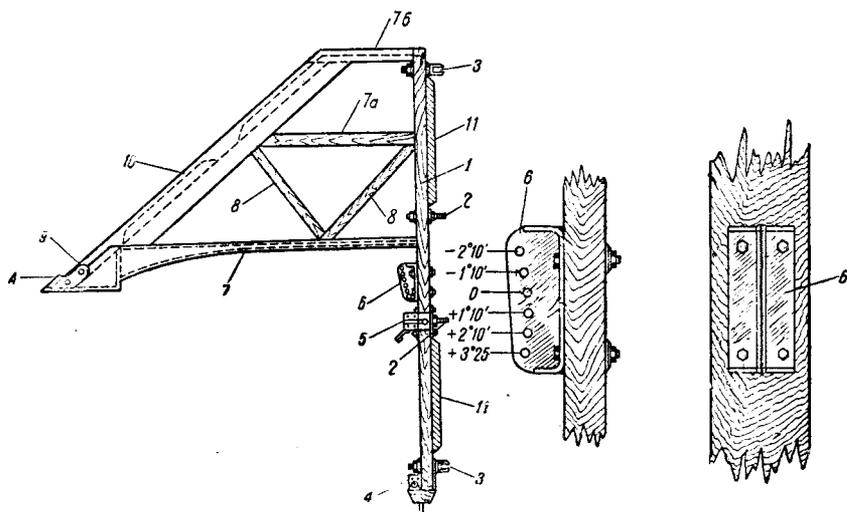
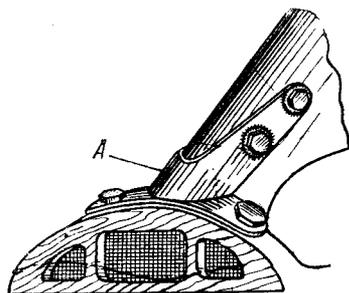


Рис. 23. Киль.

1—задний лонжерон; 2—ушковые болты подвески руля направления; 3—вилчатые болты подвески руля направления; 4—узел крепления нижних лонжеронов; 5—узел крепления верхних лонжеронов; 6—гребенка; 7, 7а, 7б—нервюра; 8—косые нервюры; 9—узел крепления кия к фюзеляжу; 10—передний лонжерон; 11—выравнивающие планки.

А—передний узел крепления кия.



Лонжероны. Задний лонжерон 1 представляет собой сплошной вертикально поставленный сосновый брусок; одновременно он заменяет заднюю стойку фюзеляжа. Лонжерон имеет четыре болта для подвески руля направления. Два болта 3 (верхний и нижний) вилчатые, а два средних 2 ушковые. В средней

части лонжерона на четырех болтах укреплен гребенка 6. В промежутках между шарнирами лонжерон фрезерован.

Передний лонжерон 10 изготовлен из соснового бруска, закругленного по переднему ребру. Он имеет фрезеровку между креплением нервюры.

Нервюры килья. Нервюры расположены горизонтально и соединены одним концом с передним лонжероном, а другим — с задним лонжероном.

Первая и третья нервюры составляют верхний и нижний края килья.

Верхняя и нижняя нервюры 7 и 7б состоят из двух полок, зашитых с одной стороны фанерой.

Средняя нервюра 7а состоит из двух сосновых полок, зашитых со всех сторон фанерой, и образует профилированную коробку. Для жесткости между средней и нижней нервюрами поставлены две косые нервюры 8.

Гребенка (рис. 23). Гребенка 6 состоит из стальной пластинки с отогнутыми лапками, с помощью которых она крепится к лонжерону килья.

На гребенке просверлено шесть отверстий, которые служат для регулировки установочного угла стабилизатора на земле в зависимости от центровки самолета.

При задних центровках стабилизатор следует устанавливать на нижние отверстия гребенки, при передних центровках — на верхние.

Перестановка на отверстия гребенки вильчатого болта заднего лонжерона стабилизатора дает следующие изменения в градусах установленного угла стабилизатора (счет приводится с нижнего отверстия):

Первое	отверстие	+3°25'
Второе	»	+2°10'
Третье	»	+1°10'
Четвертое	»	0
Пятое	»	-1°10'
Шестое	»	-2°10'

Обшивка. Для обшивки хвостовой части фюзеляжа применяется льняная ткань АПЛ или хлопчатобумажная ткань марки АМ-100. Для создания натяжения и для лакировки льняная обшивка покрывается бесцветным аэролаком первого покрытия марки А-1Н четыре раза, хлопчатобумажная — пять раз. Цветным аэролаком обшивка покрывается два раза.

Коки фюзеляжа. (рис. 24). Коки фюзеляжа служат для улучшения обтекания фюзеляжа в верхней его части. Коки имеют форму цилиндрического сегмента с вырезами в местах расположения кабин инструктора и ученика.

Кок передней части фюзеляжа состоит из четырех рамок, двух приборных досок, обшивки и усиливающих поясков. На обшивке

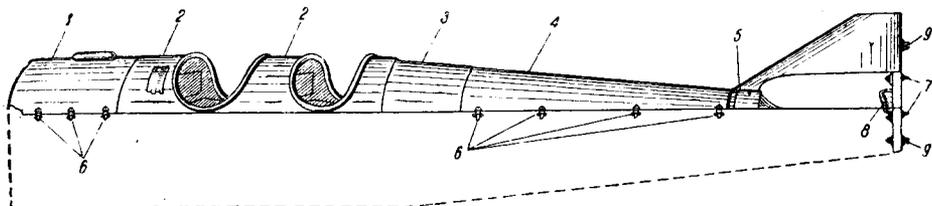


Рис. 24. Коки фюзеляжа

1—обтекатель бензобака; 2—обтекатели кабин; 3—неподвижный обтекатель; 4—съемный обтекатель—гаррот; 5—задний неподвижный обтекатель; 6—замки съемных обтекателей; 7—ушковые и 9—вилчатые болты подвески руля направления; 8—гребенка.

переднего кока у кабин установлены два козырька, изготовленные из плексигласа.

Задняя часть фюзеляжа с верхней стороны закрывается коксом (обтекателем), который состоит из трех частей.

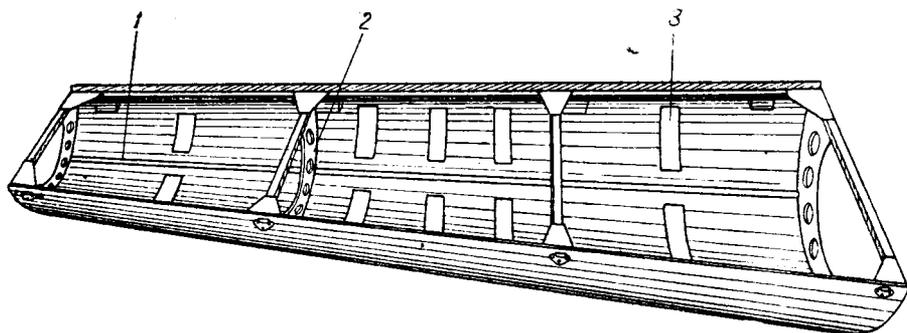


Рис. 25. Съемный обтекатель (гаррот).

1—стрингер; 2—рамка; 3—усиливающие пояски.

Передняя и задняя части кока 3 и 5 несъемные. Средняя часть кока 4 расположена между первым и пятым отсеками; она съемная и носит название гаррот (рис. 25). Гаррот состоит из че-

тырех рамок, соединенных между собой стрингерами и фанерной обшивкой.

Гаргрот крепится к фюзеляжу на восьми стальных замках, что позволяет производить осмотр внутренней части фюзеляжа.

Все три кока оклеиваются авиаполотном и покрываются эмалитом.

Работа частей фюзеляжа

Фюзеляж самолета, как в полете, так и при стоянке, воспринимает различные нагрузки или, как говорят, «работает». Работа фюзеляжа в основном заключается в том, чтобы равномерно распределять по всей конструкции возникающие в ней растягивающие, сжимающие и скручивающие усилия, не допуская разрушения или деформации частей.

Передняя часть фюзеляжа воспринимает нагрузки не только от веса различных частей, крепящихся на фюзеляже, но и от динамических усилий, передающихся от крыльев, от мотора, от ударов, воспринимаемых шасси при посадке, и т. д. Поэтому передняя часть фюзеляжа выполнена более прочной, чем задняя, что достигнуто стоечно-подкосной системой и фанерной обшивкой; последняя является составной частью силовой фермы и придает ей жесткость. Фанера воспринимает нагрузку как от аэродинамических сил, возникающих от действия хвостового оперения, крыльев в полете, так и от инерционных сил.

Задняя часть фюзеляжа нагружена собственным весом, а изгибающие усилия, возникающие в ее элементах благодаря наличию расчалок, превращаются в усилия сжатия и растяжения и распределяются по всем элементам достаточно равномерно.

Фюзеляж в полете подвергается действию инерционных сил, являющихся следствием криволинейного полета самолета или воздействия беспокойного воздуха, а также действию нагрузок на хвостовое оперение. В криволинейном полете фюзеляж стремится изогнуться в плоскости симметрии самолета.

Так как фюзеляж представляет собой пространственную ферму, образованную из вертикальных, горизонтальных и поперечных ферм, разберем работу частей каждой фермы отдельно.

Работа частей вертикальной фермы фюзеляжа (рис. 26). В горизонтальном полете при отклонении рулей высоты вниз на руль действует сила A , представляющая собой величину подъемной силы стабилизатора и рулей высоты. Сила A воспринимается в узле K расчалки L и верхним лонжероном. Очевидно, что при этом верхний лонжерон сжимается силой B , а расчалка под действием силы C будет растягиваться; при этом усилия в них по мере приближения к передней части фюзеляжа будут уменьшаться. Сила C по расчалке передается в узел A , где и вызывает растяжение нижнего лонжерона силой e и сжатие стойки силой q .

При поднятии рулей высоты вверх характер работы фюзеляжа останется тот же, но нижние лонжероны при этом будут сжиматься, а верхние растягиваться; при этом стойки сжимаются, вступают в работу другие расчалки.

Работа частей горизонтальной фермы (рис. 27). В горизонтальном полете при отклонении руля направления влево на вертикальное оперение действуют силы, которые воспринимаются горизонтальными фермами фюзеляжа. Усилия, возникающие

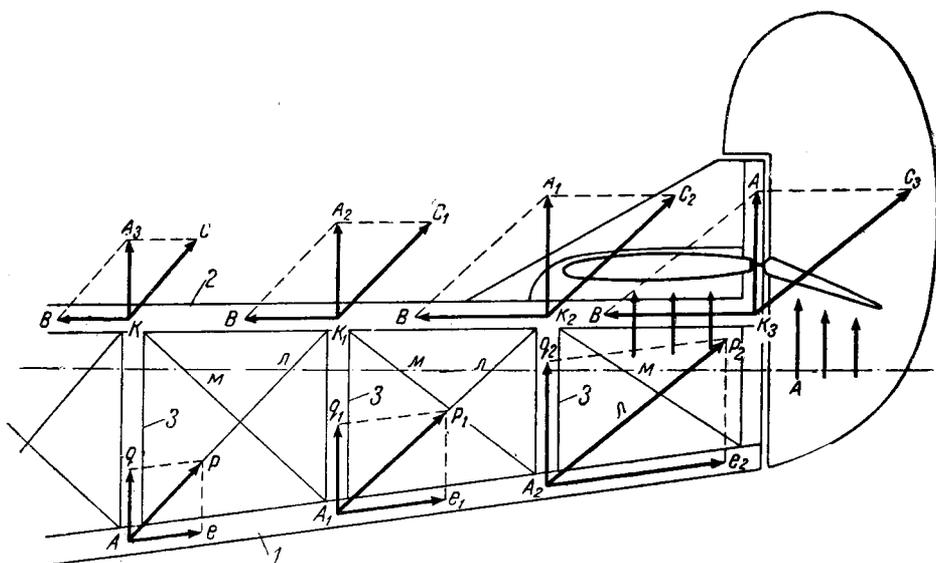


Рис. 26. Работа частей вертикальной фермы фюзеляжа.

1—нижние лонжероны растягиваются; 2—верхние сжимаются; 3—распорки работают на сжатие.

на вертикальном оперении, воспринимаются узлами K , к которым приложены силы A ; эти силы разлагаются на силы C и B и воспринимаются правым лонжероном и расчалками. При этом правый

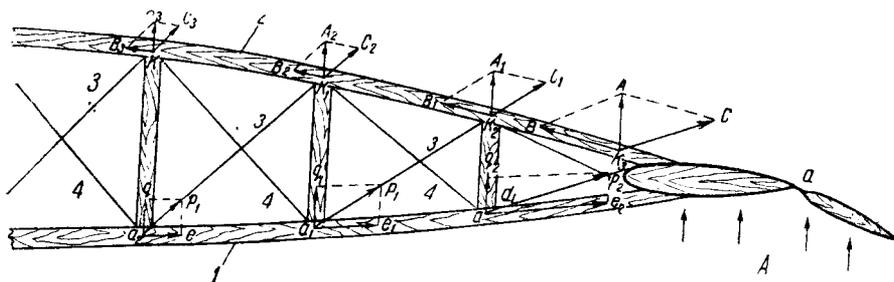


Рис. 27. Работа частей горизонтальной фермы фюзеляжа.

1—лонжероны растягиваются; 2—лонжероны сжимаются; 3—расчалки растягиваются; 4—расчалки не работают.

лонжерон сжимается силами B , а расчалки 3 растягиваются силами C , которые передаются затем по расчалкам 3 в узлы a , где вызывают растяжение левого лонжерона силами e и сжатие распорок силами q .

Из разложения сил видно, что при отклонении руля направления влево левый лонжерон будет растягиваться, а правый лонже-

фон сжиматься, расчалки одного направления каждой крестовины будут растягиваться. При отклонении руля направления вправо усилия, возникающие в ферме, аналогичны разбраным выше, но будут действовать в противоположную сторону.

При отклонении руля направления или при давлении на все вертикальное оперение фюзеляж, дополнительно к изгибающим усилиям, будет испытывать скручивание. Если на вертикальное оперение будет действовать сила A , направление которой перпендикулярно к площади киля, то фюзеляж будет изгибаться силой A и скручиваться моментом M_2 (рис. 28), где величина a является расстоянием между центром давления оперения и осью жесткости фюзеляжа. От действия этого момента нагрузка будет восприниматься расчалками поперечных ферм, стойками и распорками вертикальных и горизонтальных ферм.

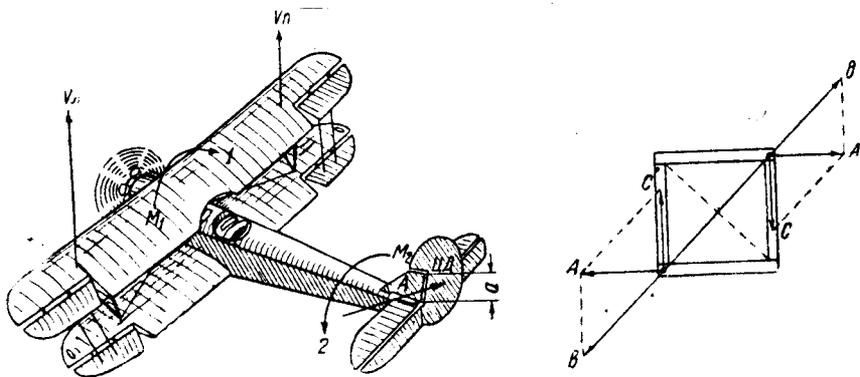


Рис. 28. Работа поперечной фермы фюзеляжа.

Поперечная ферма работает на скручивание. Момент— $M-1$ направлен по часовой стрелке, а момент $M-2$ —напротив.

На рис. 28 видно, что часть сил, стремящихся сместить ферму, воспринимается распорками, а другая часть—узлами, расчалками и стойками.

Работа частей вертикальной фермы фюзеляжа при посадке (рис. 29). При посадке на три точки (на колеса и костыль) удар воспринимается костылем и шасси. Под действием силы реакции земли в частях фюзеляжа возникнут усилия, создающие напряжения в его деталях. Силы A и B , возникшие при ударе, действуют следующим образом:

Силы A и B передаются в узлы K и вызывают сжатие верхнего лонжерона и растяжение расчалок силой C .

Усилия по расчалкам передаются в узлы a , где будут растягивать нижний лонжерон и сжимать стойку силой q .

Из рассмотренного следует, что при посадке стойки будут работать на сжатие, а нижний лонжерон будет растягиваться, причем это усилие направлено от середины к передней и задней частям фюзеляжа; верхний лонжерон будет работать на сжатие, наибольшие усилия будут возникать в середине.

Работа частей поперечных ферм. Поперечные фермы, помимо работы под действием сил, разобранных выше, работают еще под действием сил скручивания, возникающих при действии элеронов крыльев (рис. 28).

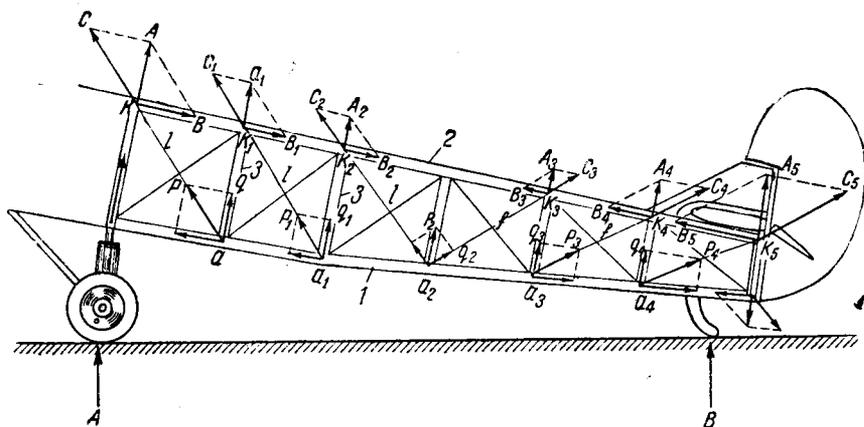


Рис. 29. Работа частей вертикальной фермы фюзеляжа при посадке.

1—нижний лонжерон растягивается; 2—верхний лонжерон сжимается; 3—стойки работают на сжатие; расчалки *e* и *f* растягиваются.

Возникшие при ударе силы *A* и *B* уравновешиваются суммой сил, действующих из точек *a*, *a*₁... вниз к поверхности земли (на рисунке не показаны) и представляющих собой вес отдельных отсеков фюзеляжа, умноженный на соответствующий коэффициент перегрузки.

Под действием элеронов передняя часть фюзеляжа вместе с коробкой крыльев войдет в крен быстрее, чем хвостовая часть, под действием момента *M*₂, которая наклонится только после того, как будет преодолена сила инерции оперения самолета. Очевидно, что фюзеляж будет скручиваться, а поперечные расчалки будут противодействовать скручиванию. Эту нагрузку будут также воспринимать и противодействовать ей распорки и стойки ферм.

Контрольные вопросы

1. Каково назначение фюзеляжа?
2. Из каких основных частей состоит фюзеляж?
3. Из каких частей состоят верхние, нижние и поперечные фермы фюзеляжа?
4. Каково назначение узлов крепления?
5. Чем отличаются одни лонжероны фюзеляжа от других?
6. Чем достигается жесткость передней и задней частей фюзеляжа?
7. Из каких деталей состоит верхний пол фюзеляжа?
8. Из каких деталей состоит задняя часть фюзеляжа?
9. Каким образом соединяются между собой обе части фюзеляжа?
10. Какие меры применяются против загнивания деревянных частей фюзеляжа?

11. Из каких деталей состоит киль?
12. Каково назначение коков фюзеляжа?
13. Работа частей фюзеляжа при отклонении руля высоты вверх.
14. Как работают лонжероны, распорки и расчалки фюзеляжа при отклонении руля направления вправо? Разложите действие этих сил на элементы.
15. Какие фермы работают при действии рулей высоты?
16. Какие фермы фюзеляжа работают при посадке самолета? Разложите действие этих сил на элементы.
17. В каких случаях работает поперечная ферма фюзеляжа?

ГЛАВА 3

КОРОБКА КРЫЛЬЕВ

Назначение крыльев самолета: 1) создавать подъемную силу, способную поддерживать самолет в воздухе; 2) воспринимать воздушные, инерционные и весовые нагрузки.

Коробка крыльев самолета (рис. 30) состоит из центроплана 1, установленного на стойках (расположенных И-образно по бокам

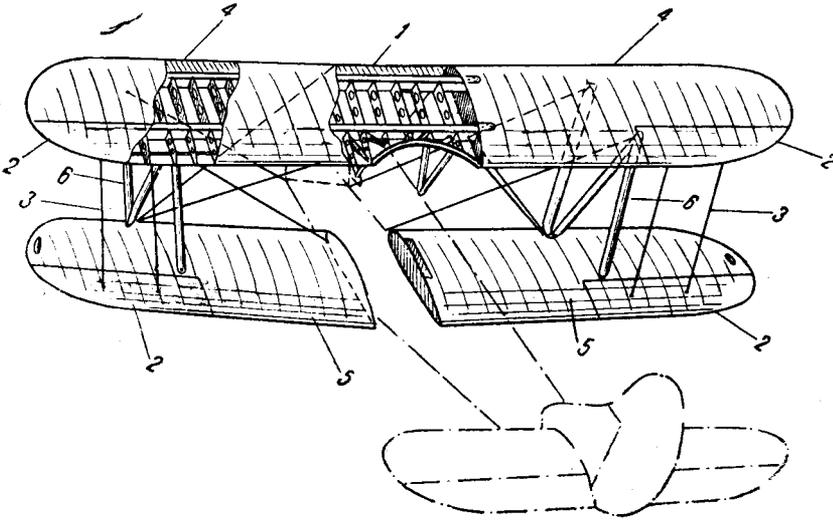


рис.

Рис. 30. Коробка крыльев.

1—центроплан; 2—элероны; 3—межэлеронные ленты; 4—верхнее крыло; 5—нижнее крыло; 6—стойки.

фюзеляжа и расчаленных лентами-расчалками), верхних 4 и нижних 5 крыльев, прикрепленных к центроплану и фюзеляжу узлами разъема. Верхние и нижние крылья связаны между собой двумя И-образными стойками 6 и расчалены лентами-расчалками. К верхним и нижним крыльям подвешены на шарнирах элероны 2.

Коробка крыльев образует расчалочную бипланную коробку. По своему устройству, размерам и форме крылья самолета По-2 в основном одинаковы, что уменьшает стоимость их изготовления и облегчает серийное производство.

Конструкция крыльев

Крылья самолета имеют профиль ЦАГИ-541, за исключением четырех нервюр центроплана, имеющих несколько модифицированный профиль (хвостовики нервюр укорочены).

Профиль ЦАГИ-541 имеет сравнительно большой коэффициент подъемной силы: $C_{y \max} = 1,275$.

Качество (отношение $C_{y \max}$ к $C_{y \min}$):

$$K = \frac{C_{y \max}}{C_{y \min}} = 81,2.$$

Относительная толщина профиля: 0,0812; такие профили считаются средними.

Относительное удлинение крыла δ .

Крыло самолета (рис. 31 и 32) с элероном имеет в плане прямоугольную форму с эллиптическим закруглением консольной части. Крыло состоит из переднего и заднего лонжеронов 1, 2, шестнадцати нервюр, стрингеров 5, четырех крестов-расчалок, передней и задней кромок, узлов, обшивки крыла, обвода и других мелких деталей.

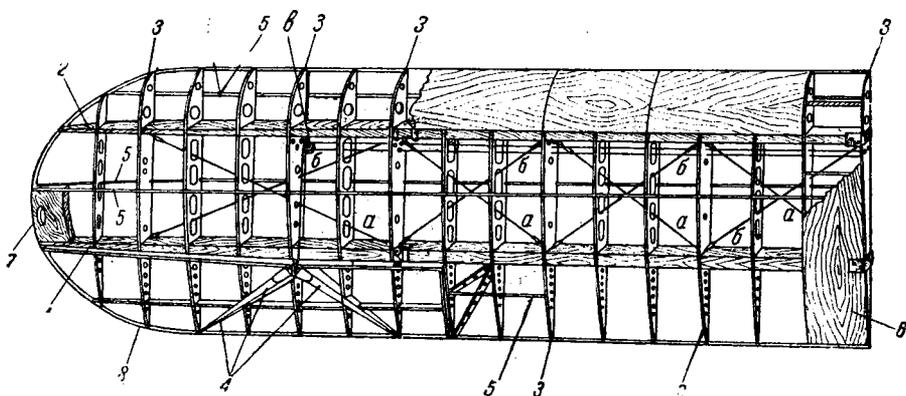


Рис. 31. Нижнее левое крыло.

1—задний лонжерон; 2—передний лонжерон; 3—усиленные нервюры; 4—элерон; 5—стрингеры; б—трап; 7—вырез для захвата рукой; 8—ободок. а—обратные (инерционные) расчалки; б—лобовые расчалки; в—ролик троса.

Лонжероны крыла. Лонжероны 1 и 2 балочного типа коробчатого сечения являются силовыми элементами, воспринимающими всю нагрузку крыла. Лонжерон состоит из верхней и нижней полки, фанерных стенок, бобышек и диафрагм.

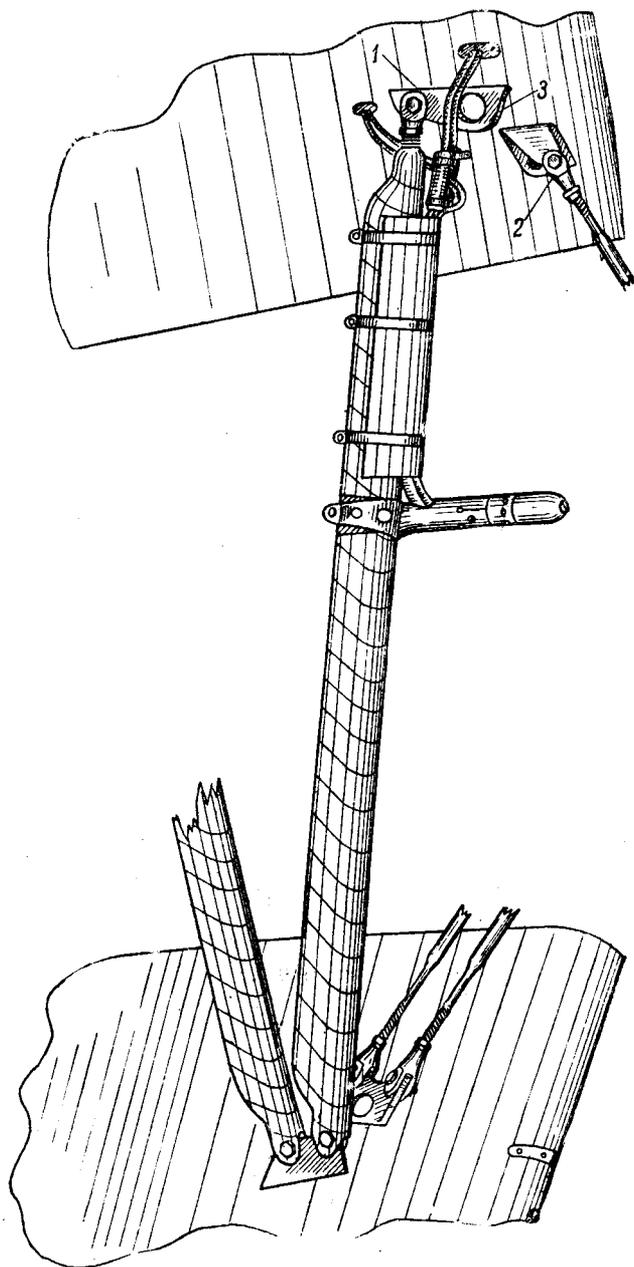


Рис. 32. Часть отсека верхнего правого крыла
 1—крепление стойки; 2—крепление несущей ленты;
 3—траверса причала (в новых конструкциях самолета
 По-2 трубка Пито прикреплена ближе к нижнему
 концу стойки, сама трубка удлинена).

Полки лонжеронов состоят из двух сосновых переменного сечения стержней, причем сечение полок остается постоянным до узлов крепления стоек крыльев, а затем уменьшается к концу лонжерона. Полки набраны из отдельных сосновых планок, каждая длиной 900—1050 мм. Тем самым меньше отбраковывается материал, производится отбор древесины лучших сортов; такие полки в меньшей степени подвергаются короблению. Стыковка планок между собой производится на ус и так, чтобы места склейки верхних и нижних полок не совпадали. Для облегчения полки имеют вырезы.

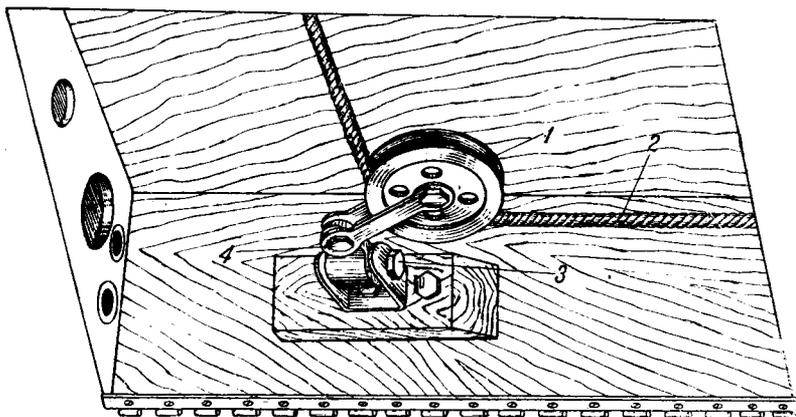


Рис. 32а. Ролик троса крыла.

1—ролик; 2—трос; 3—шарнир качания в горизонтальной плоскости; 4—шарнир качания в вертикальной плоскости.

В местах присоединения нормальных нервюр лонжерон внутри усилен диафрагмами, представляющими собой сосновые планки, облегченные круглыми вырезами. Диафрагмы придают жесткость стенкам лонжеронов и равномерно распределяют между ними нагрузку. В местах крепления усиленных нервюр, в торцевой части и в местах крепления болтов подвески элеронов вклеены сосновые бруски-бобышки.

Боковые стенки лонжеронов. Полки лонжеронов с обеих сторон защиты фанерой. Внешние слои фанеры расположены под углом в 45° по отношению к оси лонжерона. Полосы фанерной стенки соединяются между собой на ус. Такое крепление фанеры способствует лучшему восприятию изгибающих усилий, возникающих при работе крыльев.

Все части лонжеронов соединены на казеиновом клею. Кроме того, фанерная обшивка прикрепляется к полкам при помощи железных оцинкованных гвоздей $1,2 \times 15$ мм, расположенных в шахматном порядке.

Передний лонжерон выше заднего на 10 мм, что вызвано профилем крыла. Задний лонжерон для сохранения прочности имеет сосновые полки шире, чем у переднего, на 10 мм.

Для уменьшения щели между крылом и элероном к заднему лонжерону, начиная от 10-й нервюры, приклеены планки.

В стенке заднего лонжерона у 10-й, 12-й и 15-й нервюр поставлены три вильчатых болта подвески элеронов. У 12-й нервюры к переднему лонжерону крыла крепится ролик троса элерона (рис. 32а). Ролик закреплен в кронштейне и качается в двух плоскостях, такой ролик называется ориентирующимся. Ролик изготовлен из текстолита, а на самолетах первых серий—из дюралюминия. Для устранения сползания троса с ролика кронштейн имеет предохранительную скобу.

Для предохранения торцевой части лонжеронов от смятия к полкам приклеены сосновые накладки, а в стверстия для прохода болтов вставлены развальцованные в концах медные трубки. Задний лонжерон крыла от 9-й нервюры до консоли (в месте подвески элерона) покрывается этилмеркурфосфатом и обматывается киперной лентой АОД на нитролаке.

Нервюры. Назначение нервюр состоит в том, чтобы придать крылу аэродинамически нужный профиль и для передачи нагрузок (аэродинамических и весовых) на силовой продольный набор крыла.

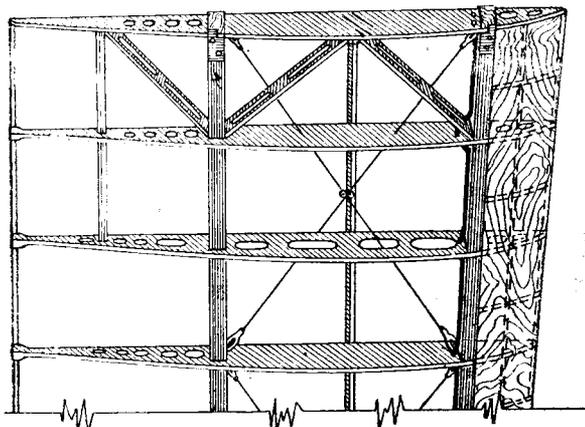


Рис. 326. Часть правого верхнего крыла.

Верхнее крыло имеет 6 усиленных и 10 нормальных нервюр, нижнее крыло — 7 усиленных и 9 нормальных (рис. 326).

Нервюры пронумерованы порядковыми номерами, начиная от торца крыла.

Усиленными нервюрами крыла (рис. 33) являются: 1-я, 2-я, 4-я, 7-я, 10-я и 15-я, остальные нервюры нормальные. Усиленные нервюры воспринимают, кроме аэродинамических нагрузок, также сосредоточенные усилия.

По конструкции усиленные нервюры одинаковы. Нервюра состоит из двух основных полок, обшитых с двух сторон фанерными стенками; хвостовая часть стенки облегчена вырезами. Между полками нервюры поставлены сосновые стойки. Такие нервюры поставлены в тех местах, где крыло испытывает большую на-

Для уменьшения щели между крылом и элероном к заднему лонжерону, начиная от 10-й нервюры, приклеены планки.

В стенке заднего лонжерона у 10-й, 12-й и 15-й нервюр поставлены три вильчатых болта подвески элеронов. У 12-й нервюры к переднему лонжерону крыла крепится ролик троса элерона (рис. 32а). Ролик закреплен в кронштейне и качается в двух плоскостях, такой ролик называется ориентирующимся. Ролик изготовлен из текстолита, а на самолетах первых серий—из дюралюминия. Для устранения сползания троса с ролика кронштейн имеет предохранительную скобу.

Для предохранения торцевой части лонжеронов от смятия к полкам приклеены сосновые накладки, а в стверстия для прохода болтов вставлены развальцованные в концах медные трубки. Задний лонжерон крыла от 9-й нервюры до консоли (в месте подвески элерона) покрывается этилмеркурфосфатом и обматывается киперной лентой АОД на нитролаке.

Нервюры. Назначение нервюр состоит в том, чтобы придать крылу аэродинамически нужный профиль и для передачи нагрузок (аэродинамических и весовых) на силовой продольный набор крыла.

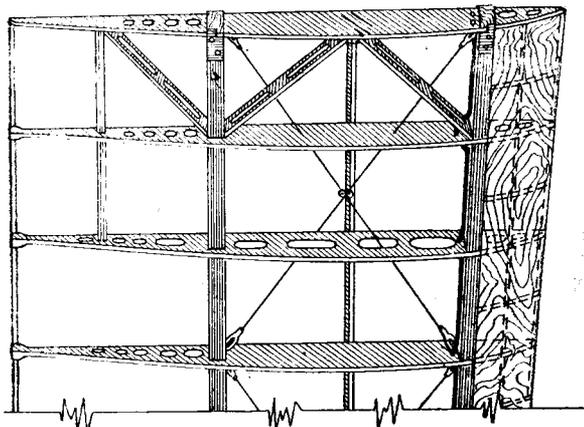


Рис. 326. Часть правого верхнего крыла.

Верхнее крыло имеет 6 усиленных и 10 нормальных нервюр, нижнее крыло — 7 усиленных и 9 нормальных (рис. 32б).

Нервюры пронумерованы порядковыми номерами, начиная от торца крыла.

Усиленными нервюрами крыла (рис. 33) являются: 1-я, 2-я, 4-я, 7-я, 10-я и 15-я, остальные нервюры нормальные. Усиленные нервюры воспринимают, кроме аэродинамических нагрузок, также сосредоточенные усилия.

По конструкции усиленные нервюры одинаковы. Нервюра состоит из двух сосновых полок, обшитых с двух сторон фанерными стенками; хвостовая часть стенки облегчена вырезами. Между полками нервюр поставлены сосновые стойки. Такие нервюры поставлены в тех местах, где крыло испытывает большую на-

ружку, а именно: в местах присоединения лент-расчалок, крепления шарниров подвески элеронов. На нижнем крыле, между 1-й и 2-й нервюрами, установлен трап из фанерного листа, реек и 4 ступенек, предохраняющий сбшивку крыла от повреждения обувью экипажа.

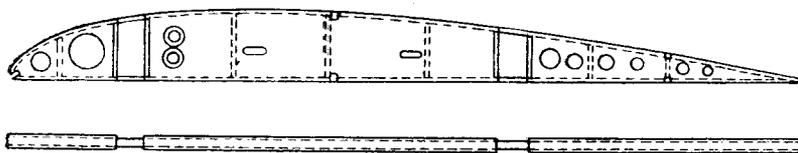
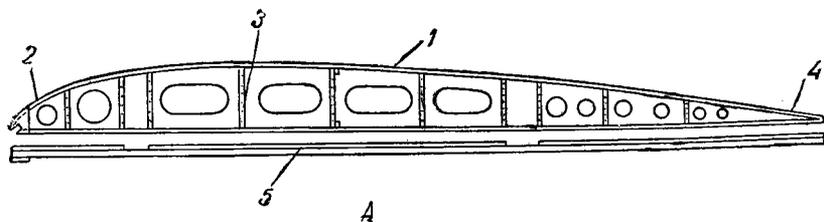


Рис. 33. Усиленная нервюра.

На правом нижнем крыле между 1-й и 2-й нервюрами установлена ложная нервюра, очертания которой вместе с первой нервюрой и лонжеронами образуют окно для прицеливания при бомбометании. В новых сериях окна нет, а установлен трап с двумя ступеньками.



Б

Рис. 34. Нервюры.

А—нормальная нервюра.

Б—усиленная нервюра (укороченная).

1—полка; 2—носик; 3—стойка (распорка); 4—хвостовик; 5—вид нервюры сверху.

Нормальная нервюра (рис. 34) воспринимает местные нагрузки—только от аэродинамических сил. Она состоит из двух основных полок, зашитых фанерной стенкой только с одной стороны, обращенной к фюзеляжу. Между полками нервюр поставлены сосновые стойки.

Сборка нервюр и крепление их к лонжеронам производится на казеиновом клее.

Ребро атаки. Передняя кромка или ребро атаки служит в крыле для связи передних концов нервюр между собой и для придания крылу нужной формы в носовой его части.

Ребро атаки испытывает в полете значительную нагрузку от аэродинамических сил и, помимо того, воспринимает на себя изгибающие нагрузки от натяжения полотна после покрытия его эмалитом.

Ребро атаки образовано носками нервюр, передним стрингером и фанерной обшивкой, на внутренней стороне которой для усиления наклеены фанерные пояски.

Ребро обтекания. Задняя кромка, или ребро обтекания, образована дюралюминиевым ободом, идущим по хвостовикам нервюр—с 1-й по 9-ю; для экономии металла в военное время большая серия самолетов По-2 была выпущена с клееным сосновым ободом.

Ребро обтекания связывает между собой задние концы нервюр крыла и придает нужную форму полотну при его обтяжке.

Стрингеры (рис. 31, 5). Для предохранения от выпучивания и сдвига при работе на изгиб нервюры соединяются между собой по всей длине двумя продольными сосновыми рейками. Эти рейки, называемые стрингерами, установлены вдоль крыла посередине между лонжеронами, одна сверху, другая снизу.

Для того чтобы концевые нервюры не прогибались в поперечном направлении от натяжки полотна при его покрытии аэролаком, концы нервюр усилены стрингерами и раскосами. Между задним лонжероном и задней кромкой, между 1-й и 3-й нервюрами, поставлен сосновый стрингер; то же сделано между 7-й и 9-й нервюрами.

Для жесткости каждое крыло имеет два раскоса, поставленных между 8-й и 9-й нервюрами; в верхнем крыле между 1-й и 2-й нервюрами поставлены три раскоса.

Раскос представляет собой две сосновых полки, соединенные с одной стороны фанерной стенкой, облегченной вырезами.

Расчалки крыла. Для придания жесткости крылу узлы усиленных нервюр соединяются с лонжеронами расчалками, образующими с лонжеронами и нервюрами горизонтальную ферму крыла.

Усиленные нервюры образуют четыре отсека, из которых три расчалены лентами-расчалками № 5, а четвертый, концевой, отсек расчален лентами-расчалками № 4. Для регулировки концы расчалок имеют правую и левую резьбу, на которые накручены контргайки. Расчалки резьбой ввернуты в стальные муфточки, которые укреплены пальцем к болту, прикрепленному к лонжерону. Во избежание перетиранья расчалок в местах их перекрещивания поставлены кожаные предохранители. Болты крепления расчалок у 10-й и 15-й нервюр одновременно являются вильчатыми болтами подвески элеронов.

В крыле различают ленты-расчалки лобовые, работающие в полете, и обратные, работающие от инерционных сил при посадке.

В нижнее крыло, между 16-й нервюрой и ободом, поставлена фанерная стенка с сосновой бобышкой с вырезом для захвата крыла рукой во время сопровождения самолета при рулежке по

земле. На нижнем крыле у 15-й нервюры к переднему и заднему лонжеронам в стальных узлах крепится подкрыльная деревянная дужка для предохранения крыла от ударов в случае посадки с креном.

Для предохранения деревянных частей крыла от загнивания весь каркас крыла грунтуется и покрывается алюминиевым аэролаком подобно каркасу фюзеляжа.

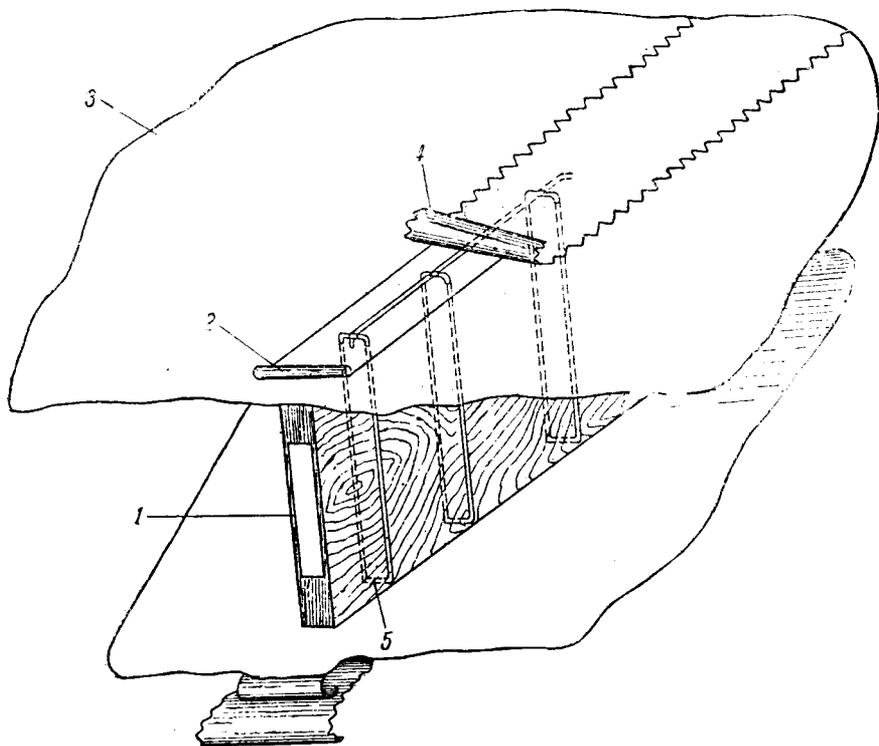


Рис. 35. Пришивка полотна к нервюрам.

1—нервюра; 2—киперная лента; 3—полотно; 4—киперная лента; 5—шов ниток.

Полотно. Поверхность крыла обтянута полотном. Полотно применяется типа АЛВК (авиационное льняное высшего качества) или АХСП (авиационное хлопчатобумажное самолетное полотно) и АЛЛ. Среднее сопротивление полотна на разрыв по основе не менее 1800 кг/см^2 , по утку—не менее 1750 кг/см^2 .

Полотно (рис. 35) пришивается к нервюрам 1 двойным швом 5 нитками Маккей. Под шов и сверх шва прокладываются на клею киперные ленты 2 и 4.

Сверху полотно покрывается четыре раза бесцветным аэролаком и два раза цветным аэролаком, благодаря чему обшивка полотна становится более гладкой; аэролак предохраняет полотно от разрушающего действия влаги, воздуха и солнечных лучей и повышает крепость и натяжение полотна.

Для вентиляции внутренней полости крыла, у ребра обтекания в обшивке имеются вентиляционные отверстия — «пистоны», через них уравнивается в полете давление внутри крыла с наружным. В самолетах По-2 новых серий «пистоны» установлены в задней торцевой кромке крыла.

В местах установки ролика тросов элеронов (рис. 32а) у 12-й нервюры и в местах соединения тросов фюзеляжа и нижнего крыла у 2-й нервюры имеются два смотровых лючка, закрываемые двумя алюминиевыми пластинами на пружинах (см. рис. 31).

На ребре атаки каждого крыла шурупами укреплены два предохранительных алюминиевых колпачка, предохраняющие переднюю кромку крыла от повреждений при установке крыла на ребро атаки при его хранении.

По задней стенке переднего лонжерона пропущен трос управления элероном; рядом с ним протянута бичева, позволяющая вытянуть трос наружу в случае его ухода в крыло при разборке или сборке самолета.

Верхние крылья сверху, а нижние снизу имеют опознавательные знаки.

Различие между верхними и нижними крыльями. На верхних крыльях между 1-й и 2-й нервюрами вместо фанерной обшивки для жесткости поставлены дополнительно три раскоса.

Подстоечные узлы на лонжеронах нижнего крыла установлены сверху, а на верхних — снизу.

Элеронный трос на нижних крыльях поставлен под расчалками, на верхних — сверху.

Нижнее крыло имеет семь усиленных нервюр (в связи с установленным трапом) и девять нормальных; верхнее крыло имеет шесть усиленных и десять нормальных нервюр.

Верхние крылья имеют жгут электропроводки и аэронавигационные лампочки АНО; нижнее левое крыло имеет фару.

Нижние крылья имеют подкрыльную дужку и вырез на консольной части.

Несмотря на указанные выше различия, крылья взаимозаменяемы при некоторых конструктивных переделках сообразно разнице в крыльях.

Элероны

Элероном называется часть крыла, которая может поворачиваться относительно оси вращения, идущей вдоль размаха крыла. Элерон служит для поворота самолета вокруг его продольной оси (рис. 36).

Элерон подвешен на каждом крыле к заднему лонжерону на трех шарнирах.

Верхние и нижние элероны соединены между собой двумя лентами-расчалками № 5.

Элерон состоит из двух лонжеронов 3, 5, семи нервюр, двух косых нервюр 2, раскоса и дюралюминиевого обода 1.

Передний лонжерон. Лонжерон 5 корыччатого сече-

ния состоит из верхней и нижних сосновых полок, зашитых с обеих сторон фанерой; фанера поставлена на казеиновом клее.

Задний лонжерон. Лонжерон 3 состоит из соснового бруска, который в промежутках между нервюрами фрезерован. Лонжерон от торцевой нервюры до укороченной имеет постоянное сечение, после чего уменьшается.

Нервюры. В элероне две нервюры усиленные, пять нормальных и две косых.

Усиленные нервюры установлены в торцевой части и в узле крепления рычага. Нервюра состоит из двух сосновых полок, связанных между собой с двух сторон фанерой с облегчающими отверстиями; между полками на клее поставлены сосновые стойки.

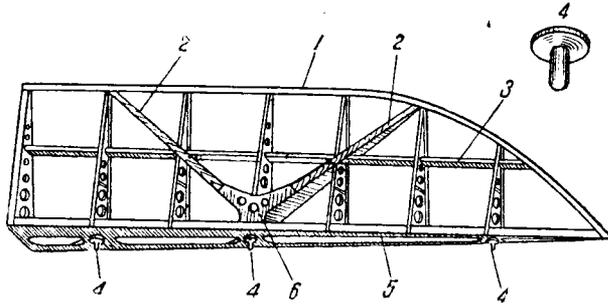


Рис. 36. Элерон.

1—обод; 2—косые нервюры; 3—задний лонжерон; 4—ушковый болт; 5—передний лонжерон; 6—узел крепления рычага.

Нормальные нервюры по конструкции одинаковы с усиленными нервюрами и отличаются от них меньшей шириной полок; фанера нервюр только с одной стороны обращена к фюзеляжу.

Косые нервюры 2 образуются из полок большего сечения, чем у усиленных нервюр; полки связаны с двух сторон фанерными стенками без облегчающих отверстий. Стык нервюр усилен сосновыми бобышками, обшит сверху и снизу фанерой и образует деревянный узел крепления рычага управления элероном.

К косым нервюрам крепятся средний ушковый болт для подвеса элерона и около нервюр 3 и 5 ушковые болты для присоединения межэлеронных лент. Раскос, поставленный в торцевую часть между передним и задним лонжеронами, предохраняет при скручивании концевую часть элерона от деформации.

Рычаг элерона (рис. 37). Рычаг элерона служит для присоединения к нему троса. Он состоит из двух сваренных между собой пластин. Нижняя сторона рычага имеет фланец, который и крепится к узлу элерона болтами. На верхнем элероне рычаг поставлен сверху, а на нижнем—снизу.

Задний лонжерон элерона покрывается этилмеркурфосфатом и обматывается полотняной лентой на нитролаке.

Заднюю кромку в элероне образует дюралевый обод. В отдельных сериях установлены вместо металлических ободьев деревянные клееные. Дюралевый обод перед обтяжкой элерона полот-

ном, обматывается полстяжной лентой. Деревянный обод покрывается этилмеркурфосфатом.

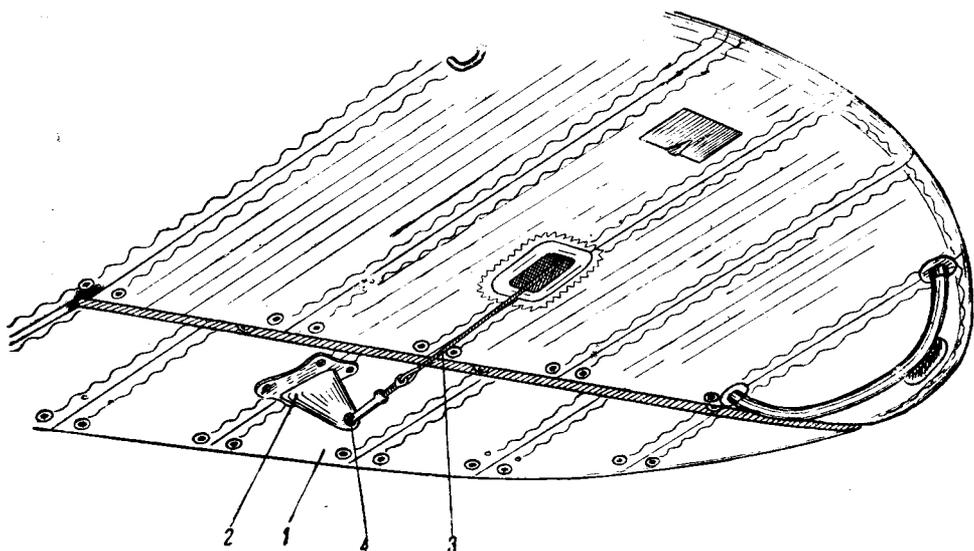


Рис. 37. Рычаг элерона и его крепление.

1—элерон; 2—рычаг; 3—трос управления элероном; 4—крепление муфточного тандера. На рисунке видны вентиляционные отверстия (пистоны).

Весь каркас элерона грунтуется, покрывается алюминиевым аэролаком и обтягивается полотном, как и крыло. Заводом приводится работа по применению элеронов с осевой компенсацией.

Стойки, ленты и узлы крепления

Стойки коробки крыльев (рис. 38) служат для связи верхних крыльев с нижними и распределяют нагрузку между лонжеронами крыльев. Стойки полукоробок поставлены в виде буквы И и представляют собой три самостоятельных стержня. Стержень стойки состоит из стальной трубы 2 марки САТ, вильчатого болта 5 и деревянного обтекателя 3.

На поверхности стойки имеется контрольное отверстие 6, через которое стальной проволокой контролируется, насколько глубоко ввернут в стойку болт.

Нижний конец трубы стойки обжат в виде вилки, усиленной наваренными шайбами. К трубе припаяны два хомута 4 для крепления обтекателя.

Снаружи обтекатель вместе с трубой обматывается киперной лентой АВД на нитролаке, покрывается эмалитом и окрашивается. На поверхности обтекателей наносятся номера, облегчающие монтаж стоек при сборке крыльев.

Стойки по длине неодинаковы. Самая длинная—задняя, самая короткая—диагональная.

Ленты-расчалки. Ленты коробки крыльев эллипсоидного сечения разделяются на несущие и поддерживающие.

Несущие ленты-расчалки в нормальном полете загружаются подъемной силой крыльев, несущих вес самолета в воздухе.

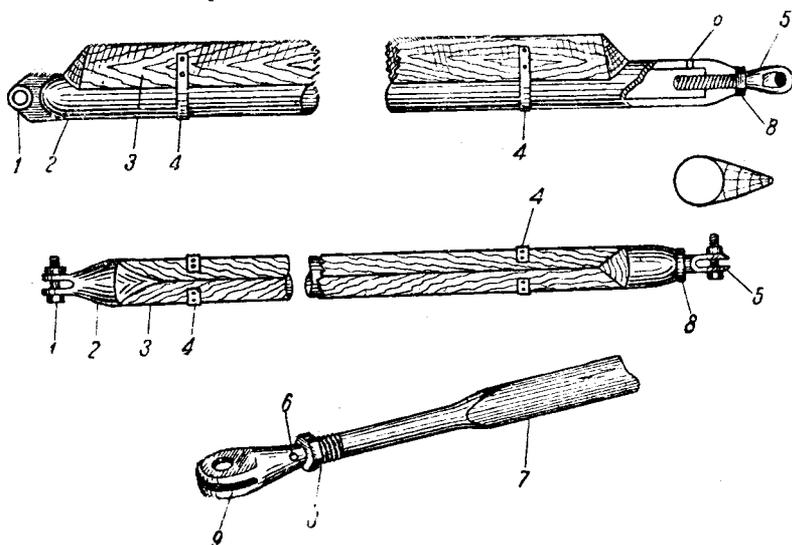


Рис. 38. Стойки крыла.

1—вилочный хвостовик (нижняя часть стойки); 2—стальная труба; 3—деревянный обтекатель; 4—хомуты крепления обтекателя; 5—вилочный болт (верхняя часть стойки); 6—контрольные отверстия; 7—лента-расчалка; 8—контргайка; 9—вилочный конец муфты.

Поддерживающие ленты-расчалки, во время стоянки самолета на земле поддерживают общий вес коробки крыльев. Кроме этого, при посадке к весу крыльев добавляется нагрузка от сил инерции. Лентами-расчалками производится также регулировка крыльев самолета, которым придается наиболее выгодное в аэродинамическом отношении положение.

Несущие ленты идут от верхних подстоечных узлов крыльев к нижним узлам фюзеляжа, поддерживающие ленты идут от стыковых узлов центроплана к передним подстоечным узлам нижних крыльев. На одном конце ленты нарезана правая резьба, на другом—левая. Нарезная часть ленты ввертывается в муфту, прикрепленную с помощью пальца к ушкам узла. Лента контрится контргайками. На муфте имеется контрольное отверстие, через которое с помощью стальной проволоки определяется глубина завернутости ленты.

Ленты различаются по длине и по сечению: самая длинная—передняя несущая, затем—задняя несущая, передняя поддерживающая и самая короткая—задняя поддерживающая.

Сечение ленты тоже неодинаково: на заднюю часть крыла передается большая нагрузка, чем на переднюю, поэтому задняя несущая лента имеет сечение № 11, все остальные ленты—№ 8.

Для предохранения лент от вибрации в полете и уменьшения сопротивления в местах перекрещивания лент поставлен деревянный обтекатель, к которому каждая лента крепится металлической скобкой.

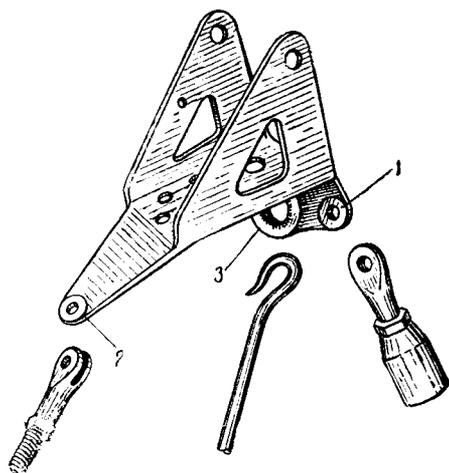


Рис. 39. Передний верхний узел.

1—ушко крепления переднего подкоса; 2—ушко крепления передней несущей ленты; 3—ушко причала.

стия-ушка: к одному 2 крепится стойки коробки крыльев. К ушку 1 крепится задняя несущая лента.

Узлы крепления стоек. Для крепления стоек на каждом крыле расположено по два узла — передний и задний. Узлы установлены в местах, где проходят десятые нервюры.

Передний верхний узел (рис. 39) имеет три ушка. Одно ушко 2 служит для крепления несущей ленты, второе ушко 1 служит для соединения с передней стойкой, третье ушко 3—для причала самолета.

Задний верхний узел (рис. 40) отличается от переднего тем, что пластина, приваренная к узлу, имеет два отверстия задняя, к другому 3 средняя

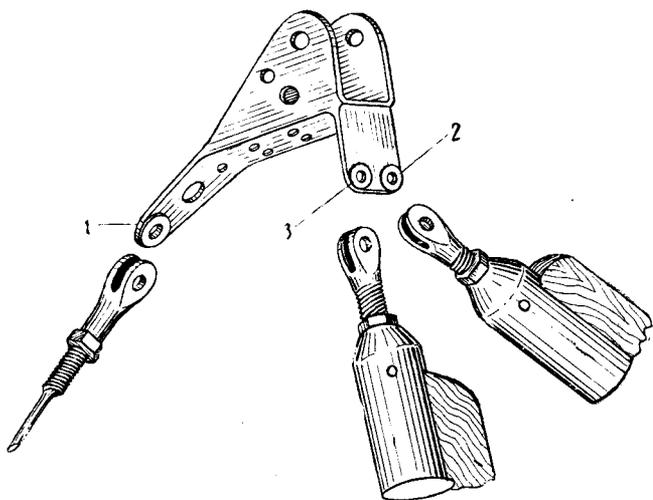


Рис. 40. Задний верхний узел.

1—ушко крепления задней несущей ленты; 2—ушко крепления задней стойки; 3—ушко крепления средней стойки.

Передний нижний узел (рис. 41, А) крепления стоек конструктивно отличается от верхнего тем, что приваренные к обойме два ушка имеют по два отверстия: к одному ушку крепятся две стойки 2, 2, а к другому—две поддерживающие ленты полукоробки крыльев 1, 1.

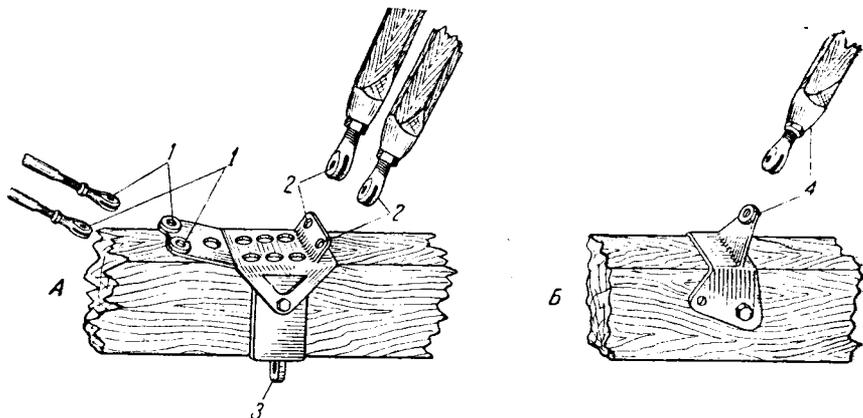


Рис. 41. Узлы нижнего крыла.

А—передний узел: 1—ушки крепления поддерживающих лент; 2—ушки крепления передней и средней стойки; 3—кольцо причала.
 Б—задний узел: 4—ушко крепления задней стойки.

Для причала самолета при стоянке узел имеет кольцо.

Задний нижний узел (рис. 41, Б) имеет одно ушко 4 для крепления задней стойки полукоробки.

Центроплан

Центральная часть верхних крыльев состоит из центроплана и поддерживающих его И-образных стоек, образующих т. н. «кабан центроплана», расчлененного в поперечной плоскости лентами-расчалками эллипсовидной формы.

Центроплан (рис. 42) состоит из двух лонжеронов 5, 7, шести нервюр 2, 8, креста лент-расчалок 6, стрингеров 1, узлов крепления и обтяжки.

Лонжероны. Лонжероны центроплана конструктивно выполнены так же, как лонжероны крыла, но они более усиленные. Сечение лонжеронов—постоянное.

Нервюры. Центроплан имеет две усиленных и четыре нормальных нервюры. Усиленные нервюры 2—коробчатого типа и подобны усиленным нервюрам крыла. Нормальные нервюры 8 подобны нервюрам крыла и отличаются от них укороченными хвостиками (по форме выреза центроплана).

Крест лент-расчалок. Растяжки 6 центроплана усиливают жесткость конструкции и выполнены из стальных лент-рас-

чалок. На концах лент имеется резьба, которой лента ввертывается в муфты, прикрепленные к ушкам узла разъема крыла. Раскосы 9 центроплана—сосновые с отверстиями. Ребро обтекания 10 центроплана изготовлено из листового дюралья и изогнуто по дуге.

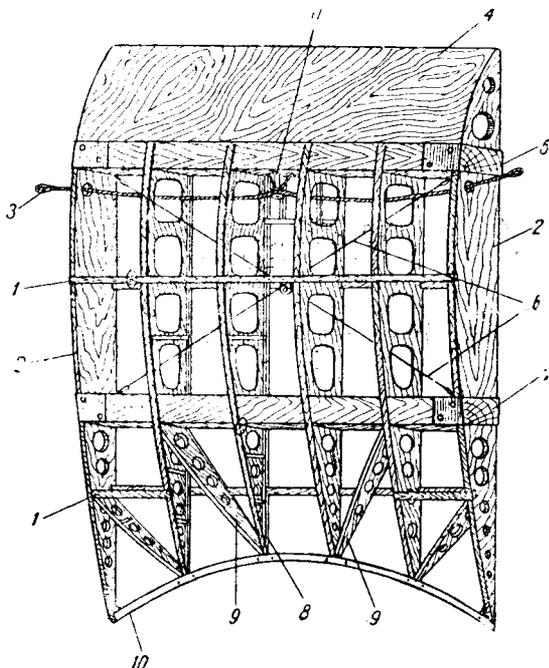


Рис. 42. Центроплан.

1—стрингер; 2—усиленная нервюра; 3— трос элерона; 4—ребро атаки; 5—передний лонжерон; 6—ленты-расчалки; 7—задний лонжерон; 8— нормальная нервюра; 9—раскосы; 10—ребро обтекания; 11—ролик.

Вырез центроплана сделан для улучшения обзора верхней сферы.

Ролик элерона 11. Ролик троса элерона прикреплен шурупами к задней стенке переднего лонжерона. Ролик крепится при помощи стальной кронштейна и имеет предохранительную скобу, устраняющую сползание троса с ролика. Кронштейн закреплен неподвижно; такой ролик называется неориентирующимся.

Ролик изготовлен из дюралюминия, но в машинах последних серий в связи с большим износом тросов управления (в местах прохождения троса через ролик) устанавливаются ролики, изготовленные из текстолита. Диаметр ролика центроплана 25 мм. Каркас центроплана обрабатывается так же, как и крыло. Сверху центроплан обтянут полотном, пришитым к нервюрам и обработанным так же, как и обтяжка крыла.

В центральной части центроплана за передним лонжероном

предусмотрен лючок для просмотра состояния ролика и троса, проходящего по нему.

Узлы центроплана (рис. 43, А и Б). Центроплан имеет четыре узла. Узлы поставлены на торцевых частях лонжеронов. Передние узлы конструктивно одинаковы.

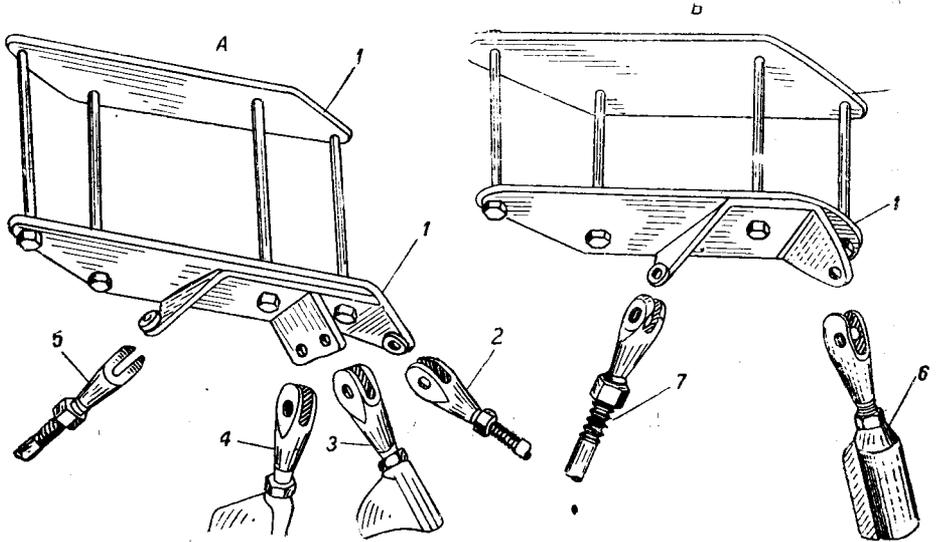


Рис. 43. Стыковые узлы центроплана.

А—передний узел; Б—задний узел.
1—стальные планки; 2—лента-расчалка центроплана; 3—передняя стойка; 4—диагональная стойка; 5—поддерживающая лента; 6—задняя стойка; 7—задняя поддерживающая лента.

К переднему узлу (рис. 43, А) крепятся верхние концы передней и диагональной стоек 3, 4, верхний конец ленты-расчалки 2 центроплана, передняя поддерживающая лента коробки крыльев 5 и передний лонжерон крыла.

Узлы, установленные на заднем лонжероне (рис. 43, Б), отличаются от передних тем, что они не имеют ушков крепления наружной поперечной ленты центроплана. К узлу крепится верхний конец задней стойки 6 кабана центроплана, задняя поддерживающая лента 7 и задний лонжерон крыла.

Стойки (рис. 44). Стойки кабана центроплана конструктивно схожи между собой.

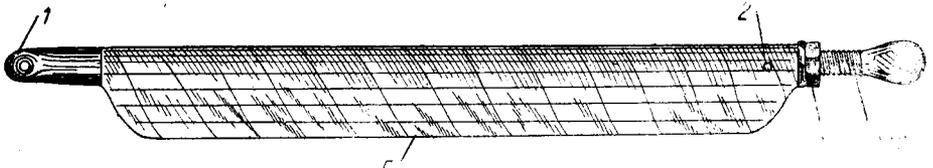


Рис. 44. Стойка центроплана.

1—нижняя часть стойки; 2—контрольное отверстие; 3—ушковый регулировочный болт верхней части стойки; 4—контргайка; 5—деревянный обтекатель.

Стойка состоит из стальной трубы, в верхний конец которой вставлен стальной стаканчик с внутренней резьбой; в резьбу ввернут ушковый болт 3 с контргайкой 4. Болт позволяет изменять длину стойки при регулировке центроплана.

Нижний конец стойки 1, соединяющийся с узлом фюзеляжа, представляет собой ушко со вставленной в него развальцованной трубкой для прохода болта крепления к узлу фюзеляжа.

Стойки кабана крепятся к узлам болтом с корончатой гайкой, которая шплинтуется. На самолетах По-2, оборудованных радиоустановкой, к лонжерону центроплана присоединяется короткий стержень, служащий мачтой для радиоантенны. Противоположный конец антенны монтируется к верхней кромке руля направления.

Работа коробки крыльев

Бипланная коробка крыльев самолета По-2 является пространственной расчалочной фермой, образованной из двух вертикальных и двух горизонтальных ферм.

Передняя вертикальная ферма образована из передних лонжеронов верхних и нижних крыльев, передних подкосов и лент-расчалок. Задняя вертикальная ферма образована из таких же задних деталей. Горизонтальная ферма образована из передних и задних лонжеронов, нервюр и внутренних лент-расчалок.

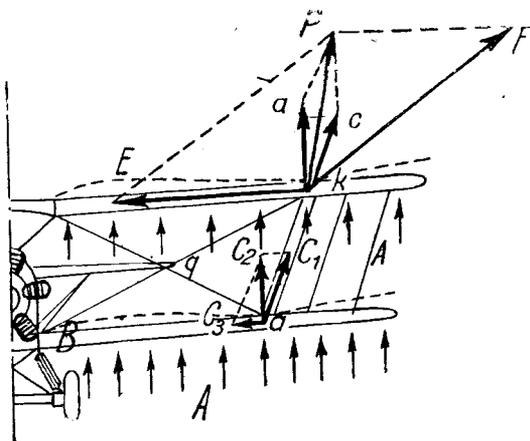


Рис. 45. Работа коробки крыльев в полете. Лонжероны сжимаются, консольная часть изгибается, стойки сжимаются, несущая лента растягивается.

Рассмотрим работу каждой фермы вне зависимости от остальных ферм крыльев.

Нормальный полет (рис. 45). В нормальном полете вертикальная ферма на больших и малых углах атаки нагружена силами A , направленными перпендикулярно плоскости крыльев.

Усилия в нижнем крыле воспринимаются лонжероном, а по стойке силы c передаются в верхний узел K , в котором сосредоточивается усилие a , создаваемое равномерной нагрузкой, действующей на верхнее крыло. Следовательно, на узел K действуют уже суммарные усилия $a+c$, которые воспринимаются верхними лонжеронами и несущей расчалкой. Эти силы дают равнодействующую силу P . Разложив силу P по направлению лонжерона и расчалки, получим величину усилий, которые в них возникают.

Как видно из рисунка, лонжероны сжимаются силой E и C_3 , и изгибаются, а несущая расчалка g растягивается силой F , при этом нагрузка передается узлу B , где она воспринимается боковыми подкосами фюзеляжа и распорками. Консольная часть крыла работает только на изгиб, стойки работают на сжатие.

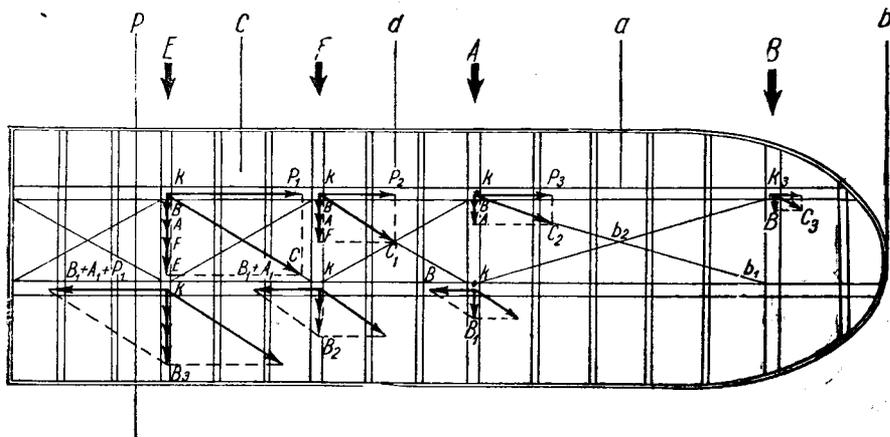


Рис. 46. Работа горизонтальной фермы коробки крыльев в полете.

Передний лонжерон растягивается, а задний сжимается. Лобовые расчалки растягиваются, а обратные разгружаются.

В полете на больших углах атаки главным образом загружена передняя вертикальная ферма, а на малых углах атаки—задняя вертикальная ферма.

Работа горизонтальной фермы (рис. 46). В полете горизонтальная ферма работает от тангенциальных сил, лежащих в плоскости горизонтальной фермы. Эти силы являются составляющими силы полного сопротивления крыльев и воспринимаются в первую очередь передним лонжероном, а затем распределяются по основным стержням фермы.

Сила на участке крыла $A-d$ воспринимается нервюрой и по ней передается в задний узел K . В узле эта сила вызывает сжатие заднего лонжерона силой B и растяжение расчалки. Появившееся в расчалке усилие передается в передний узел K и там воспринимается передним лонжероном и нервюрой, в результате лонжерон растягивается в узле силой P , а нервюра сжимается. Произведя дальнейшее разложение сил по отсекам, видим,

что усилие в лонжеронах, нервюрах и расчалках возрастает по мере приближения к фюзеляжу.

Следовательно, в полете в горизонтальной ферме крыла передний лонжерон растягивается, задний сжимается, расчалки лобовые b_1 растягиваются, а обратные расчалки b_2 будут разгружаться.

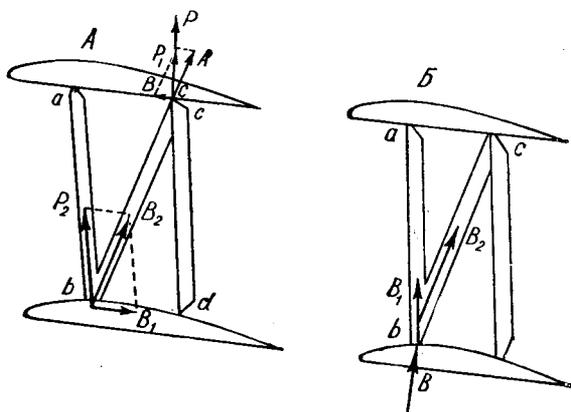


Рис. 47. Работа И-образной стойки.

Работа И-образной стойки (рис. 47, Б). При полете на больших углах атаки усилие B , действующее на нижний узел, будет передаваться в узел a по стойке b и в узел c по подкосе B_2 . Усилие B_1 , передающееся по подкосе B_2 в узел c , будет производить загрузку задней вертикальной фермы.

На малых углах атаки большая часть нагрузки воспринимается узлом c . Часть этой нагрузки воспринимается подкосом и верхней горизонтальной фермой, вызывая в подкосе растягивающее усилие A , которое передается в узел, производя загрузку передней вертикальной фермы силой P (рис. 47, А).

Работа элеронов. В полете под действием направленных на элерон аэродинамических сил лонжерон будет работать на изгиб, как балка, лежащая на нескольких опорах. Кроме того, элерон будет испытывать скручивание, которое возрастает по мере приближения к рычагу элерона, достигая максимального значения в его сечении.

Следовательно, лонжерон элерона от действия на него сил испытывает сложные напряжения, возникающие от изгиба и скручивания. Нервюры элерона работают так же, как нервюры крыла.

Работа горизонтальной фермы крыльев при посадке. При посадке самолета в результате действия инерционных сил C_1, C_2 (рис. 48) передний лонжерон будет сжиматься, а задний—растягиваться. Все усиленные нервюры работают при этом на сжатие, обратные расчалки крыла растягиваются, лобовые—разгружаются.

Работа вертикальной фермы при посадке. При посадке самолета возникшие инерционные силы направлены

вниз (рис. 49), в результате этого верхний лонжерон—от торцевой части до узла стойки—работает на растяжение и частично на изгиб, консольная часть работает только на изгиб. Нижний лон-

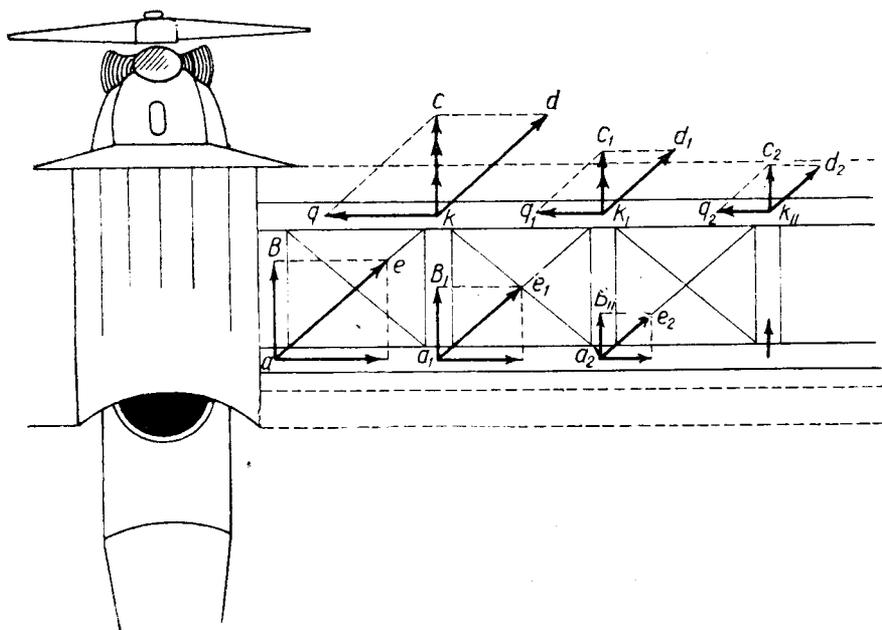


Рис. 48. Работа горизонтальной фермы крыльев при посадке.
Передний лонжерон сжимается, а задний растягивается. Обратные расчалки растягиваются, а лобовые разгружаются.

жерон до стойки будет сжиматься и частично изгибаться, консольная часть—работать на изгиб. Поддерживающие ленты при этом растягиваются, стойки полукоробок работают на сжатие.

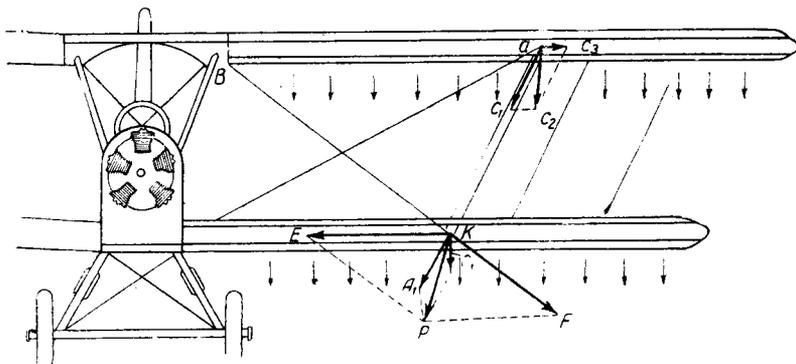


Рис. 49. Работа вертикальной фермы коробки крыльев при посадке.
Верхний лонжерон растягивается, нижний лонжерон сжимается, стойки сжимаются, консольная часть изгибается, поддерживающие ленты растягиваются, а несущие разгружаются.

Работа центроплана (рис. 50). В полете центроплан находится под действием нагрузки, создаваемой воздушным потоком. Благодаря небольшому размаху центроплана изгибающие усилия, возникающие в его лонжеронах, незначительны. Дополнительно центроплан воспринимает сжимающие усилия, передаваемые верхними лонжеронами крыльев.

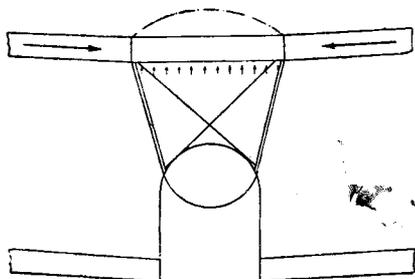


Рис. 50. Работа центроплана в полете.

Поперечный крест лент-расчалок центроплана увеличивает его жесткость. Расчалки начинают работать при различных усилиях в правом и в левом лонжеронах верхних крыльев. Различная боковая нагрузка на лонжеронах центроплана возникает при вираже и фигурах, боковом ударе, при посадке и при обрыве несущей ленты.

Работа нервюры. Нервюры в полете воспринимают нагрузку от сил, создаваемых воздушным потоком, и от сил натяжения полотняной обшивки крыла.

Усилия, создаваемые от натяжения полотна, действуют по продольному направлению и вызывают в полках нервюр сжимающие усилия. Эта нагрузка остается все время постоянной и действует на нервюры как в полете, так и при стоянке на земле.

В полете нагрузка от аэродинамических сил на нервюры меняется, и ее распределение зависит от угла атаки, на котором совершается полет.

Большая часть нагрузки передается на нервюру в ее верхнюю часть в виде подсасывания и только небольшая часть—в виде давления на нижнюю часть.

Контрольные вопросы

1. Каково назначение крыльев самолета?
2. Из каких частей состоит коробка крыльев?
3. Какие детали составляют каркас крыла?
4. Чем отличаются передние лонжероны от задних?
5. Сколько нервюр имеет каждое крыло? Чем отличаются одни нервюры от других?
6. Чем достигается жесткость крыла?
7. Какие меры применяются для устранения загнивания древесины крыла?
8. Для чего служат И-образные стойки коробки крыльев?
9. Как устроен элерон?
10. Каково назначение центроплана и как он устроен?
11. Какие узлы имеются у крыльев и центроплана, каково их назначение и что к ним крепится?
12. Какая разница между верхними и нижними крыльями?

13. Под действием каких сил работают вертикальные фермы коробки крыльев в полете?

14. Как работают части крыла в горизонтальной ферме в полете?

15. Как работают вертикальные фермы при посадке?

16. Как работают горизонтальные фермы при посадке?

ГЛАВА 4.

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Хвостовое оперение самолета (рис. 51) состоит из горизонтального и вертикального оперений. К горизонтальному оперению

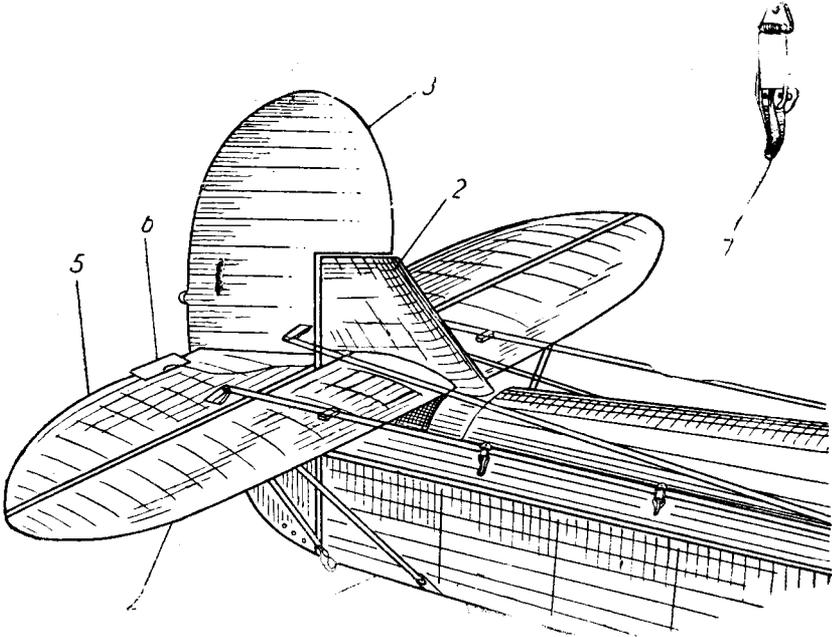


Рис. 51. Хвостовое оперение.

1—фюзеляж; 2—киль; 3—руль направления; 4—стабилизатор; 5—руль высоты; 6—триммер; 7—замок гаргрота.

относятся стабилизатор 4 и рули высоты 5, к вертикальному—киль 2 и руль направления 3.

Стабилизатор

Стабилизатор (рис. 52) обеспечивает самолету продольную устойчивость в полете. Симметрично выпуклый профиль улучшает аэродинамические качества стабилизатора, создавая одинаковые условия работы как стабилизатору, так и рулям высоты при отклонении их вверх или вниз.

Конструкция стабилизатора состоит из двух лонжеронов (рис. 53) 4, 5, двенадцати нервюр (из них восемь нормальных и

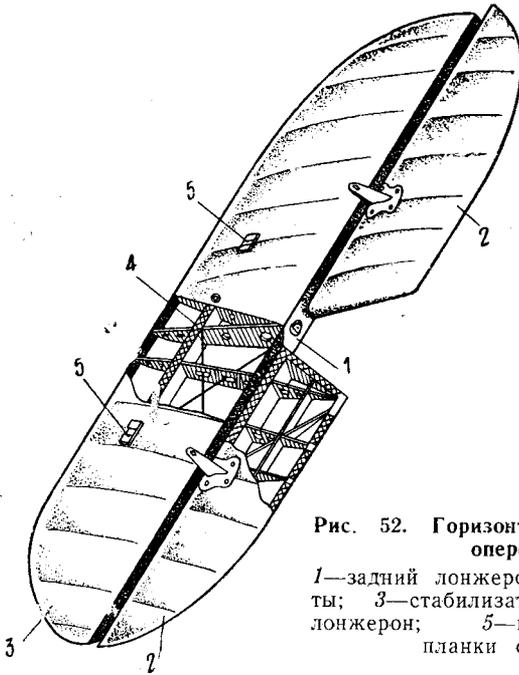


Рис. 52. Горизонтальное хвостовое оперение.

1—задний лонжерон; 2—руль высоты; 3—стабилизатор; 4—передний лонжерон; 5—предохранительные планки обшивки.

четыре усиленных), двух косых наклонных нервюр, четырех крестов лент-расчалок, обода, узлов и обшивки.

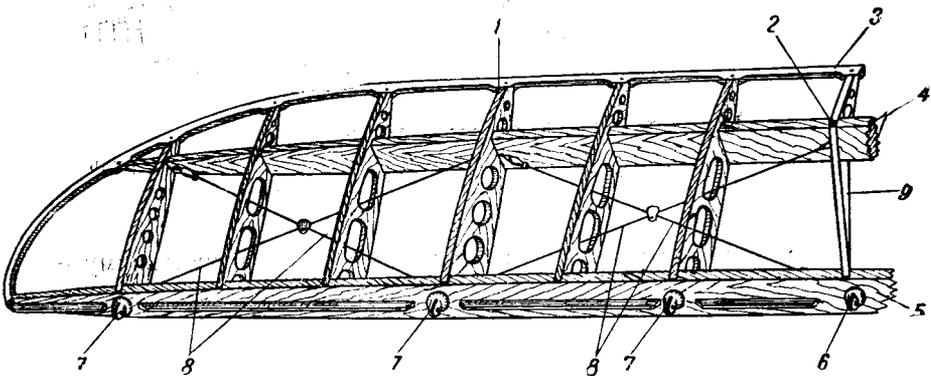


Рис. 53. Каркас стабилизатора.

1—усиленная нервюра; 2—ушковый болт крепления стабилизатора к фюзеляжу; 3—обод; 4—передний лонжерон; 5—задний лонжерон; 6—вилочный болт крепления к гребенке; 7—вилочный болт крепления руля высоты; 8—ленты-расчалки; 9—косая нервюра.

Лонжероны. Передний 4 и задний 5 лонжероны имеют одинаковое сечение по ширине и переменное по высоте.

Конструкция лонжеронов представляет собой нормальную коробчатую форму. Полки лонжеронов изготовлены из сосновых склеенных между собою планок. Стенки лонжеронов из фанеры, укреплены на казеиновом клее.

Для большей жесткости, а также для крепления узлов и расчалок лонжероны имеют вклеенные между полок сосновые бобышки и распорки.

Нервюры. Нормальные нервюры состоят каждая из двух полок: верхней и нижней, изготовленных из сосновых планок. К полкам нервюры прикреплена с одной стороны фанерная стенка. Конструкция всех восьми нормальных нервюр стабилизатора одинакова. Четыре усиленные 1 нервюры коробчатого типа состоят каждая из двух полок с прикрепленными с обеих сторон стенками из фанеры; между стенками и полками нервюр помещены сосновые распорки.

Две косые нервюры 9 по своей конструкции являются такими же, как и усиленные, но отличаются отсутствием хвостовой части. Две концевых усиленных нервюр по конструкции такие же, как и косые, но отличаются от них габаритными размерами.

Обод, расчалки и узлы (рис. 53). Обод 3 стабилизатора начинается у заднего лонжерона 5, огибает передний лонжерон и идет по носкам нервюр до следующего конца заднего лонжерона. Обод изготовлен из дюраля или из сосновых, склеенных между собой планок (на самолетах военного выпуска). Стабилизатор расчленен четырьмя крестами лент-расчалок № 4.

В передней части стабилизатора на лонжероне установлены два вильчатых болта для крепления стабилизатора к ушковым болтам фюзеляжа. Задний лонжерон имеет семь вильчатых болтов, средний из них служит для крепления задней части стабилизатора к гребенке кия, а шесть болтов—для крепления руля высоты.

Каркас стабилизатора обработан, как и крыло, поверхность также обтягивается полотном и окрашивается.

На переднем лонжероне поверх полотна для предохранения обтяжки от перетирания проводкой рулей высоты установлены деревянные планки, обшитые кожей.

Стабилизатор монтируется в шель между фюзеляжем и нижней частью кия и крепится к фюзеляжу при помощи трех основных узлов и четырех подкосов.

Подкосы стабилизатора (рис. 54). Подкосы стабилизатора, как передние, так и задние, одинаковы по конструкции, но отличаются длиной и заделкой концов. Передний подкос *a* изготовлен из стальной трубы, верхняя часть которой имеет регулирующий вильчатый болт 3 для соединения с узлом стабилизатора. Нижняя часть подкоса имеет ушко 1, которым соединяется с узлом фюзеляжа. Задние подкосы *b* длиннее передних *a* соответственно сужению хвостовой части фюзеляжа и имеют регулировочные болты 2, 3 на обоих концах.

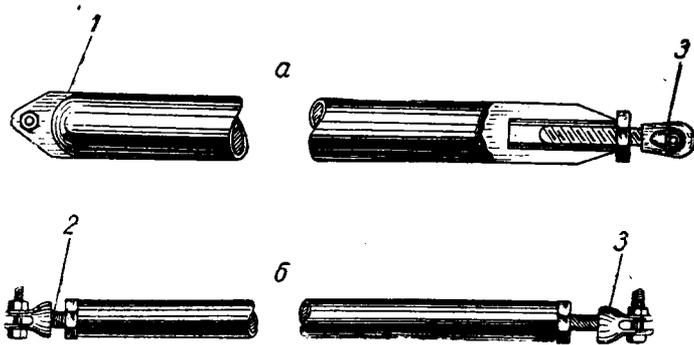


Рис. 54. Подкосы стабилизатора.

a—передний подкос; *б*—задний подкос.

1—ушко (нижний конец подкоса); 2—регулировочный болт (нижний конец подкоса); 3—регулировочный болт (верхний конец подкоса).

Рули высоты

Рули высоты (рис. 55) являются органами управления самолетом в вертикальной плоскости и служат для перевода самолета на подъем или на снижение.

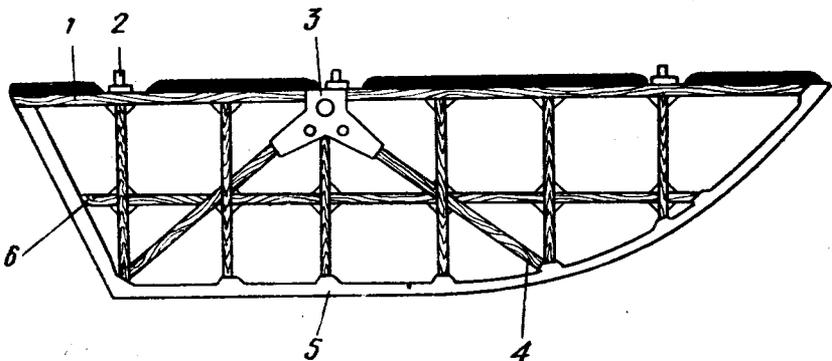


Рис. 55. Руль высоты.

1—передний лонжерон; 2—ушковый болт подвески руля; 3—узел крепления рычага; 4—косые нервюры; 5—обод; 6 задний лонжерон.

Каждый руль подвешен на трех точках к заднему лонжерону стабилизатора. Подвеска рулей шарнирная, осуществлена с помощью трех ушковых болтов, введенных в вильчатые болты заднего лонжерона стабилизатора. Соединение осуществляется пальцами, законтренными шплинтами.

Конструкция руля высоты является точной копией элерона, за исключением того, что в руле высоты конечная нервюра заменена внутренним ободом, а задний лонжерон укорочен. Рычаги соеди-

нения с проводкой управления установлены сверху и снизу (рис. 55а). Заводом проводится работа по выпуску рулей высоты с осевой компенсацией.

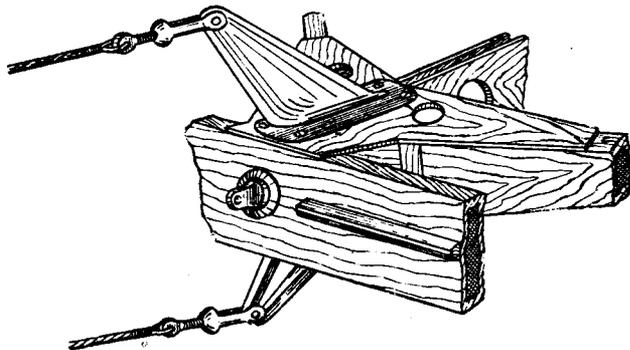


Рис. 55а. Узел и рычаги управления руля высоты.

Руль направления

Руль направления (рис. 56) является органом путевой устойчивости и управляемости. При помощи его можно изменять направление полета в горизонтальной плоскости.

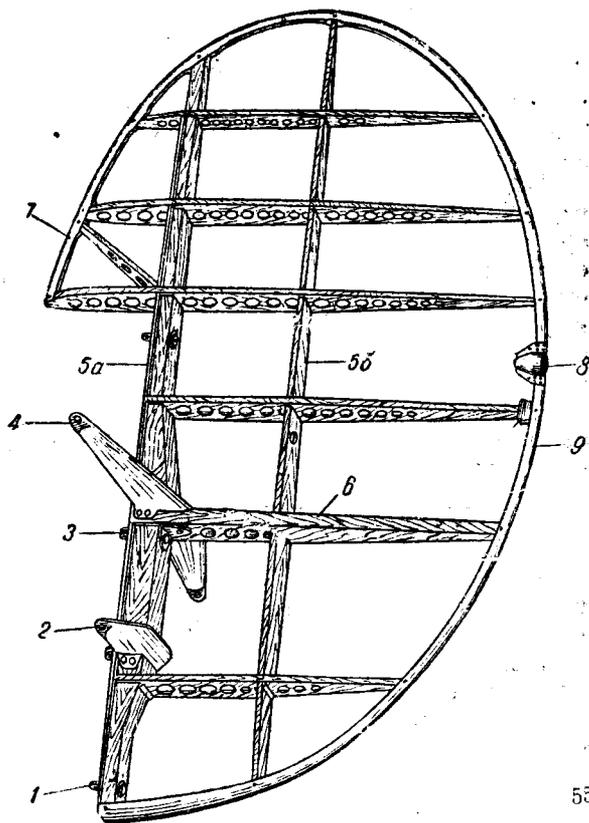


Рис. 56. Руль направления.

1, 3—болты подвеса; 2, 4—рычаги управления; 5а—передний лонжерон; 5б—задний лонжерон; 6—главная нервюра; 7—компенсатор с раскосом; 8—гнездо лампы хвостового огня; 9—обод.

Руль направления самолета состоит из нервюры 5а и усиленной нервюры 6, лонжеронов, пяти нормальных и одной усиленной нервюры, раскоса 7, обода 9 и двух двухплечих рычагов 2, 4.

Лонжероны. Оба лонжерона изготовлены из сосновых брусков. Передний лонжерон 5а имеет по длине переменное сечение с закругленными концами. В местах установки рычагов лонжерон усилен. Задний лонжерон 5б конструктивно выполнен так же, как передний.

Нервюры. Нормальная нервюра состоит из сосновых планок и трех стенок—передней, средней и задней, изготовленных из фанеры. Нервюры отличаются между собою профилем, носки имеются только у верхних трех нервюр, остальные нервюры носков не имеют.

Усиленная главная нервюра 6 поставлена в месте крепления верхнего двухплечего рычага 4 и в отличие от нормальной нервюры имеет фанерную обшивку с двух сторон.

1-я, 2-я и 3-я нервюры своими носками выступают за передний лонжерон, создавая дополнительную площадь и образуя роговой компенсатор, который служит для облегчения управления рулем в полете.

Для уменьшения скручивающего момента в компенсаторе между второй и третьей нервюрами поставлен раскос 7. Обод 9—дюралюминиевый, а на машинах ряда серий—сосновый из клееных реек.

Рычаги. Руль направления имеет два двухплечих рычага 2 и 4. Рычаги сварены из штампованных пластин листовой стали. Верхний двухплечий рычаг 4 поставлен в месте стыка усиленной нервюры с лонжероном. Ниже его у шестой нервюры на лонжероне крепится второй, меньшего размера, двухплечий рычаг 2.

Верхний рычаг соединяется проволочной проводкой с педалями передней кабины, нижний рычаг соединяется через пружину и проволочную проводку с рычагом поворотной трубы костыля. Руль направления имеет на переднем лонжероне два ушковых и два вильчатых болта, которые соединяются с болтами заднего лонжерона кия. Соединение шарниров производится пальцем с разводным шплинтом. Каркас руля обработан и покрыт обшивкой, как и крыло.

В нижней части обшивки поставлены вентиляционные отверстия. Между третьей и четвертой нервюрами находится специальный кронштейн 8 для аэронавигационного хвостового огня.

Триммеры

Для балансировки самолета в полете при различных видах нагрузки на самолетах выпуска после 15 июня 1945 г. установлены триммеры на рулях высоты (рис. 57 и 57а).

Применение триммера выгодно тем, что он разгружает летчика от давления ручки, при этом летчик может сам регулировать степень разгрузки, ставя триммер в нужное положение. Кроме того, отклоняя триммер, можно более плавно изменять положение руля высоты и этим уточнять продольное равновесие самолета.

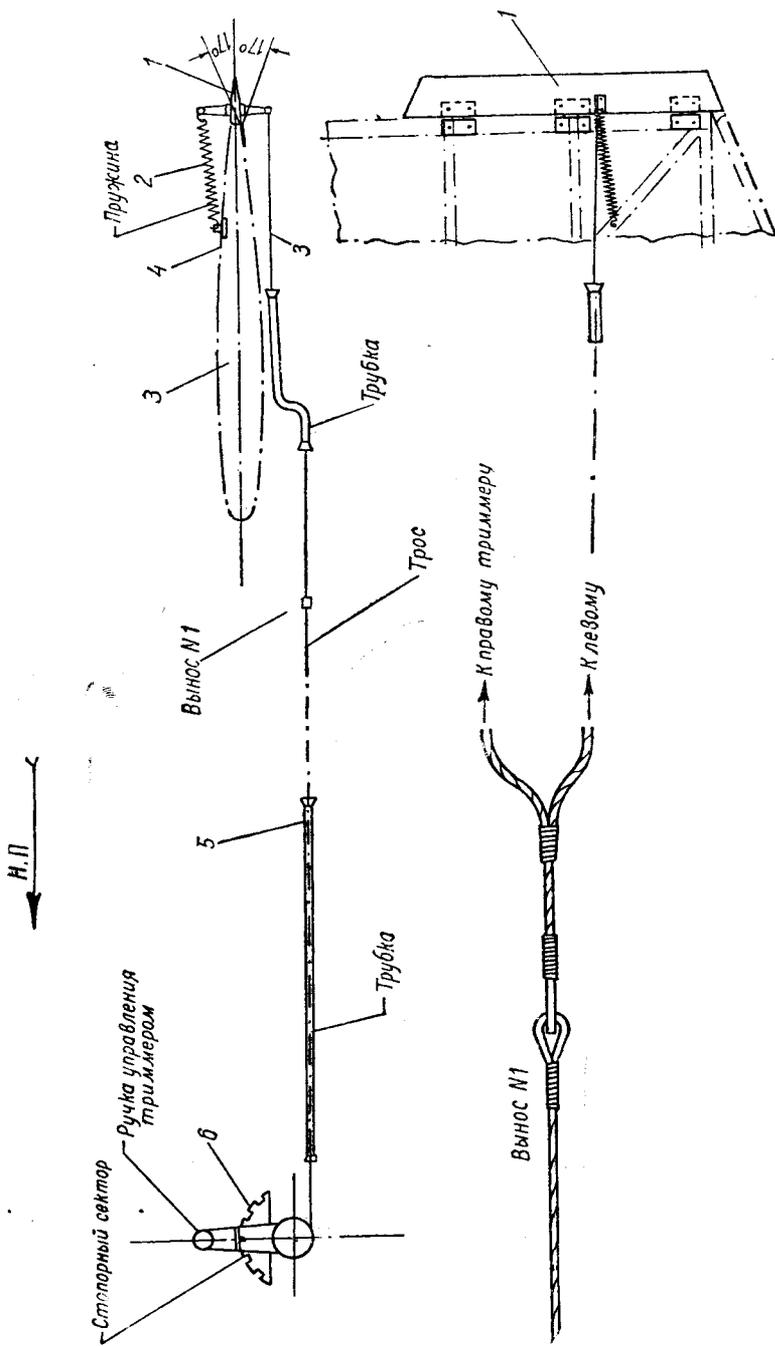


Рис. 57. Принципиальная схема триммеров (первые схемы).
 1—триммер; 2—пружина; 3—труба; 4—руль высоты; 5—проводка; 6—сектор.

Конструктивно триммер состоит из двух поверхностей, шарнирно подвешенных на рулях высоты, кабанчиков, пружин, тросов с тандерами, сектора управления триммером, направляющих трубок и боуденовских оболочек.

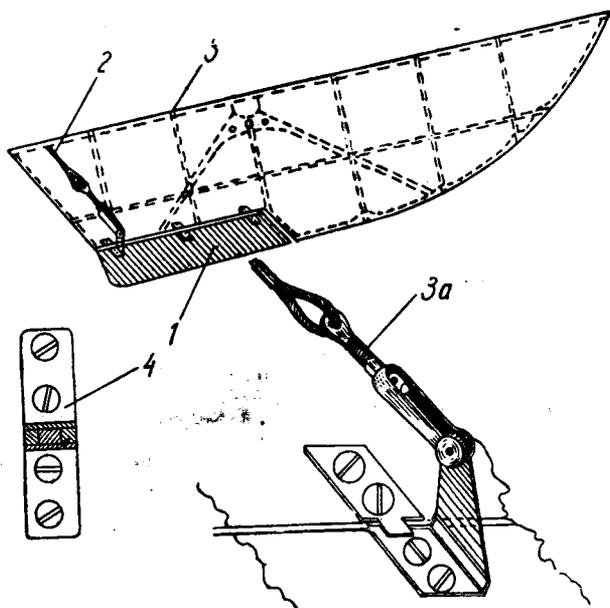


Рис. 57а. Новая установка триммера.
 1—триммер; 2—трос управления; 3—руль высоты; 3а—регулирующий тандер триммера; 4—шарнир.

Проводка триммера проходит по левому борту фюзеляжа. Отклонение триммера вниз осуществляется натяжением троса, а вверх — с помощью пружин.

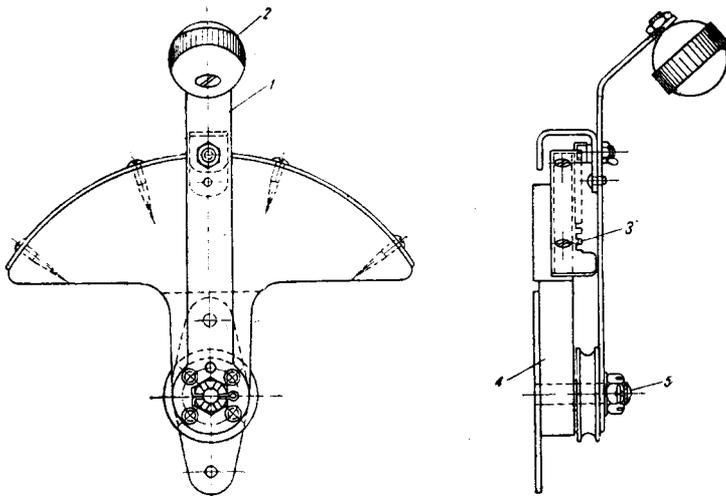


Рис. 58. Сектор триммера (первые схемы)
 1—рычаг; 2—шарик; 3—зуб; 4—планка; 5—ось с барабаном.

Сектор (рис. 58 и 58а). Сектор триммера состоит из деревянного основания, гребенки, оси 5 и рычага 1. Сектор установлен на рамном шпангоуте и крепится к нему с помощью двух болтов и двух шурупов.

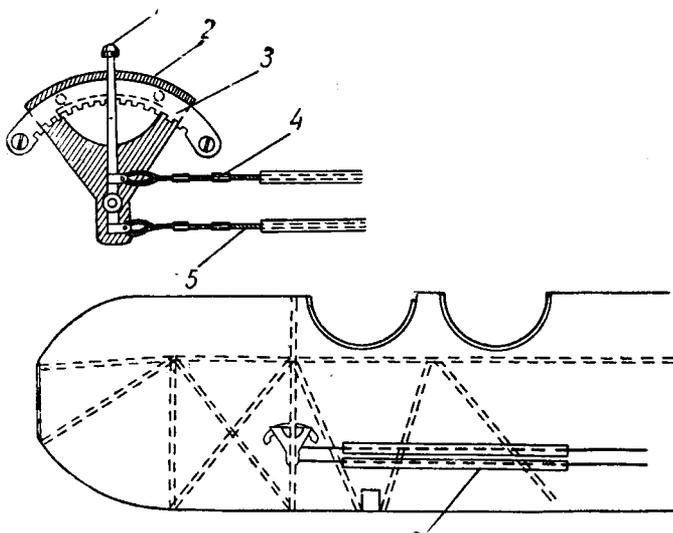


Рис. 58а. Новое управление триммерами.

1—рычаг; 2—сектор; 3—зубчатка; 4, 5—тросы; 6—проводка в кабине фюзеляжа.

Под влиянием упругости планки рычага ограничитель с зубом входит во впадину гребенки и удерживает рычаг в заданном положении. Ось рычага состоит из шпильки, приваренной к планке, ось имеет резьбу для корончатой гайки, которая шплинтуется. Основание изготовлено из ленты и оклеено полотном АОД.

Работа триммера. Для отклонения триммера вверх нужно рычаг сектора передвинуть до упора вперед, при этом трос проводки удлинится за счет сматывания с ролика, а пружины отклонят его вверх. Для отклонения триммера вниз нужно рычаг сектора передвинуть на себя. Новое управление триммерами (рис. 57а и 58а) барабана не имеет.

Предельное отклонение триммера вверх и вниз — 17° .

В новой триммерной установке отклонение вверх и вниз по 26° .

Работа хвостового оперения

В полете киль и стабилизатор загружаются от действия на них аэродинамических сил (рис. 59). Наличие подкосов стабилизатора вызывает при этом растягивающие и изгибающие усилия в лонжеронах стабилизатора.

Работа стабилизатора зависит от его угла атаки в полете. Если нагрузка на стабилизатор направлена сверху вниз, то лонжероны стабилизатора растягиваются, а при обратном направлении, как показано на рисунке, сжимаются.

Подкосы стабилизатора работают в зависимости от направления нагрузки на растяжение или на сжатие. Дополнительно задний лонжерон нагружается от действия сил рулей высоты.

Работа лонжеронов, нервюр и лент-расчалок та же, что и у крыла, киль работает на кручение и изгиб. Наибольшие нагрузки хвостовое оперение испытывает при резких отклонениях рулей.

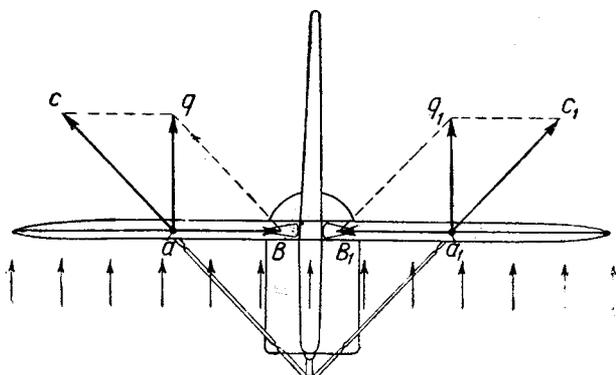


Рис. 59. Работа частей хвостового оперения в полете.

Работа компенсатора. При отклонении руля направления (рис. 60) на него начинает действовать сила P , которая относительно оси вращения руля будет давать силу P_1 ; эта сила составит относительно шарнира момент $P_1 \cdot l_1$. На компенсатор

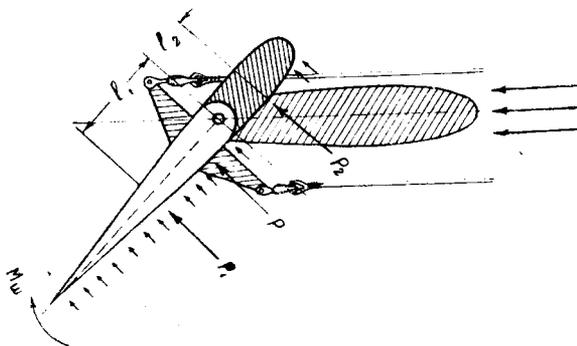


Рис. 60. Работа компенсатора руля направления.

будет действовать сила P_2 , создающая относительно той же оси момент $P_2 \cdot l_2$, но направленная в обратную сторону; следовательно, летчик теперь будет преодолевать меньший момент $M_{ш}$, равный разности моментов: $M_{ш} = P_1 \cdot l_1 - P_2 \cdot l_2$. Следовательно, отклонить руль и удержать его в этом положении будет легче.

Нужно помнить, что степень компенсации зависит от угла от-

клонения руля, и поэтому она непостоянна. При малых отклонениях руля роговая компенсация работает хорошо, при больших отклонениях — хуже, из-за нарушения обтекания.

Контрольные вопросы

1. Каково назначение хвостового оперения?
2. Из каких частей состоит стабилизатор?
3. Каково назначение рулей высоты и руля направления?
4. На скольких точках и к чему крепятся рули управления?
5. Каково назначение и как работает триммер рулей высоты?
6. Как работают лонжероны стабилизатора в полете?
7. Какие причины вызывают большие нагрузки в хвостовом оперении?

ГЛАВА 5

ОРГАНЫ ПРИЗЕМЛЕНИЯ

Назначение и конструкция шасси

Шасси является взлетно-посадочным приспособлением, воспринимающим нагрузки, действующие на самолет при его передвижении по земле.

Шасси должно иметь детали, смягчающие удар и способные в достаточно короткий срок поглощать кинетическую энергию, возникающую от удара при посадке или в том случае, когда самолет пробегает по неровной площадке.

Для этой цели шасси каждого современного самолета помимо пневматиков колес снабжено, как правило, еще специальным устройством — амортизатором.

Шасси самолета — ферменной конструкции с общей осью и шнуровой амортизацией, установленной на задних подкосах (ногах). Шасси отличается простотой и достаточной прочностью, что для самолета По-2 очень важно, так как при первых полетах начинающие летать могут совершать грубые посадки, которые вызывают значительные нагрузки в элементах шасси.

Устойчивость самолета на земле

Поперечная устойчивость самолета По-2 достигается разносом колес на такое расстояние, которое достаточно, чтобы самолет был вполне устойчивым на поверхности, наклоненной к горизонту под углом 15° .

Ширина колеи у самолета По-2 равна 1674 мм, что составляет около 16% от общего размаха самолета. Это расстояние в достаточной мере обеспечивает поперечную устойчивость на земле.

В продольном отношении во избежание капотирования самолета шасси вынесено вперед относительно центра тяжести, образуя угол выноса. Углом выноса называется угол, заключенный между перпендикуляром, опущенным из центра тяжести самолета, и прямой, соединяющей центр оси колес с центром тяжести самолета. На самолете По-2 этот угол равен $28^\circ 20'$.

Шасси самолета (рис. 61) состоит из двух передних и двух задних подкосов, оси, тросов-расчалок и колес.

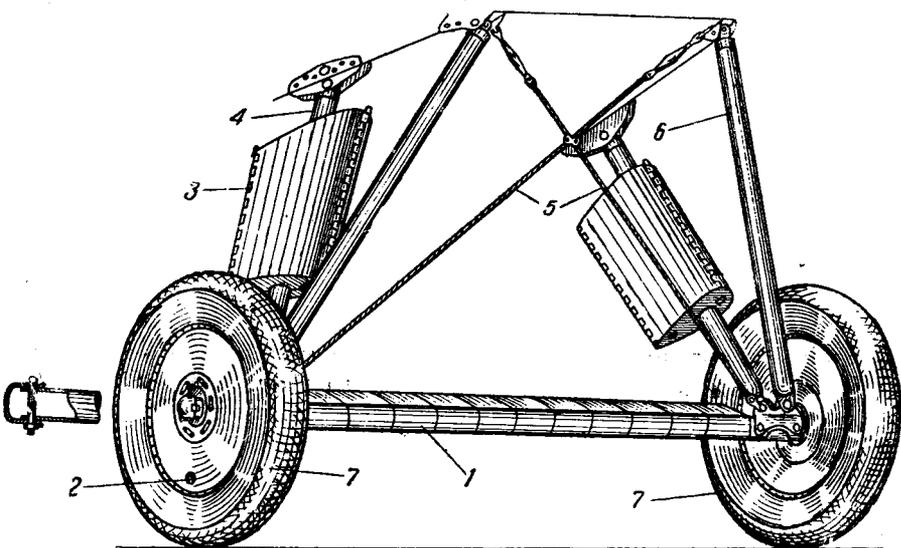


Рис. 61. Шасси.

1—ось; 2—вентиль; 3—обтекатель; 4—задний амортизационный подкос; 5—тросовые расчалки; 6—передний подкос; 7—колеса.

Передние подкосы (рис. 62). Левый и правый подкосы конструктивно одинаковы. Подкос представляет собой стальную трубу 6; верхняя часть имеет заваренный и укрепленный заклепками стаканчик, на который надевается и закрепляется гайкой со шплинтом наружный стаканчик с вилкой; нижняя часть трубы обжата в виде вилки. К трубе укреплена подножка 7 сварной конструкции с хомутом, надеваемым на подкос шасси.

Задние амортизационные подкосы (рис. 63). Задний подкос в отличие от переднего имеет шнуровую резиновую амортизацию для смягчения ударов при посадке и передвижении по земле. Подкос (рис. 63) состоит из верхней неподвижной трубы Б с приваренными обоймами 6, 9, двух направляющих труб 5 и ползуна В, соединенных между собой амортизационным шнуром диаметром 14 мм.

Подвижной ползун В—сварной конструкции, состоит из обоймы 6, трубы и буфера 10 в виде резиновой подушки, служащего для обратной амортизации. В обойме 6 ползуна для ее жесткости и облегчения выштампованы отверстия с отбортовкой внутрь. Нижний конец трубы ползуна имеет стаканчик с концом, оканчивающимся вилкой 1 для крепления к муфте оси. На обойме ползуна и нижней обойме неподвижной трубы в местах намотки амортизационного шнура во избежание его повреждения имеется кожа 11.

Нижняя обойма 9 неподвижной трубы конструктивно одинако-

ва с
край
полз
щим
К
кото

П
шну
тей
ний
из ч
шива
щиш
Д
шну
мотк
монт
О
марк
двум
П
новл

ва с обоймой 6 ползуна, но отличается от последней тем, что на крайних стенках имеет гнезда для направляющих труб 5. Обойма ползуна имеет направляющие 8, которые скользят по направляющим трубам 5.

К верхней и нижней обоймам приварены четыре шпильки 3, которые служат для крепления обтекателя.

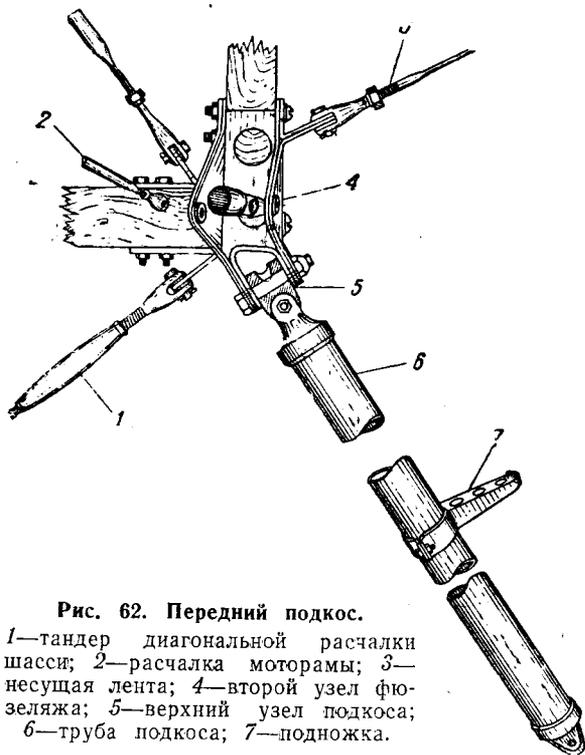


Рис. 62. Передний подкос.

1—тандер диагональной расчалки шасси; 2—расчалка моторамы; 3—несущая лента; 4—второй узел фюзеляжа; 5—верхний узел подкоса; 6—труба подкоса; 7—подножка.

Шнуровая амортизация шасси. Амортизационный шнур состоит из пучка параллельно расположенных резиновых нитей квадратного сечения с хлопчатобумажной оплеткой. Внутренний слой этой оплетки сделан из ниток белого цвета, наружный— из черных ниток. Оплетка из ниток предохраняет резину от изнашивания, противодействует чрезмерному ее растягиванию и защищает резину от атмосферных влияний. Диаметр шнура 14 мм.

Для намотки шнура на каждую сторону требуется 2200 мм шнура, наматываемых шестью полными витками. О порядке намотки амортизационного шнура смотри в главе «Полевой ремонт самолета» (стр. 207).

Ось шасси. Ось изготовлена из трубы хроманселевой стали марки 30ХГСА диаметром 45×40 мм. На каждом конце оси двумя болтами закрепляются соединительные муфты (рис. 64).

Против спадания колеса (лыжи) с каждой стороны оси установлены предохранительные колпачки, которые крепятся на нее

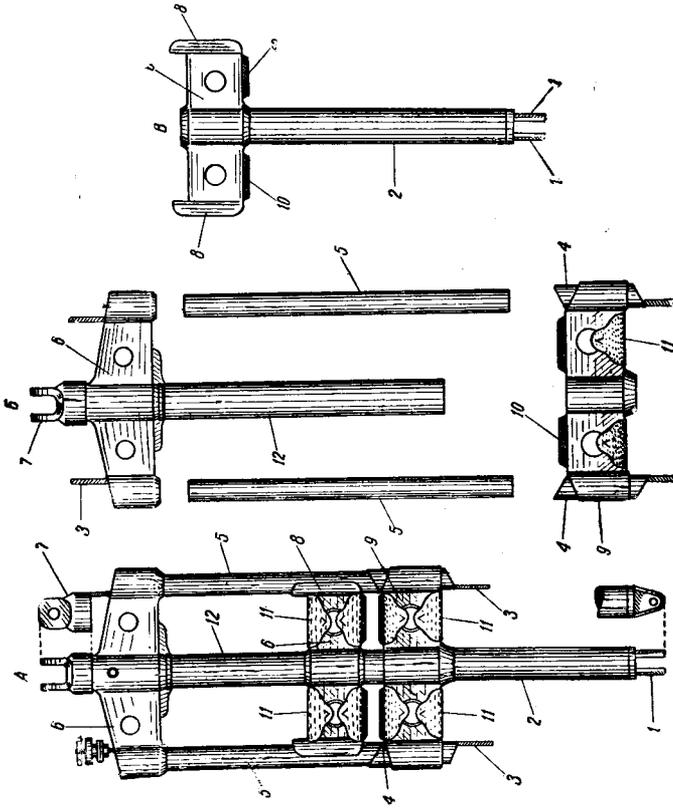
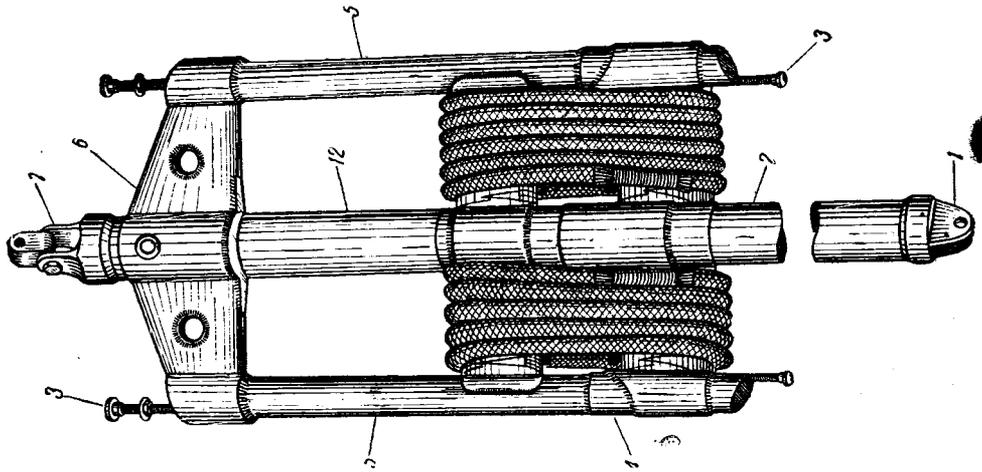


Рис. 63. Задний амортизационный подкос.

А—подкос; Б—неподвижная труба; В—ползун.

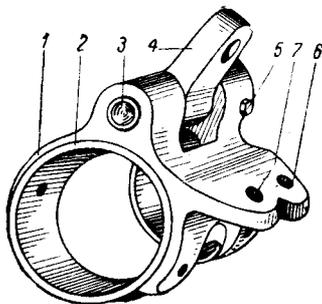
1—нижний вильчатый конец трубы; 2—труба ползуна; 3—шпильки крепления обтекателя; 4—бужевые трубы; 5—направляющие трубы; 6—верхняя обойма; 7—верхний вильчатый конец трубы; 8—направляющие; 9—нижняя обойма; 10—гнездо с буферной обратной резиной; 11—предохранительная кожа; 12—основная труба.

при помощи конусных шпилек с гайкой (рис. 61). Колпачки также предохраняют от попадания в ось грязи и снега.

Колесо, надетое на ось, располагается между соединительной муфтой и колпачком.

Рис. 64. Муфта оси.

1—неподвижная часть муфты; 2—отверстие крепления на ось; 3—ось ушка; 4—подвижная серьга соединения с задним амортизационным подкосом; 5—болт контровки оси ушка; 6—ушко для крепления переднего подкоса; 7—ушко для крепления тросовой расчалки шасси.



Для придания оси удобообтекаемой формы на нее установлен деревянный обтекатель. Обтекатель соединяется с осью полотняной лентой на клею и окрашивается.

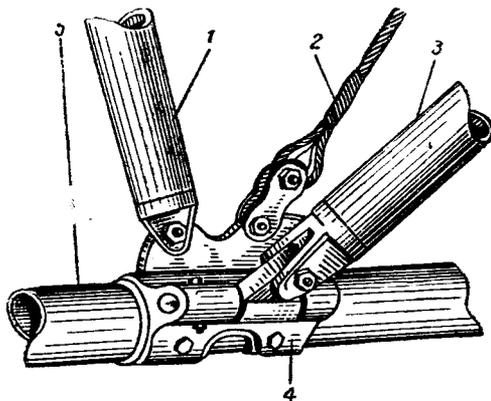


Рис. 65. Нижняя часть крепления подкосов.

1—передний подкос; 2—расчалка; 3—задний амортизационный подкос; 4—муфта оси; 5—ось.

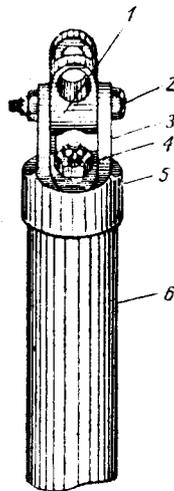


Рис. 66. Кардан.

1—втулочка; 2—поперечный болт; 3—ушки; 4—болт крепления стаканчика; 5—наружный стаканчик; 6—труба.

Крепление подкосов (рис. 64, 65). Нижние концы передних и задних амортизационных подкосов присоединяются к соединительной муфте оси шасси.

Соединительная муфта (рис. 64) состоит из двух частей — не-

подвижной 1 и подвижной 4. Неподвижная часть муфты имеет ушко с двумя отверстиями для крепления переднего подкоса шасси 6 и троса 7.

К муфте приварены втулочки, в которые вставляется палец, крепящий подвижную часть 4 муфты—серьгу. Ось серьги кон- трится болтом 5. К серьге 4 крепится нижняя часть заднего амортизационного подкоса. Серьга, при нагрузках вращаясь вокруг пальца, дает возможность изменяться углу между подкосами шас- си, что уменьшает напряжения в частях шасси.

Крепление производится с помощью кардана (рис. 66), обра- зованного из наружного стаканчика 5, в котором болтом крепит- ся втулочка 1; через втулочку проходит болт для соединения с узлом фюзеляжа. Кардан представляет собой шарнир, обеспечи- вающий ферме шасси возможность ориентироваться и смещаться в небольших пределах, чем уменьшаются напряжения в узлах крепления подкосов при ударах.

Расчалки шасси. Для создания жесткости и регулировки шасси расчалено в поперечной плоскости двумя стальными тро- сами диаметром 7 мм. Расчалки предохраняют детали шасси от поперечных смещений и воспринимают нагрузки при боковых уда- рах. Для регулировки натяжения в верхней части троса имеются регулировочные тандеры, которые соединяются с узлами фюзеля- жа. В нижней части троса имеется коуш, который присоединяет- ся к муфте оси пальцем и шплинтуется.

Обтекатели шасси. Для уменьшения лобового сопро- тивления шасси и предохранения амортизатора от пыли, грязи и атмосферных влияний задние амортизационные подкосы закрыва- ются алюминиевыми обтекателями (в некоторых сериях самолета По-2 применялись фанерные обтекатели) (рис. 61, 3).

Обтекатель состоит из двух половин, соединенных шомполами. Крепление обтекателя осуществлено на специальных шпильках подкоса.

Колеса самолета

Колеса дают возможность самолету передвигаться по земле и, кроме того, воспринимают часть нагрузки от удара о землю при посадке.

Колеса самолета (рис. 67, 68) стандартного типа: 700×150 мм, где 700—диаметр колеса, 150—ширина покрышки.

Колесо — дискового типа, оно состоит из втулки 3 (рис. 68), обода 7, боковых стенок — дисков 1 и роликовых подшипников.

Втулка колеса — стальная, усиленная на наружной стороне ребрами. К ступице втулки 5 с каждой стороны на 12 болтах укреплены два диска слегка выпуклой формы, что увеличивает жесткость и обеспечивает лучшую обтекаемость. Обод имеет от- бортовку для удерживания пневматика.

Колеса, устанавливаемые на самолете По-2, различаются по виду применяемых подшипников и по типу крепления пневматика.

По типу подшипников различают колеса:

1) с двумя бронзовыми подшипниками-грундбуксами (рис. 69), расположенными в оси. На поверхности грундбукс имеются отверстия для задержания смазки, которая зашприцовывается через канал, закрытый с наружной стороны шариком 3 с пружинкой;

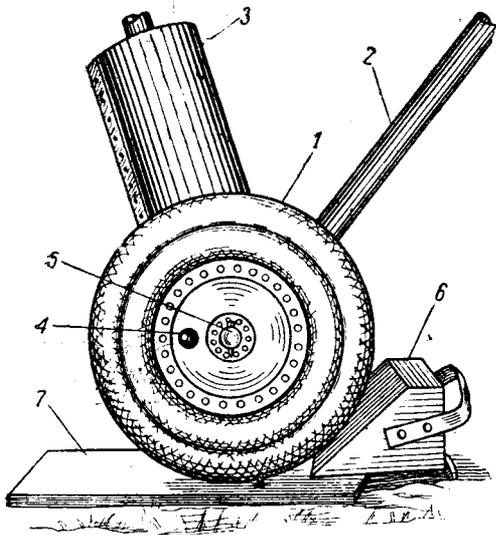


Рис. 67. Колесо.

1—пневматик; 2—передний подкос; 3—задний амортизационный подкос; 4—вентиль; 5—колпачок с конусной шпилькой и гайкой; 6—колодка; 7—деревянный щит.

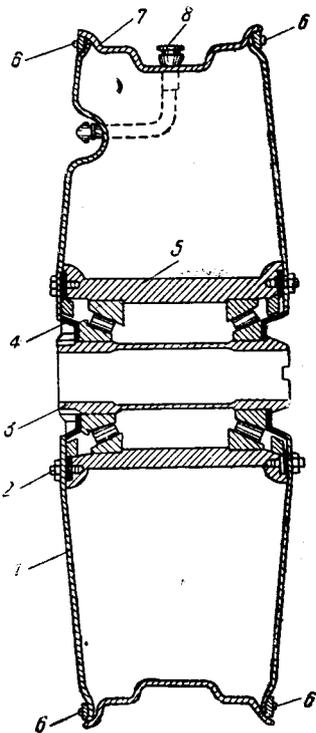


Рис. 68. Колесо с роликовым подшипником.

1—диск; 2—болты соединения ступицы с диском; 3—штулка; 4—отражательное кольцо; 5—ось колеса; 6—заклепки; 7—обод; 8—вентиль.

2) с двумя конусными роликовыми подшипниками 5, монтируемыми в ось (рис. 70). Для защиты от попадания в подшипники пыли и грязи на концах ступицы колеса надеты отражательные фетровые кольца. Без этих колец эксплуатация колес запрещается.

Для устранения выбивания масла из ступицы колеса с роликовыми подшипниками поставлены отражательные шайбы 3. Регулировка зазоров в колесе достигается специальной гайкой.

По типу крепления пневматиков колеса бывают:

1) со съемной ребордой 3 (рис. 71), облегчающей монтаж пневматика;

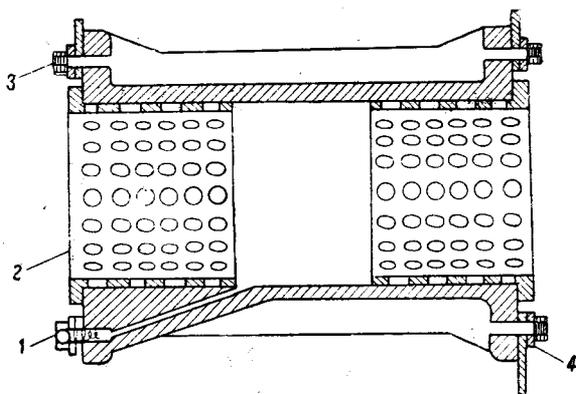


Рис. 69. Грундбуksы.

1—масленка; 2—грундбуksа; 3, 4—болты крепления диска.

2) без съемной реборды; при этом пневматик монтируется на ребрах обода (рис. 68).

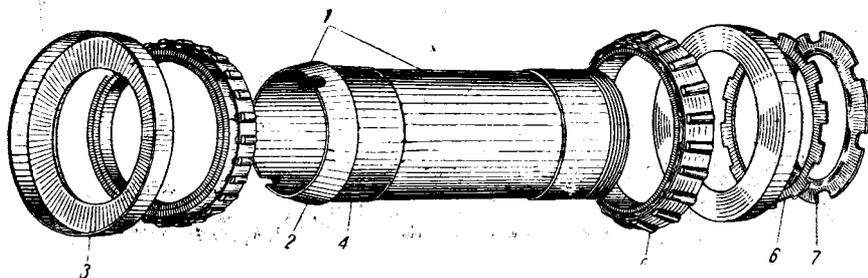


Рис. 70. Роликовый подшипник.

1—ось подшипника; 2—упорный буртик; 3—отражательная шайба; 4—выступ катания роликов; 5—сепаратор с роликами; 6—контрольное кольцо; 7—регулирующая затяжная гайка.

Последние серии самолетов снабжены дисковыми колесами с роликовыми подшипниками.

Лыжи

В условиях снежного покрова колеса заменяются лыжами. Лыжи надеваются на ось шасси вместо колес. Костыль не снимается, но для предохранения от зарывания в снег на него ставится хвостовая лыжа (лыжонок).

Конструкция (рис. 72). Лыжа состоит из полоза 1, коробчатого лонжерона, кабана 9, рамы, амортизатора 4 и предохранителей.

Полоз изготовлен из ясеневой или дубовой фанеры. Для усиления и придания удобообтекаемой формы лыже к ее полозу укреплено по семь рамок, соединенных с правой и левой сторон стрингерами 11. Основным силовым стержнем лыжи является лонжерон в виде усеченной пирамиды из трех фанерных стенок.

Коробчатый лонжерон укреплен к внутренней части полоза.

Сверху каркас обшит фанерой, оклеен полотном и окрашен. Во избежание зарывания лыжи в снег передний конец лыжи несколько закруглен и загнут кверху.

Кабан лыжи. В средней части лыжи установлен кабан 9, состоящий из 4 ног — стальных труб (стоек и подкосов), двух раскосов и втулки. Кабан воспринимает основные усилия от веса самолета и передает их на полоз. В верхней части к стойкам и подкосам приварена втулка 7, которая служит для монтажа лыжи на конец оси. Высота кабана 375 мм.

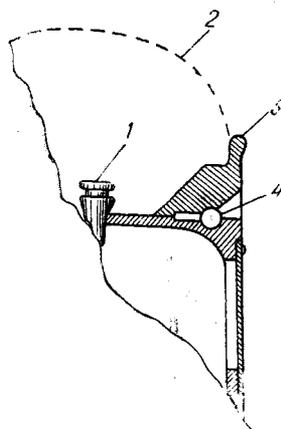


Рис. 71. Обод со съемной ребордой.

1—вентиль; 2—пневматик; 3—съемная реборда; 4—стопорное кольцо.

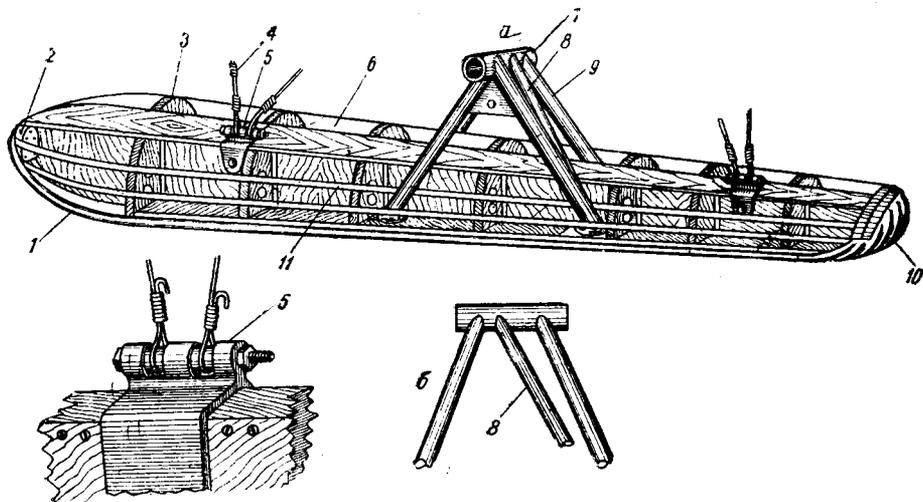


Рис. 72. Лыжа.

а—левая лыжа; б—кабан правой лыжи.

1—полоз; 2—носовая бобышка; 3—рамка; 4—амортизатор; 5—ушко; 6—лонжерон; 7—втулка кабана; 8—раскос; 9—кабан; 10—хвостовая бобышка; 11—стрингер.

По наклону диагонального раскоса кабана можно отличить правую лыжу от левой: у правой лыжи верхний конец раскоса расположен влево, у левой — вправо. Отличить лыжи можно и по наклону сереежек подвески лыж.

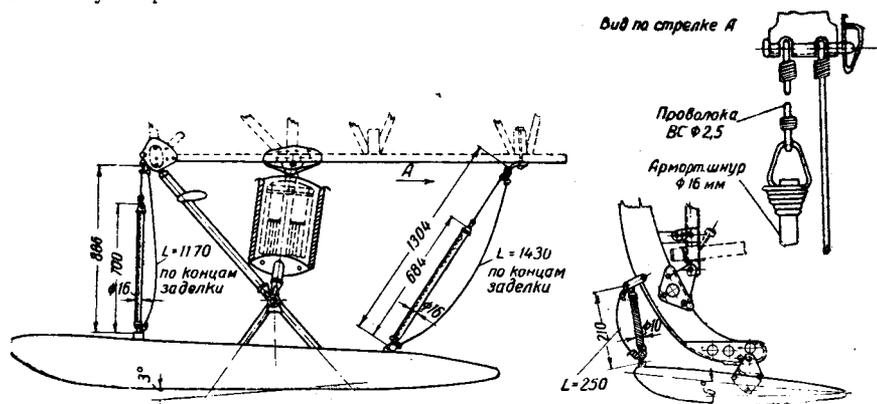


Рис. 73. Подвеска лыж.

На рисунке показаны размеры амортизационных цепей рабочих и хвостовой лыж.

Подвеска лыж. Фиксация положения лыж на оси осуществляется с помощью амортизаторов и предохранителей (рис. 73). Амортизаторы сохраняют нужное положение лыж в полете, а предохранительные проволоки ограничивают ход амортизационных шнуров и в случае обрыва амортизаторов в воздухе, при посадке предохраняют лыжу (а следовательно, и самолет) от разрушения при ударе о землю. На рис. 73 показаны рекомендуемые заводом размеры подвесок лыж при их установке.

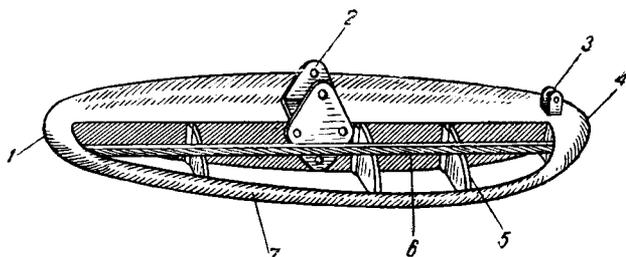


Рис. 74. Хвостовая лыжа.

1—задняя бобышка; 2—кабанчик; 3—ушко; 4—передняя бобышка; 5—распорные рамки; 6—стрингер; 7—полоз.

Амортизаторы и предохранительные проволоки нижними концами крепятся к стальным сереежкам, укрепленным на передних и задних амортизационных рамках лыжи. В период Отечественной войны эксплуатировались также лыжи с деревянным кабаном конструкции НИИ ГВФ.

Подкостыльная лыжа (рис. 74). Подкостыльная лыжа представляет собой фанерный полоз с узлом—кабанчиком, обра-

зубым из двух щек и упора, ограничивающего отклонение лыжи вверх от установочного положения. Лыжа имеет амортизатор и предохранительную проволоку. Нижними концами они крепятся к переднему ушку 3 лыжи, верхними концами — к ушку, укрепленному в средней части костыля.

Лыжа соединяется с костылем при помощи болта.

Костыль

Костыль является амортизирующей опорой хвостовой части фюзеляжа. Кроме того, костыль увеличивает торможение самолета после посадки и улучшает управляемость самолета при рулежке по земле. Установка костыля состоит из самого костыля, амортизации, поворотной трубы с подшипниками и деталей управления.

Костыль самолета (рис. 75, 76) представляет собой фанерный брус 1 прямоугольного сечения с переменной шириной. Для предохранения от атмосферных влияний и предотвращения раскалывания поверхность костыля оклеена полотном. В средней части костыля устанавливается главный узел 16, прикрепленный к телу костыля тремя трубчатыми заклепками; этим узлом костыль соединяется с поворотной трубой. К верхней части костыля трубчатыми заклепками присоединен верхний узел 17, к которому с помощью планок и болтов укреплена катушка 11. На катушке намотан амортизационный шнур 2. На случай обрыва амортизатора установлен предохранительный трос 5 диаметром 3 мм.

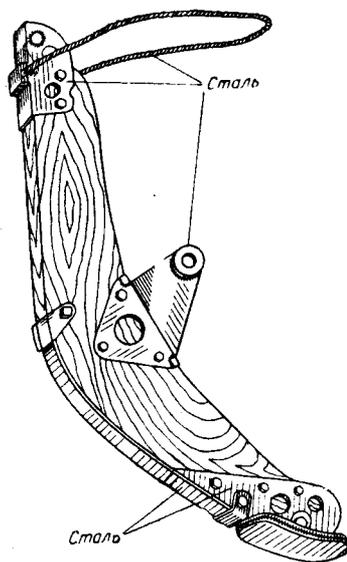


Рис. 75. Костыль.

Передняя часть костыля, начиная с середины, окована стальной пластиной, прикрепленной к телу костыля шурупами. В верхней части пластины приварена обжимка с двумя лапками, которыми она и прикрепляется к телу костыля; здесь же смонтирована сержка амортизатора костыля.

В нижней части костыля на болтах установлена пята костыля 9, к основанию которой для удлинения срока службы приварена пластина из стали Гатфильда (марганцевистой).

Поворотная труба костыля. Костыль средней своей частью шарнирно соединен с поворотной трубой 3 костыля.

Поворотная труба свободно вращается в двух скользящих подшипниках — верхнем и нижнем, закрепленных в распорках фюзеляжа. Подшипники имеют по одной масленке. Нижней своей частью труба болтом соединяется с главным узлом 16 костыля.

В верхней части трубы с помощью двух конусных шпилек укреплен стальной рычаг 10, который через стальные пружины 6 и проволоки 4 с серьгой соединяется с нижними рычагами руля направления.

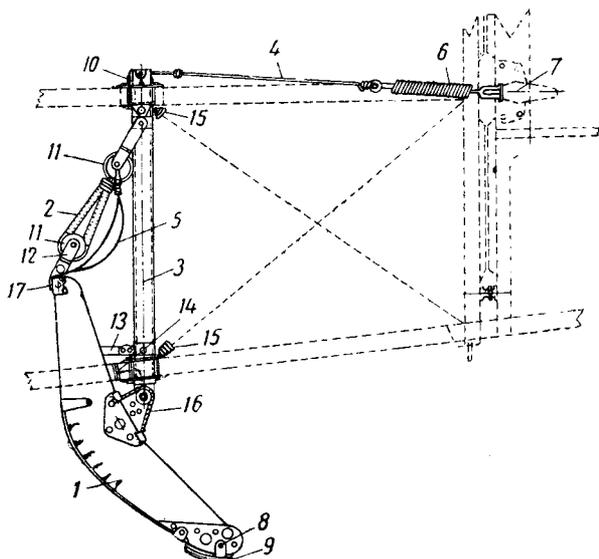


Рис. 76. Костыль, смонтированный на поворотной трубе.

1—брус; 2—амортизация костыля; 3—поворотная труба; 4—проволока управления костылем; 5—предохранительный трос; 6—пружина; 7—рычаг управления костылем на руле направления; 8—болт крепления пяты костыля; 9—пята костыля; 10—рычаг поворотной трубы; 11—катушки крепления амортизации; 12—серьга; 13—резиновый упор; 14—предохранительная накладка; 15—масленка; 16—главный узел; 17—верхний узел.

Соединение костыля с рулем направления дает возможность вращать костыль вправо или влево вокруг вертикальной оси на углы, допускаемые степенью растяжения амортизации при движении самолета по земле. Вращением достигается облегчение рулежки самолета, а также уменьшение изгибающих усилий при повороте.

Пружины 6, включенные в систему управления костыля, способствуют погашению ударов, воспринимаемых костылем, а также обеспечивают минимально необходимые углы отклонения руля направления при заедании осевой трубы. Кроме того, пружины уменьшают удары, передаваемые от костыля через проводку на ноги пилота.

Амортизация костыля. В верхней части костыля намотан амортизационный шнур 2 тремя витками, длиной 1600 мм, диаметром 14 мм. Концы шнура соединены английским шпагатом. Амортизатор наматывается на две алюминиевые катушки 11, служащие упором для амортизатора. Нижняя катушка крепится скоб-

кэй в верхней части костыля, другая крепится скобкой к верхней части поворотной трубы костыля.

Над нижним подшипником укреплен с помощью болта резиновый упор 13, который ограничивает костыль от наклона при обратных его отклонениях.

Работа органов приземления

Работа шасси (рис. 77). При посадке на три точки на колеса шасси действуют одновременно две силы P , которые по подкосам передаются в шарнирные узлы K верхнего крепления шасси. В узлах C и a сила воспринимается подкосами и осью, в результате чего ось растягивается силами P_1 , а подкосы сжимаются силой P_2 . Распределение силы P_2 по переднему и заднему подкосам зависит от направления удара.

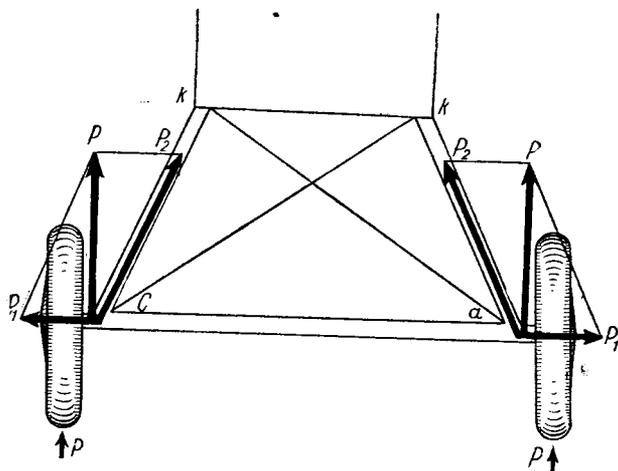


Рис. 77. Работа шасси при посадке на три точки.

Подкосы сжимаются, ось работает на изгиб, тросовые расчалки не работают.

При ударе, происходящем при несколько поднятом хвосте самолета, большие усилия воспринимают задние подкосы; при посадке на три точки амортизационные подкосы разгружаются, но все же воспринимают большую нагрузку, чем передние подкосы. При этом ось шасси под действием сил будет работать на изгиб.

Посадка на одно колесо без сноса (рис. 78). При таком виде посадки сила P , действующая на колесо, будет восприниматься в узле крепления K . Сила, воспринимаемая в узле C , воспринимается подкосами и расчалками. Подкосы от действия силы P_2 будут сжиматься, а расчалка a растягиваться. Сила P_3 в узле A не вызывает больших усилий.

Ось будет работать, как балка, закрепленная на двух опорах.

При посадке самолета с боковым ветром его разворачивает

против ветра и кренит набор. При этом его продольная ось не совпадает с линией полета, т. е. самолет как бы сносит в сторону по направлению ветра. Если в момент касания колесами земли не развернуть самолет по ветру так, чтобы его продольная ось совпала с направлением его движения, то одновременно с вертикальным получится боковой удар в колеса, который, если был допущен большой снос, может снести шасси.

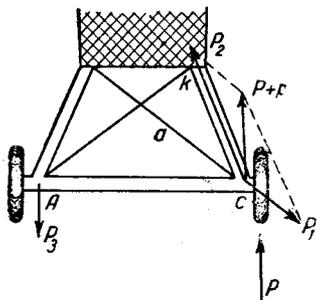


Рис. 78. Работа шасси при посадке на одно колесо без сноса.

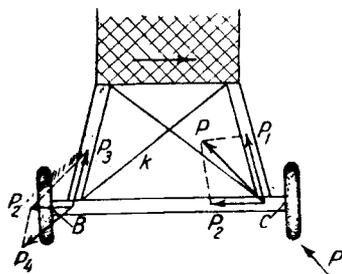


Рис. 79. Работа шасси при посадке на одно колесо со сносом.

Разберем виды посадок со сносом.

Посадка на одно колесо со сносом (рис. 79). При таком виде посадки удар будет направлен под углом и передается в узел C , где воспримется подкосом и осью. При этом подкосы и ось будут работать на сжатие от сил P_1 и P_2 . Сила P_2 передается по оси в узел B , где воспримется подкосами и тросом расчалки K , трос при этом будет растягиваться, а подкос сжиматься.

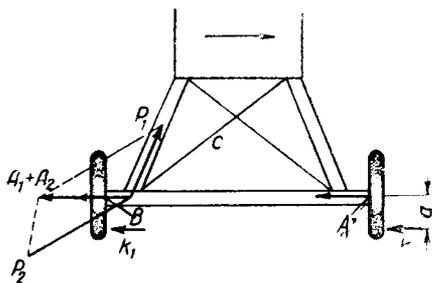


Рис. 80. Работа шасси при посадке со сносом на оба колеса.

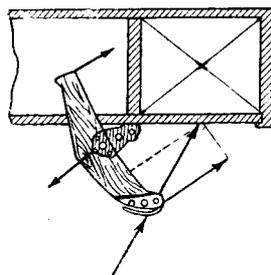


Рис. 81. Работа костыля при посадке.

Посадка на оба колеса со сносом (рис. 80). При таком виде посадки на оба колеса одновременно действуют силы K и K_1 , равные по величине и направлению. При этом сила K , действующая на правое колесо, передается в узел A , сжимая ось, и по ней передается в узел B . В этот же узел передается и сила K_1 , действующая на левое колесо. В результате суммарных

усилий двух сил расчалка C будет растягиваться, а подкос сжиматься.

Ось, помимо сжатия от силы K , будет изгибаться.

Как видно из работы частей шасси, подкосы во всех случаях работают на сжатие, а расчалка — на растяжение. Последние не работают при посадке на три точки и при стоянке.

Работа костыля (рис. 81). Крепление костыля позволяет рассматривать работу его, как работу балки, подверженной изгибу. При посадке костыль работает на изгиб и сжатие. Наибольшие усилия возникают в средней части костыля.

Работа лыж (рис. 82). Лыжа работает под действием равномерной нагрузки, распределенной по ее полозу. Под действием этих сил лыжа изгибается. Дополнительно на полоз лыжи действует сила трения, а на кабан — реакция от оси A , которая увеличивает давление в передней части лыжи. Наиболее опасным случаем работы лыжи является нагрузка, действующая только на переднюю и заднюю части лыжи. В этом случае лыжа работает как балка, лежащая на двух опорах.

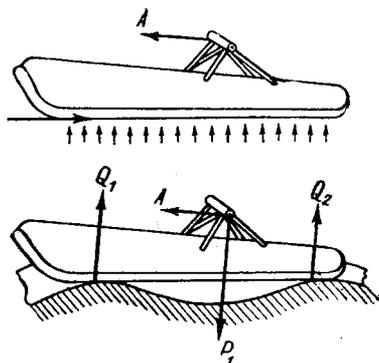


Рис. 82. Работа лыжи.

Кабан лыжи работает на изгиб, скручивание и сжатие. Наиболее тяжелым видом его работы является скручивание при развороте самолета на месте по снежному покрову. Этот вид нагрузки может вызвать поломку кабана лыжи. Обычно деформируется диагональный подкос кабана и происходит излом в средней части.

Контрольные вопросы

1. Из каких частей состоят органы приземления?
2. Из каких частей состоит шасси?
3. Какими способами соединены между собой детали, составляющие задний амортизационный подкос шасси?
4. Каково взаимодействие частей амортизационного подкоса?
5. Как устроены и для чего служат муфты оси?
6. Как и с чем соединяются верхние и нижние части подкосов шасси?
7. Какова конструкция колеса?
8. Как крепится колесо (лыжа) на оси?
9. В каких местах, для чего и какая применяется резина в конструкции шасси?
10. Как устроены костыль и поворотная труба?
11. Где применяется амортизация в костыльной установке?
12. Для чего служат пружины костыльной установки?
13. Как устроена лыжа?
14. Почему задний подкос шасси имеет амортизацию и дополнительный шарнир в нижнем своем креплении? Сравните с передним подкосом.

15. Как работают детали шасси при посадке на одно колесо? Разложите действующие при этом силы.

16. Как работает шасси при посадке со сносом? Разложите действующие при этом силы.

17. Какой вид нагрузки испытывает кабан лыжи при развороте самолета на месте?

ГЛАВА 6

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Органы управления дают возможность пилоту управлять самолетом, т. е. заставлять самолет двигаться по требуемому направлению. Органы управления состоят из рулей высоты, руля направления и элеронов.

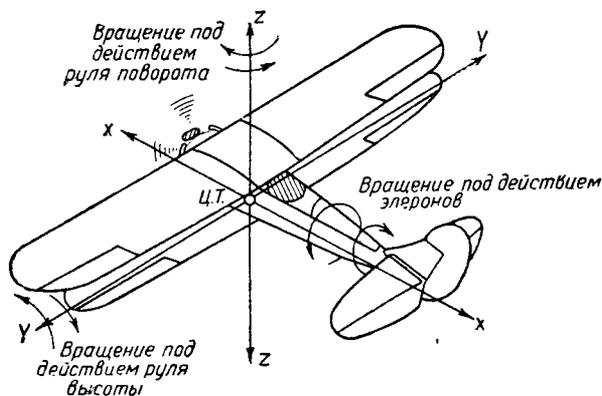


Рис. 83. Главные оси колебания самолета.

Главнейшим требованием, предъявляемым к самолету в полете является устойчивость и управляемость относительно трех осей, проходящих через центр тяжести самолета (рис. 83).

Осями самолета называются три взаимно перпендикулярные линии, проходящие через центр тяжести самолета. Продольная ось $X-X$ располагается по оси симметрии самолета. Поперечная ось $Y-Y$ располагается перпендикулярно оси симметрии самолета в плоскости крыльев. Вертикальная ось $Z-Z$ располагается перпендикулярно двум другим осям $X-X$ и $Y-Y$.

Положительная устойчивость самолета есть состояние устойчивого равновесия, когда самолет, будучи выведен из этого состояния внешними силами, самостоятельно к нему возвратится.

Устойчивость самолета достигается относительно продольной оси $X-X$ тем, что крылу придается поперечное V и наличием элеронов; относительно поперечной оси $Y-Y$ — горизонтальным оперением, главным образом, стабилизатором; относительно вертикальной оси $Z-Z$ — вертикальным оперением, главным образом, килем.

Управляемость достигается: относительно продольной оси $X-X$ — подвижными частями крыла — элеронами, относительно поперечной оси $Y-Y$ — подвижной частью горизонтального оперения — рулями высоты и относительно вертикальной оси $Z-Z$ — подвижной частью вертикального оперения — рулем направления.

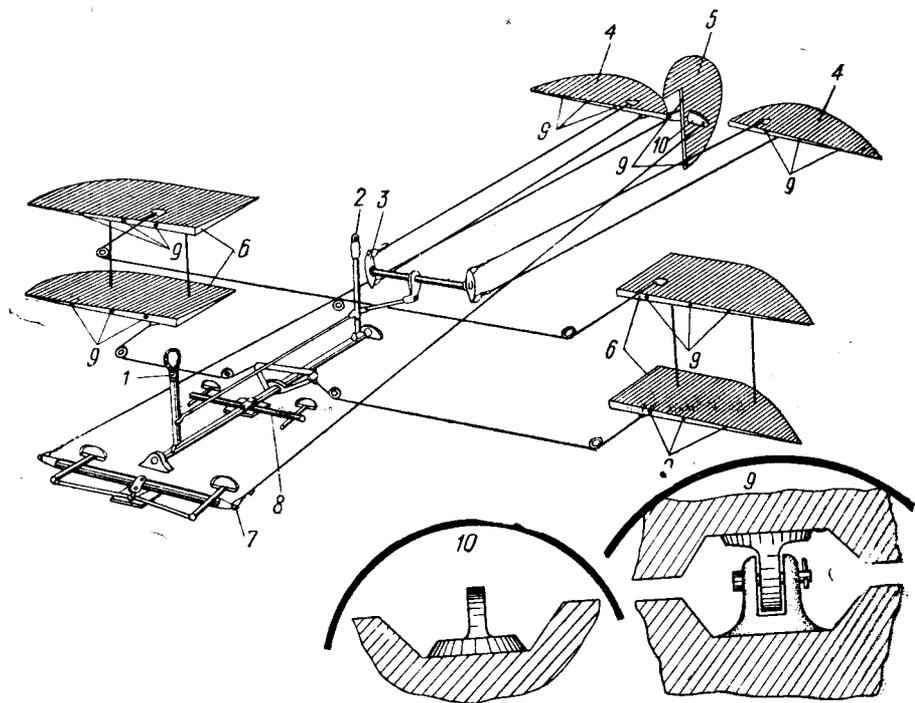


Рис. 84. Общая схема управления самолетом.

1 — передняя ручка; 2 — задняя ручка; 3 — задняя поперечная труба; 4 — рули высоты; 5 — руль направления; 6 — элероны; 7 — передняя поперечная труба; 8 — задняя поперечная труба; 9 — шарниры подвески элеронов, рулей высоты и подвески руля направления; 10 — крайние шарниры руля направления.

Управление самолета — двойное. Ручки управления и педали расположены как в передней, так и в задней кабинах, что позволяет управлять самолетом как из кабины инструктора, так и из кабины ученика (рис. 84).

Ручное управление

Ручное управление самолетом (рис. 85) представляет собой полужесткую конструкцию и состоит из ручек управления 2, 4, основной продольной трубы 15, соединительной 3 и передаточной 7 тяг, рычага управления элеронами 17, поперечной трубы 8 с подшипниками 13 и двуплечими рычагами 12 на ней.

Основная продольная труба 15 управления элеронами расположена на двух двухрядных шариковых подшипниках 16. В сред-

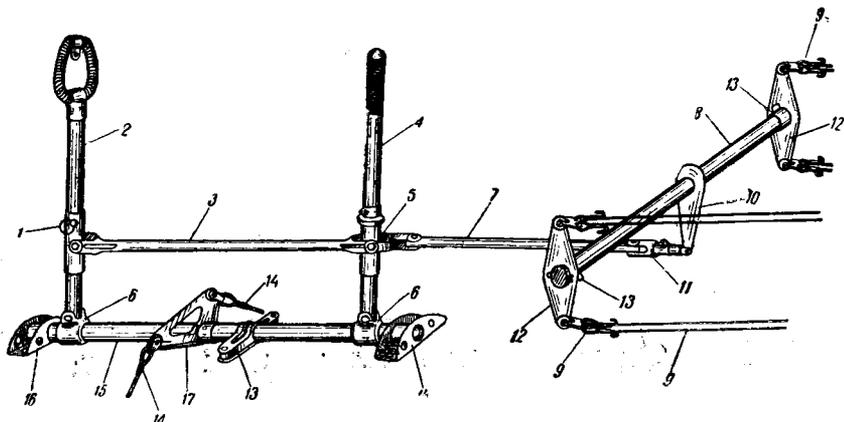


Рис. 85. Ручное управление.

1—конусный болт крепления ручки; 2—передняя ручка; 3—соединительная тяга; 4—задняя ручка; 5—шарнирное соединение; 6—шарнирные вилки; 7—передаточная труба; 8—поперечная труба; 9—проводка к рулям высоты; 10—передаточная часть; 11—шарнир; 12—наружные рычаги; 13—скользящие подшипники; 14—тросы управления элеронами (тросы гоширования); 15—основная продольная труба; 16—шариковые подшипники; 17—рычаг управления элеронами.

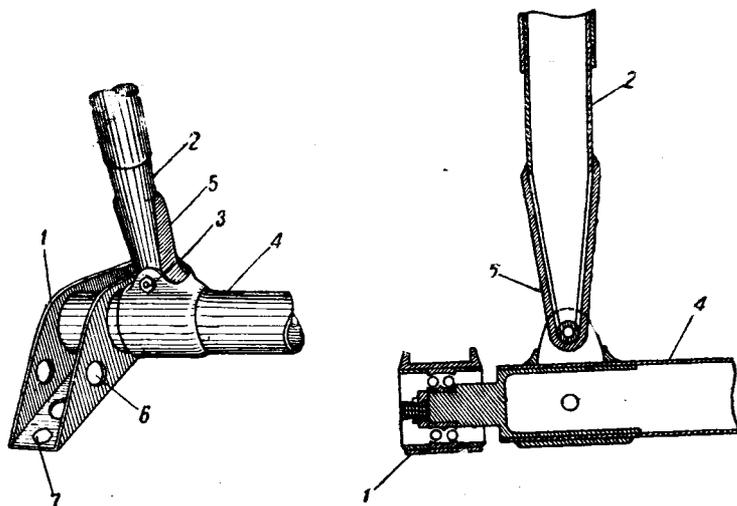


Рис. 86. Соединение продольной трубы со стаканом ручки.

1—подшипник; 2—стальной стакан ручки; 3—болт соединения вилки со стаканом; 4—основная труба; 5—усиленная часть стакана; 6—фрезеровка; 7—болт крепления кронштейна подшипника.

ней части труба проходит через скользящий подшипник 13. Шариковые и скользящий подшипники укрепляются к полу кабины двумя болтами каждый.

Для непосредственной передачи движений на элероны на основной трубе в средней части укреплен конусными шпильками рычаг управления элеронами 17. К рычагу с обеих сторон присоединяются тросы управления элеронами 14.

На основной трубе 15 около подшипников в местах крепления ручек на основную трубу приварены вилки, с которыми шарнирно, с помощью болта с гайкой, законтренной шплинтом, соединяются стальные стаканы ручек (рис. 86).

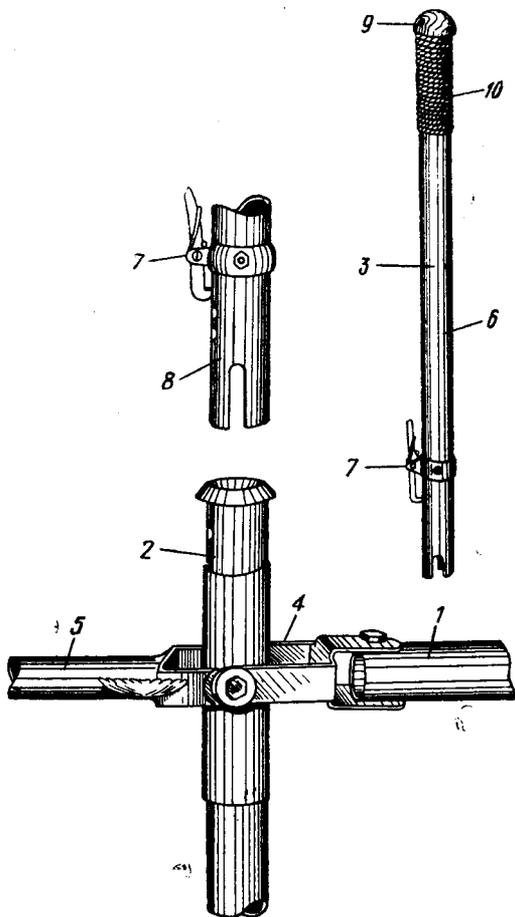


Рис. 87. Сочленение заднего рычага с соединительной и передаточной тягами.

1—промежуточная труба; 2—стальной стакан; 3—нижний конец ручки; 4—шарнир; 5—передняя труба; 6—ручка задней кабины; 7—защелка; 8—дюралюминиевая труба; 9—деревянный буж; 10—оплетка.

Ручки управления (рис. 85, 86, 87). Ручки у ученика и инструктора изготовлены из дюралеевой трубы. На нижнем конце труба имеет прорезь (рис. 87), в которую при монтаже ручки входит стальной болт 2, крепящий промежуточную трубу, а в управлении ученика — стальную обжимку и соединительную тягу (рис. 85, 3). Ручка в передней кабине закрепляется конусным болтом, а в задней кабине — специальной защелкой (рис. 87), обеспечивающей быстрое снятие ручки.

Верхняя часть передней ручки имеет кожаное покрытие, задней—резиновое покрытие. На некоторых самолетах верхняя часть обеих ручек обмотана английским шпагатом. Передняя ручка для удобства управления имеет приваренное кольцо («баранку») с кнопкой выключения АНО верхних крыльев.

Передняя и задняя ручки соединены между собой соединительной тягой 3, состоящей из трубы с вилками на концах. Тяга задней своей частью соединяется с обжимкой, образованной из двух спаренных вилок, расположенных друг к другу под углом 90°. Горизонтальная передняя вилка крепится к задней ручке, вертикальная задняя соединяется вертикальным болтом с передаточной тягой (рис. 88). Все сочленения — шарнирные.

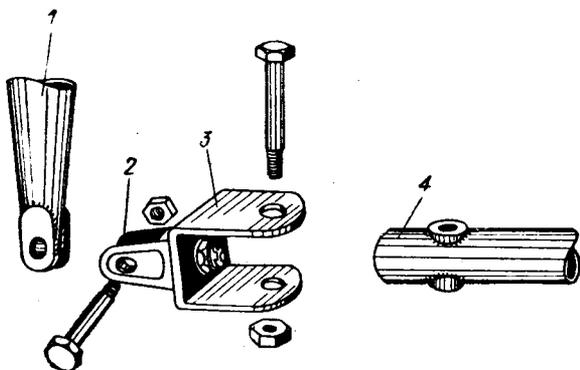


Рис. 88. Сочленение передаточной тяги со средним рычагом поперечной трубы.

1—рычаг; 2—вилчатый болт; 3—вилка; 4—передаточная тяга.

Передаточная тяга. Передаточная тяга соединяет ручки с поперечной трубой.

Тяга сделана из стальной трубы, на переднем конце ее имеется отверстие для болта крепления с обжимкой соединительной вилки 3 (рис. 88). На заднем конце, также с помощью болта, труба соединяется с шарниром, который образуется из вилки 3, соединенной болтом с передаточной тягой.

В вилку вставлен и продольным болтом с гайкой закреплен вилчатый болт 2. В вилку болта входит конец передаточного рычага 1 поперечной трубы. Соединение осуществляется поперечным болтом.

Такой шарнир позволяет иметь колебания относительно трех осей.

Поперечная труба (рис. 85). Поперечная стальная труба 8 с двумя наружными рычагами 12, проходит через два скользящих подшипника 13, которые закреплены на средней части задней стойки боковины фюзеляжа.

К средней части трубы приварен передаточный рычаг 10, который нижним концом соединяется с вильчатым болтом 11 передаточной тяги.

Два наружных рычага 12 состоят из двух штампованных и сваренных между собой стальных щек. Каждый рычаг крепится двумя конусными шпильками к концам поперечной трубы, выходящим наружу фюзеляжа.

Скользящие подшипники трубы прикреплены к стойкам фюзеляжа двумя болтами каждый; для смазки каждый подшипник имеет масленку.

Оба конца трубы во избежание попадания влаги заглушены деревянными пробками.

Ножное управление

Ножное управление (рис. 89) служит для управления рулем направления и связанным с ним костьюлем.

Механизм управления состоит из двух двуплечих рычагов 4, 7 с педалями, двух колонок 2, 8 и соединительной тяги 6.

Ножное управление инструктора. Ножное управление первой кабины установлено в средней части между первой распоркой и рамным шпангоутом. Педальный механизм укреплен на колонке 2, прикрепленной четырьмя болтами к полу.

Колонка ножного управления служит для закрепления основной трубы и выравнивающих рычагов 1. Коробка колонки состоит из стальных листов, сваренных между собой и облегченных отверстиями. К основанию колонки приварено гнездо, в котором конусными шпильками укрепляется ось колонки ножного управления.

Кронштейн крепления выравнивающих рычагов приклепывается к передней стенке колонки.

Основная труба — стальная. Концы трубы обжаты, в них вставлен и заварен стальной вкладыш для крепления проволочной проводки к рулю направления.

В средней своей части основная труба имеет приваренную обжимку с гнездом с бронзовыми втулками, которыми основная труба монтируется на ось колонки. Направляющие педалей изготовлены из стальной трубы с приваренными двумя обжимками, которые крепятся к основной трубе болтом; к обжимке же крепятся выравнивающие рычаги 1.

Педаль (рис. 90) состоит из стальной трубы и упора. В трубе имеются четыре отверстия по длине, в одно из которых по горизонтали ставится стопорный палец 2, соединяющий педаль с ее направляющей, что позволяет подгонять педали по длине. К концу трубы приваривается педаль 3 из листовой стали; на педаль приклепывается гофрированный алюминий. Боковые концы педали имеют прорези для ремней.

Чтобы педали оставались параллельными плоскости ступней ног, передние концы направляющих педалей соединены с колонкой шарнирно при помощи двух направляющих тяг.

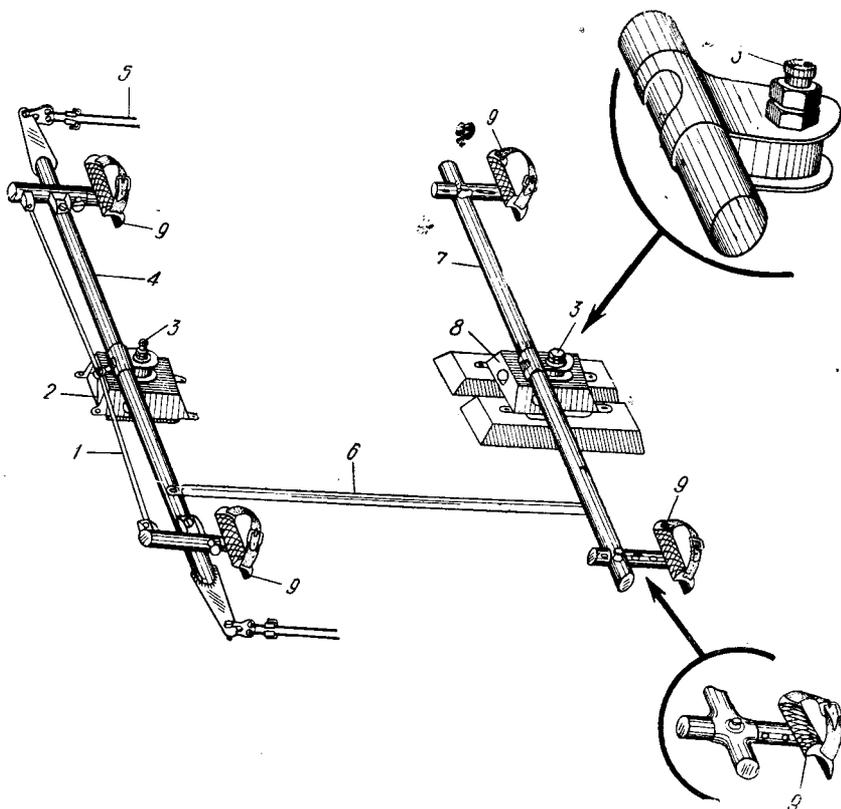


Рис. 89. Ножное управление.

1—выравнивающие рычаги; 2—колонка передней трубы; 3—масленки; 4—передний двуплечий рычаг; 5—проводка к рулю направления; 6—соединительная тяга; 7—задний двуплечий рычаг; 8—колонка задней трубы; 9—педали.

Ножное управление ученика. Ножное управление ученика расположено под сиденьем инструктора. Конструктивно управление ученика несколько отличается от управления инструктора: колонка не имеет выравнивающих рычагов; основная труба короче и не имеет обжатых концов; взамен направляющих для педалей вварены в основную трубу трубки, сквозь которые проходят педали; стопорный палец расположен вертикально и проходит одновременно сквозь основную трубу и педали. Педали аналогичны по конструкции с педалями инструктора.

Соединительная тяга. Передача управления из задней кабины в переднюю осуществляется посредством одной шарнирно закрепленной соединительной тяги 6 (рис. 89).

Конструкция управления

В самолете По-2 проводка выполнена из тросов и проволоки. Управление элеронами (рис. 84 и 91). Управление элеронами—тросовое. Оно состоит из трех отдельных звеньев, расположенных в верхних крыльях и центроплане, и четырех

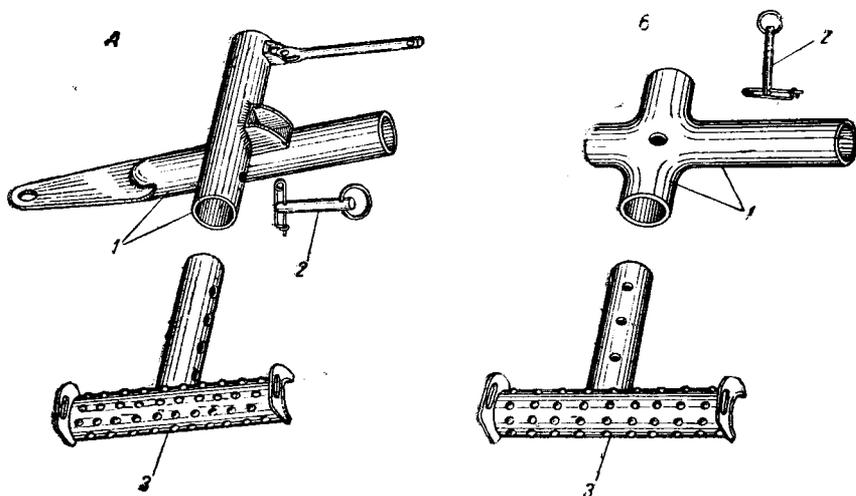


Рис. 90. Педали.

А—педаль инструктора; Б—педаль ученика.
1—направляющие; 2—стопорные пальцы; 3—педали.

звеньев в нижних крыльях. В нижних крыльях расположено по одному тросу с каждой стороны и два передаточных троса в фюзеляже—тросы гоширования.

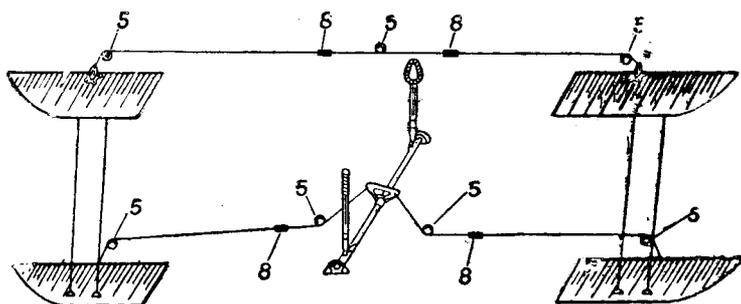


Рис. 91. Схема управления элеронами и присоединение тросов к рычагам управления элеронами.

5—ролик; 6—предохранительная скобка; 8—соединительная пластинка тросов.

Верхние и нижние элероны соединяются между собой межэлеронными лентами. К рычагу 1 (рис. 91а) основной трубы 4 при

помощи сереек 2 с обеих сторон крепятся тросы, которые отходят вправо и влево через ролики, установленные на стенке заднего поперечного лонжерона фюзеляжа, и идут в нижние крылья.

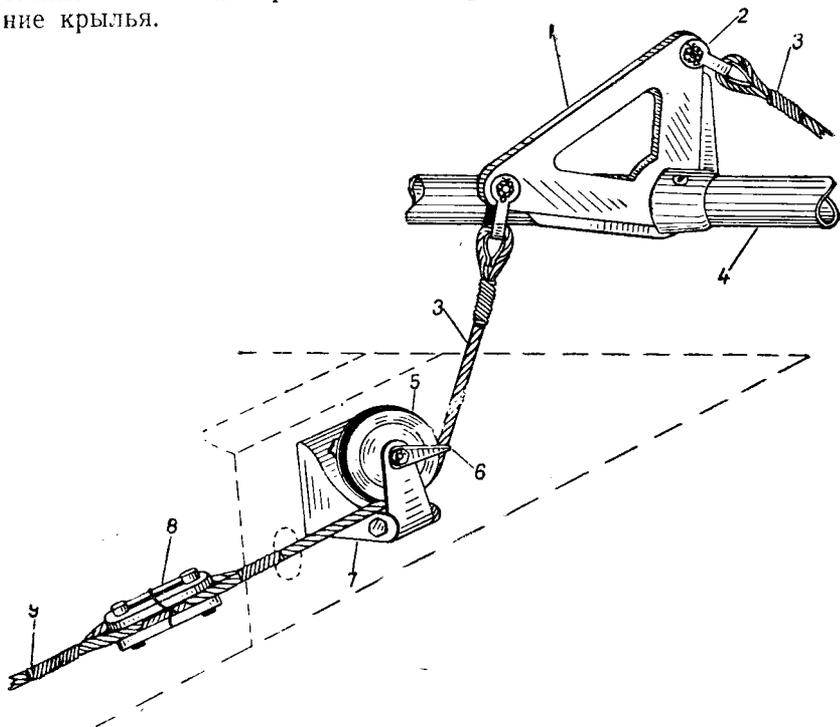


Рис. 91а. Соединение тросов гоширования.

1—рычаг; 2—сереека; 3—трос гоширования; 4—основная продольная труба; 5—ролик; 6—предохранительный кронштейн; 7—кронштейн крепления ролика; 8—контровая пластинка; 9—трос ведущий.

Ведущие тросы элеронов соединяются с тросами при помощи стальных сереек 8. Тросы элеронов проходят у задней стѐнки переднего лонжерона под расчалками, огибают ролики, прикрепленные у 12-й нервюры, и присоединяются к рычагам элеронов крыльев.

В верхнем крыле тросы проходят над расчалками крыла и соединяются в первом отсеке крыла между первой и второй нервюрами с тросами центроплана. Тросы соединяются с помощью регулировочного тандера с рычагами элеронов. Трос, находящийся в центроплане, проходит через отверстия в торцовых нервюрах, огибает снизу ролик центроплана и соединяется с крыльевыми тросами.

Ролики. В системе управления элеронами расположены семь роликов: по одному в крыле, по два ролика на поперечном лонжероне фюзеляжа и один в центроплане.

Управление рулями высоты (рис. 93, 93а). Проводка к рулям высоты состоит из проволоки ОВС диаметром 2,5 мм.

Проводка—двойная. Одним концом она крепится к двуплечему рычагу 6 поперечной трубы, другим концом при помощи танде-

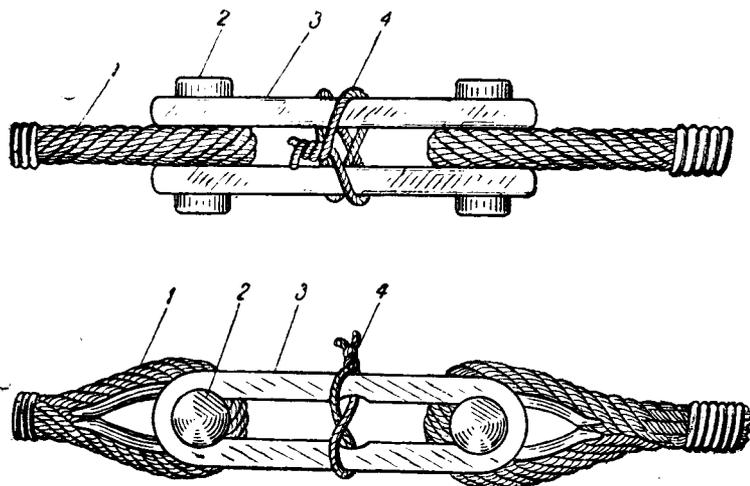


Рис. 92. Соединение тросов в центроплане.

1—коуш троса; 2—палец крепления; 3—контрольная пластинка; 4—контрольная проволока.

ров 7—к рычагам рулей высоты 5. Верхняя линия проводки, начиная от верхних рычагов рулей высоты и несколько дальше пе-

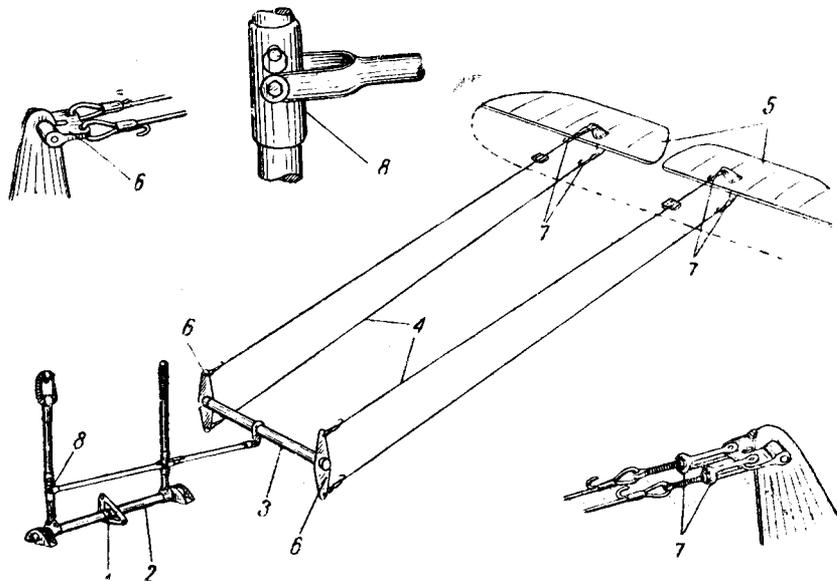


Рис. 93. Управление рулями высоты.

1—рычаг; 2—основная продольная труба; 3—поперечная труба; 4—двойная проволочная проводка; 5—рули высоты; 6—двуплечие рычаги; 7—муфтовые тандеры; 8—соединение промежуточной тяги с передней ручкой.

редней кромки стабилизатора, выполнена из двух 3-мм тросов. Тросы соединены с проволочной проводкой через взаимные коуши. На самолетах новых серий вся проводка из проволоки.

Проводка к рулю направления (рис. 94). Проводка к рулю направления — двойная. В передней части проводка соединяется с передней поперечной трубой 1 при помощи серьги. Задним концом проводка соединяется через тандеры 6 с рычагом руля направления 5.

Принцип действия. В системах управления, как ручного (элероны и рули высоты), так и ножного (руль направления), учтены естественные рефлексы человека.

При отклонении ручки управления влево (рис. 95) основная труба поворачивается и при этом отклоняет на соответствующий угол рычаг трубы элерона, который тянет за собой правый трос, опуская вниз элероны правых крыльев, которые через тросовую проводку подымут вверх элероны левых крыльев. При этом самолет получит левый крен в связи с тем, что правый элерон крыла опустился вниз, а левый поднялся вверх, а подъемная

сила правых крыльев с опущенными элеронами будет больше, чем на левых крыльях с поднятыми элеронами, что и заставит самолет накрениться влево.

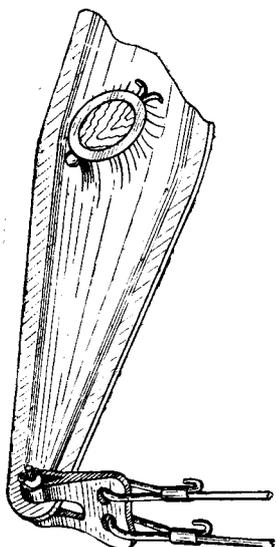


Рис. 93а. Соединение проводки с двуплечим рычагом.

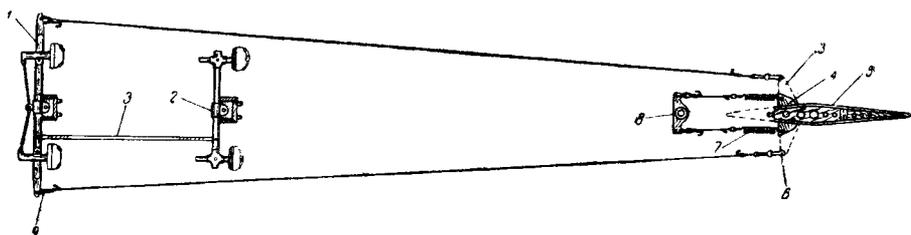


Рис. 94. Проводка к рулю направления.

1 и 2 — поперечные трубы; 3 — соединительная тяга педалей; 4 — рычаг (нижний) соединения с костылем; 5 — руль направления; 6 и 9 — крепление проводки управления; 7 — амортизационная стальная пружина; 8 — костыль.

При взятии ручки «на себя» (рис. 95а) поперечная труба рулей высоты, вращаясь, повернет соединенные с ней наружные рычаги. Верхний конец рычага пойдет вперед и потянет проводку, подымая рули высоты вверх.

При этом угол атаки рулей высоты изменится, профиль ста-

билизатора и рулей высоты получится вогнутым вверх, и на горизонтальном оперении появится дополнительная сила, направленная вниз, которая заставит самолет перейти из горизонтального полета на подъем.

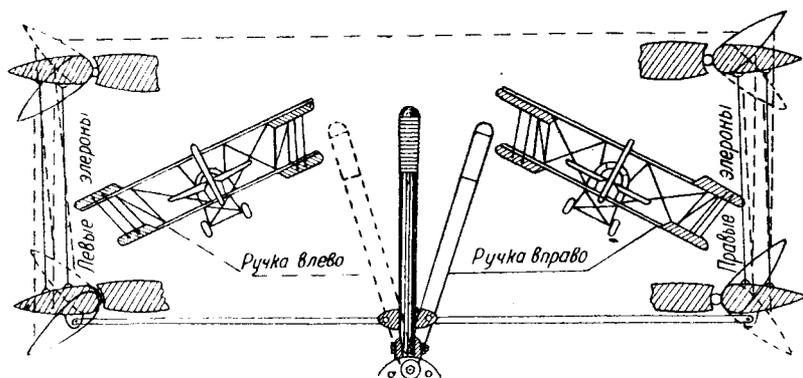


Рис. 95. Принцип управления элеронами.

При даче ручки «от себя» все указанное выше будет иметь обратное действие, самолет из горизонтального полета перейдет на снижение.

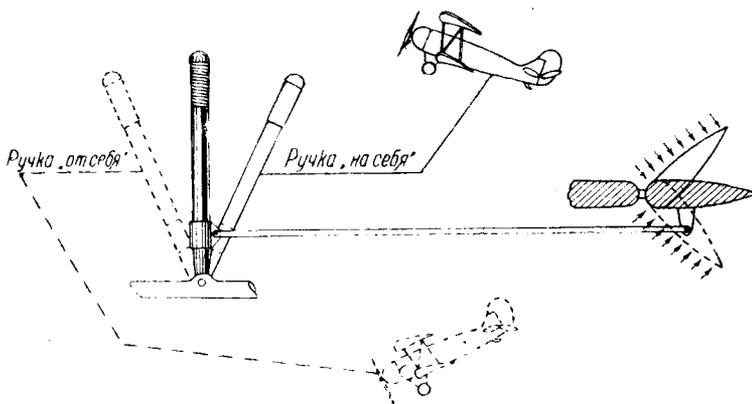


Рис. 95а. Принцип управления рулями высоты.

При отклонении вперед левой педали левый конец рычага пойдет вперед и потянет за собой через проводку рычаг руля направления; руль повернется влево, и возникающие на нем воздушные силы заставят самолет развернуться влево. При отклонении правой педали вперед руль отклонится вправо и туда же развернется самолет.

Из разобранный видно, что, куда направлено движение ручки, туда и будет изменяться направление полета самолета; какая будет дана вперед педаль, туда же развернется самолет.

Контрольные вопросы

1. Из каких деталей состоит управление самолета?
2. Как крепятся основная и поперечная трубы управления?
3. Где в системе управления применены скользящие и шариковые подшипники?
4. Где поставлены шарнирные соединения управления самолетом?
5. В каких местах проводки управления элеронами поставлены ролики?
6. В каких местах управления применены проволочная и тросовая проводки?
7. Из каких частей состоит проводка управления элеронами?
8. В каких местах проводки поставлены регулировочные тандеры?
9. Чем различаются педали инструктора и ученика?
10. Почему педали инструктора имеют выравнивающие рычаги?
11. Как присоединяется проводка к рычагам рулей управления?
12. Что положено в принцип отклонения рычагов управления?

ГЛАВА 7

ВИНТОМОТОРНАЯ ГРУППА

К винтомоторной группе относятся мотор, воздушный винт, моторная рама, системы бензо- и маслопитания и управление мотором.

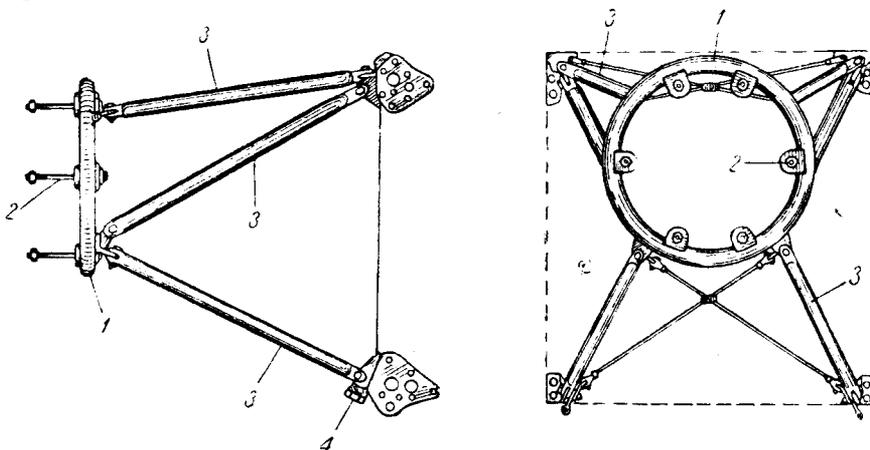


Рис. 96. Моторная рама.

1—моторное кольцо; 2—болты крепления мотора; 3—подкосы; 4—сережка крепления амортизатора лыжи.

Подмоторная установка

Подмоторная установка самолета По-2 прочна, проста и легка. Подход к деталям моторной установки легко доступен для обслуживания и осмотра.

Подмоторная установка может быть разобрана на отдельные части, что позволяет при необходимости заменить нужную часть. Подмоторная установка представляет собой пространственную ферму, образованную из трубчатых подкосов, моторного кольца и лент-расчалок (рис. 96).

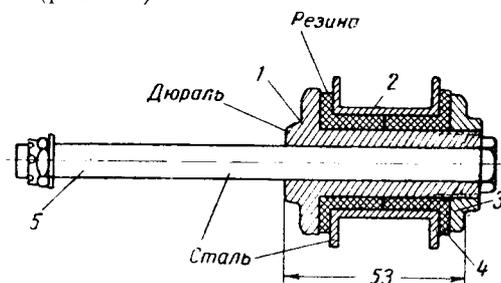


Рис. 97. Собранный амортизатор крепления мотора.

1—алюминиевый трубчатый болт; 2—стальные бобышки моторного кольца; 3—алюминиевая гайка; 4—резиновые втулки; 5—болт крепления мотора.

Подмоторное кольцо. Основной частью установки является моторное кольцо 1, изготовленное из стальной сваренной трубы сечением 28×25 мм. Мотор крепится к этому кольцу шестью болтами 2 (на первых сериях десять болтами). В местах

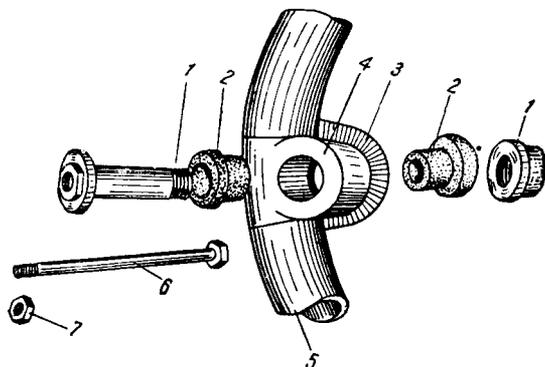


Рис. 98. Разобранный амортизатор крепления мотора.

1—алюминиевая втулка; 2—резиновые втулки; 3—стальная бобышка; 4—гнездо для амортизатора; 5—кольцо подмоторной рамы; 6—болт крепления мотора; 7—гайка.

прохождения болтов к кольцу приварены шесть кронштейнов, образующих гнезда для резиновой амортизации.

Амортизаторы крепления мотора (рис. 97, 98). Амортизаторы представляют собой резиновые втулки, смонтиро-

ванные в гнездах кольца на алюминиевых втулках. Через алюминиевую втулку 1 проходит болт 5 крепления мотора.

Резиновые втулки 2 поглощают колебания от вибрации мотора, тем самым уменьшая нагрузки, передающиеся на узлы фюзеляжа, что уменьшает возможность появления в этих местах трещин.

Подкосы. К подмоторному кольцу приварены четыре ушка для крепления к ним шести подкосов и двух крестов лент-расчалок. Подкосы (рис. 99) изготовлены из стальных труб, концы которых обжаты в вилки.

Подкосы крепятся при помощи болтов задними концами к передним узлам фюзеляжа и передними концами — к моторному кольцу. Подкосы делятся на верхние, средние и нижние; из них

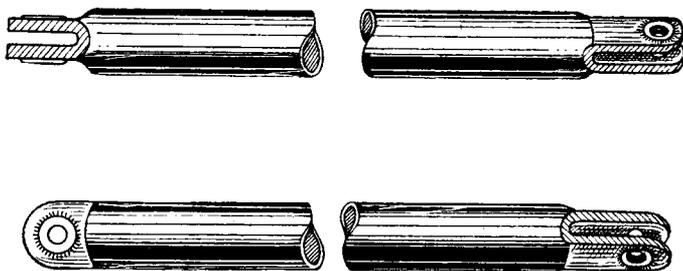


Рис. 99. Подкосы моторной установки.

наибольшую нагрузку несут средние подкосы сечением 30×27 мм. Верхние и нижние подкосы менее нагружены и имеют сечение 22×20 мм.

Крест лент-расчалок. Для придания жесткости и для регулировки моторная рама в плоскости верхних и нижних подкосов расчалена лентами-расчалками диам. 6 мм.

Противопожарная перегородка (рис. 100). Назначение противопожарной перегородки — отделить мотор от передней части фюзеляжа, чтобы предохранить самолет от пожара.

Противопожарная перегородка изготовлена из листового дюрала с вырезами, через которые проходят бензопровод 8, рычаги управления 4, проводка зажигания, трубки манометра и термометров. Противопожарная перегородка крепится к передним стойкам и распоркам фюзеляжа шурупами.

Капот моторной установки. Для придания удобообтекаемой формы моторная установка самолета закрывается капотом (рис. 101). Капот состоит из четырех листов: верхнего, нижнего и двух боковых. Листы изготовлены из дюрала или оцинкованного железа толщиной 0,8 мм.

Опорой для листов служит каркас; он образован из двух верх-

них и двух нижних швеллеров, изготовленных из стали; швеллеры укреплены задними концами к передним углам фюзеляжа, а передними концами — к моторному кольцу.

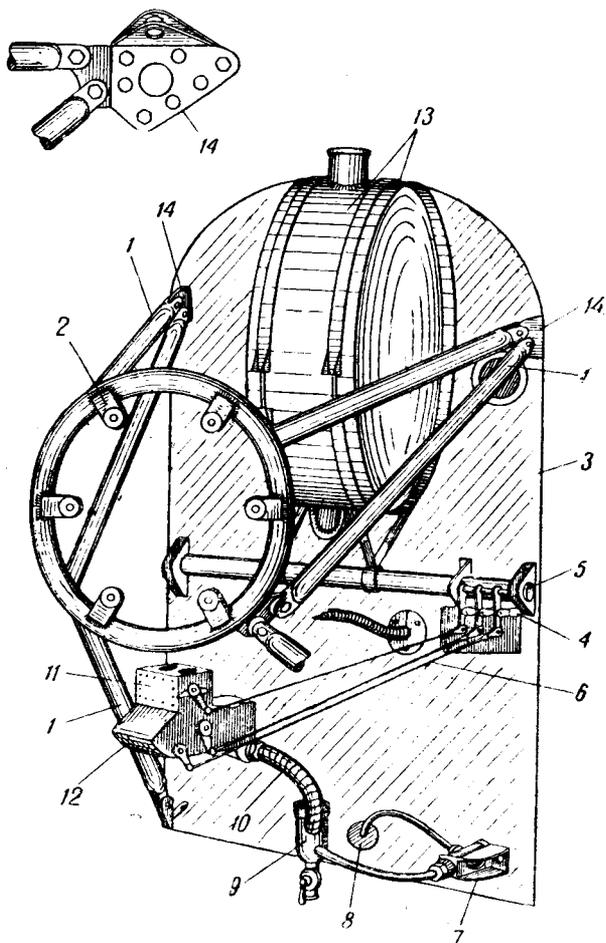


Рис. 100. Подмоторная установка.

1—подкосы; 2—моторное кольцо; 3—противопожарная перегородка; 4—переходный рычаг секторов; 5—стальная труба; 6—тяги секторов; 7—перекрывной бензиновый кран; 8—подвод горячего к бензокрану; 9—фильтр-отстойник; 10—петрофлексный шланг; 11—карбюратор; 12—подогрев воздуха; 13—масляный бак; 14—узел крепления подкоса.

К верхним швеллерам прикрепаны шарниры для верхнего листа капота. Боковые листы крепятся к стойкам фюзеляжа с помощью шарниров. Верхний лист имеет шарниры, посредством которых крепится к верхним швеллерам капота. Лист имеет вырез для горловины масляного бака. Нижний лист имеет в своей задней части вырезы для прохода сережек крепления лыж, отвер-

стие для сливной магистрали, отверстие, расположенное в середине листа и закрываемое обтекаемой крышкой, служащей для подхода к жиклерам карбюратора.

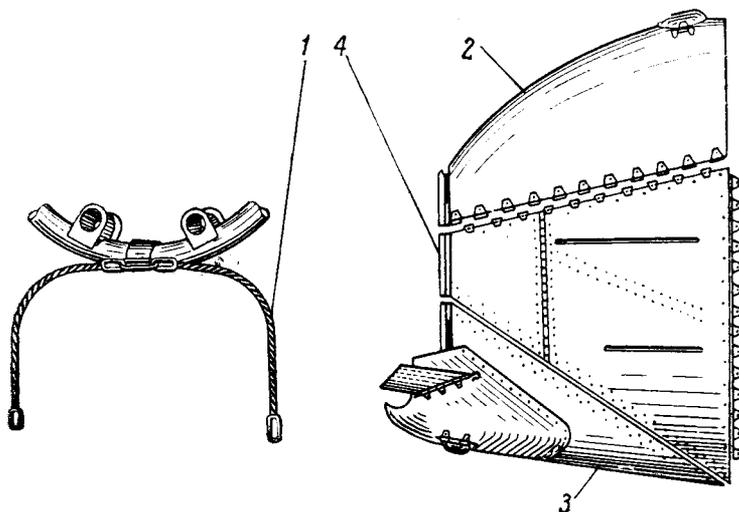


Рис. 101. Капот моторной установки.

1—пружины; 2—верхний лист; 3—нижний лист; 4—боковые листы.

Все четыре листа капота для большей жесткости имеют усиливающие швеллеры и в своей передней части — закатанную проволоку, образующую буртик. Буртик обхватывается специальной пружиной 1, стягивающей капот в передней части и закрывающейся замком. Под буртиком и в концах нижнего листа поставлена фетровая прокладка. При открывании капота открывается замок, и пружина, освобождая боковые листы, позволяет откинуть в сторону боковые и нижний листы капота.

Воздушный винт

Назначение воздушного винта (рис. 102) заключается в превращении мощности мотора в тягу. При вращении винта получается разность давлений, на выпуклой стороне рабочей части давление получается меньше, нежели на плоской части винта. Разность давлений и создает тягу.

Конструкция винта (рис. 103). Лопасти винта в сечении подобно профилю крыла имеют ребро атаки 3 и ребро обтекания 1.

Винт самолета деревянный, что удешевляет и упрощает его производство и ремонт. Винт — переменного шага, двухлопастный, правого вращения (по часовой стрелке, если смотреть из кабины летчика). Диаметр винта 2,35 м, шаг винта 1,67 м. Винт изготовляется из отдельных планок путем склейки смоляным клеем

ВИАМ-БЗ. Планки для удобства обработки положены веерообразно. Такая конструкция обеспечивает достаточную прочность винта.

Материалом для изготовления винта служит древесина хвойных пород; лишь крайние планки (верхняя и нижняя) для увеличения прочности и уменьшения смятия при затягивании фланцев втулки 4 делаются из твердых пород — дуба, бука, ясеня. Винты последних серий выпускаются из сосны и дуба.

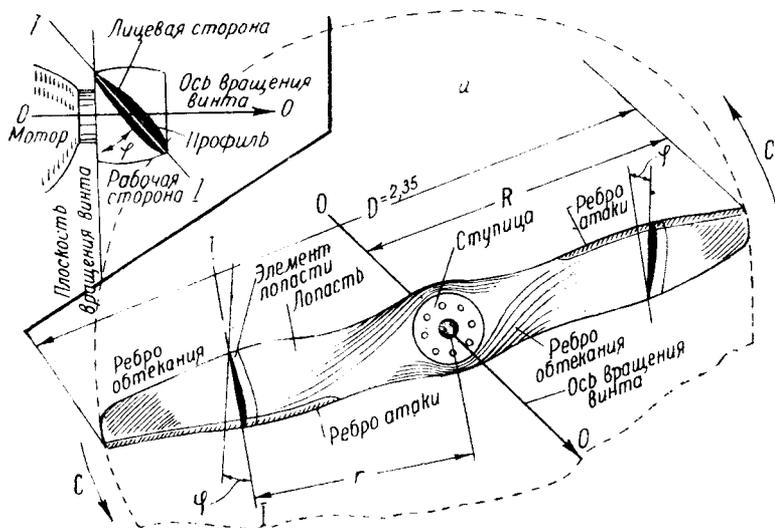


Рис. 102. Элементы воздушного винта.

Для предупреждения загнивания поверхность винта пропитывается грунтовой пропиткой и покрывается льняной тканью «рединкой». После этого поверхность обрабатывается слоем целлюлоидной пленки, нитровой шпаклевки и цветной нитроэмалевой краской.

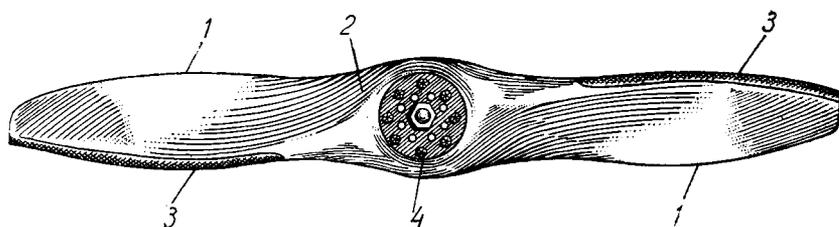


Рис. 103. Воздушный винт.

1—ребро обтекания; 2—матрица; 3—ребро атаки; 4—втулка.

На кромку ребра атаки для предохранения винта от повреждения песчинками и другими твердыми частицами, засасываемыми в винт при его вращении, накладывается латунная оковка с

подрезами для лучшего прилегания поверхности ребра атаки. В местах оковки монтируются плоские латунные сетки, к которым оковка крепится путем внутренней пайки. Оковка с сеткой соединяется с лопастью винта гвоздями и заклепками, которые опаяются. Концевые части винта имеют отверстия для выхода влаги. Винт поверяется на биение, которое должно быть не более двух миллиметров на расстоянии 15 см от конца лопасти. Поверяется также весовая симметрия. Винт балансируется с точностью до четырех граммов.

Крепление винта к втулке производится при помощи восьми болтов.

Вес винта 13,5 кг. Снаружи на ступице винта выбиты штампом диаметр винта, его шаг, порода древесины (например ДС — дуб, сосна) и дата выпуска с завода.

Работа винта и мотоустановки

При вращении каждый элемент воздушного винта (рис. 104) испытывает действие центробежных сил A , которые стремятся растянуть винт. Кроме того, на винт действует сила B воздушного потока, которая изгибает лопасти винта.

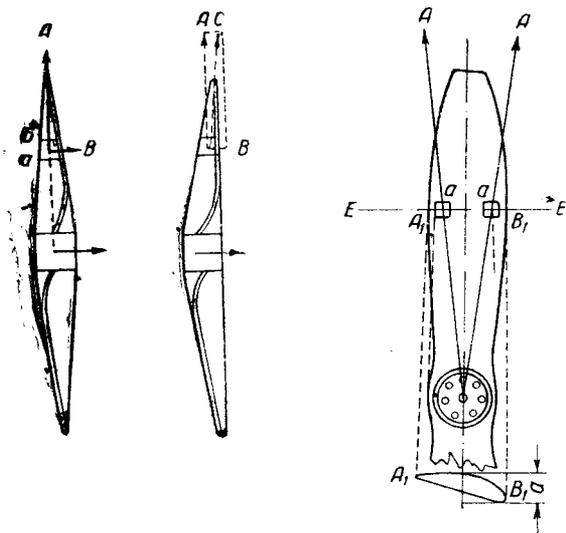


Рис. 104. Работа винта.

Лопасты работают на растяжение, изгиб и скручивание.

Под влиянием аэродинамических и центробежных сил A и B , действующих на лопасть винта, винт дополнительно испытывает скручивание, так как сила C общего сопротивления лопасти не проходит через ее ось жесткости, а образует относительно нее момент, величина которого зависит от режима работы винта.

В полете на моторную установку действуют инерционные си-

лы, а также сила тяги винта и крутящий момент, развиваемый винтомоторной группой.

Сила инерции является следствием криволинейного полета самолета в вертикальной плоскости или следствием воздействия неспокойного воздуха. При криволинейном движении самолета в горизонтальной плоскости, как, например, при крутом вираже со скольжением, возникают боковые перегрузки.

Тяга винта изменяется с изменением скорости полета. Наибольшая тяга будет при нулевой скорости, т. е. при работе винта на месте.

Подкосы моторной установки работают на растяжение, сжатие и изгиб. Болты крепления мотора работают на изгиб и срез.

Контрольные вопросы

1. Каково назначение винтомоторной группы?
2. Из каких частей состоит подмоторная установка?
3. В каких местах поставлена амортизация, каково ее назначение?
4. Чем достигнута жесткость моторной установки?
5. Из какого материала изготавливается винт? Назовите его главные части.
6. Какие силы возникают в винте при его работе?
7. Какие усилия возникают в подмоторной раме?
8. Объясните конструкцию капотов моторной установки.

ГЛАВА 8

УПРАВЛЕНИЕ МОТОРОМ

Управление мотором состоит из управления газом, высотным корректором, подогревом воздуха и, при установке на мотор магнето БС-5П, управлением опережения зажигания (рис. 105).

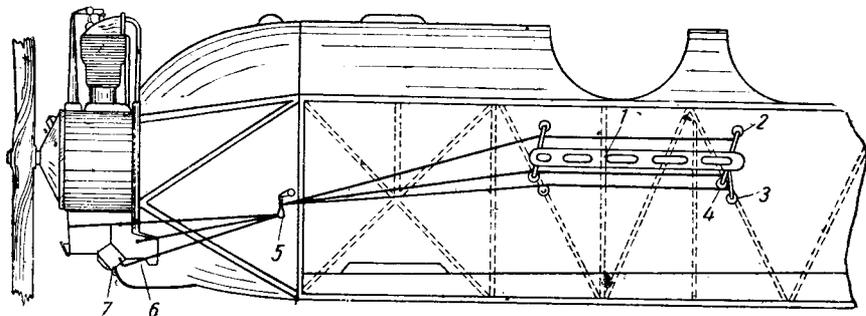


Рис. 105. Управление мотором.

1—деревянная планка; 2—рычаг газа; 3—рычаг высотного крана; 4—рычаг подогрева; 5—передаточный механизм; 6—карбюратор; 7—подогреватель воздуха.

Секторы управления мотором

Управление мотором может производиться из каждой кабины при помощи секторов 1, 2, 3, тяг и передаточного механизма.

Рычаги секторов изготовлены из 4-миллиметрового дюрала; они смонтированы вместе и закреплены на общей оси.

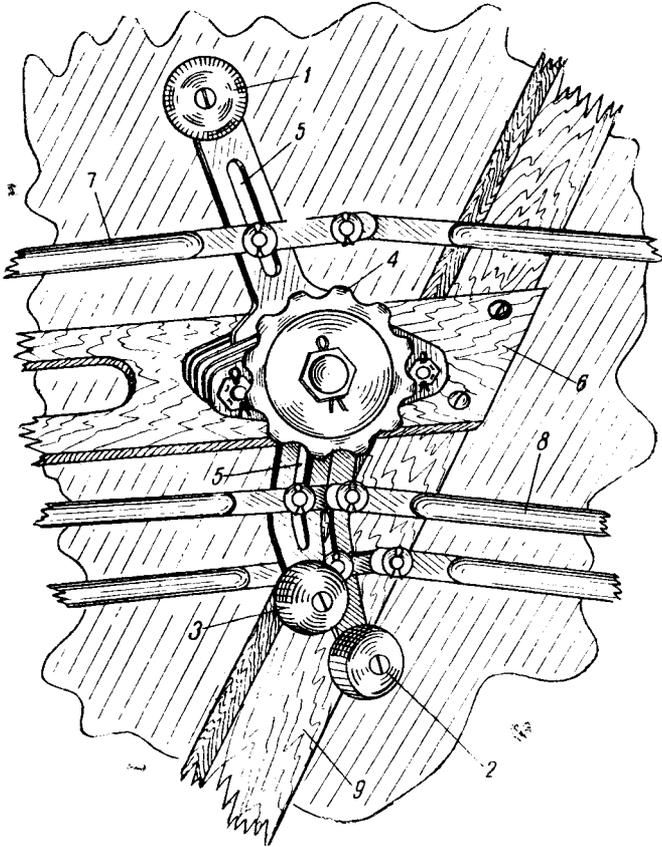


Рис. 106. Секторы управления мотором в кабине инструктора.
1—рычаг нормального газа; 2—рычаг высотного корректора;
3—рычаг подогрева; 4—тормозной зажим; 5—прорезь для
регулировки длины тяг; 6—деревянная планка; 7—соеди-
нительная тяга; 8—тяги соединения с передаточным механиз-
мом; 9—подкос фюзеляжа.

В верхней части на рычагах укреплены шарики из пласт-
массы:

- на рычаге нормального газа — светложелтый шарик;
- на рычаге высотного корректора — голубой шарик;
- на рычаге опережения зажигания — красный шарик;
- на рычаге подогрева — черный шарик.

Соединительные тяги секторов. Для синхрон-
ного отклонения секторов в обеих кабинах, а также для возмож-

ности управления моторами из задней кабины секторы соединены между собой с помощью тяг. Тяги изготовлены из стальных трубок сечением 10×8 мм. От секторов, расположенных в кабине инструктора, идут тяги из таких же стальных трубок, соединенные с передаточным рычагом, укрепленным на стальной трубе противопожарной перегородки.

Передаточные рычаги состоят из трех рычагов, изготовленных из листовой стали. Средний рычаг нормального газа двуплечий (рис. 107).

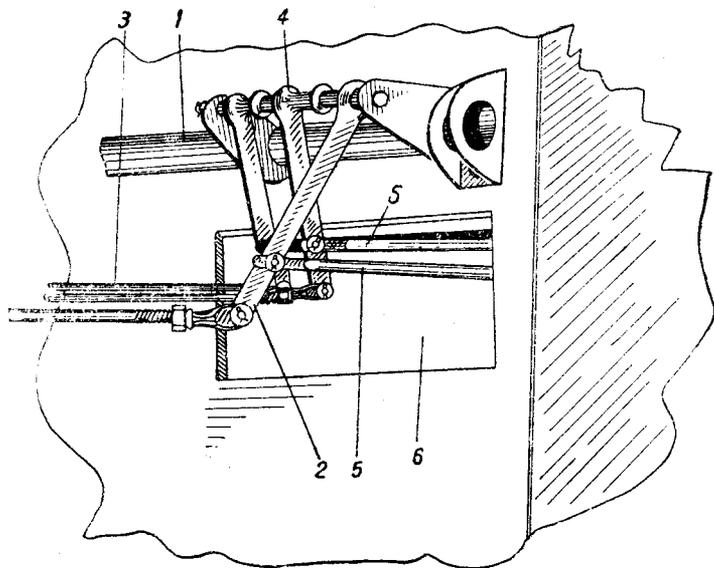


Рис. 107. Передаточный механизм.

1—стальная труба; 2—рычаг высотного крана; 3—рычаг управления дроссельными заслонками; 4—рычаг подогрева; 5—тяги, идущие от сектора управления; 6—окно для прохода тяг управления.

Управление нормальным газом, высотным корректором и подогревом воздуха, поступающего в карбюратор, производится непосредственно тягами, а управление опережением зажигания—через промежуточный двуплечий рычаг, установленный на подкове маслобака.

Тяги имеют муфты для регулировки. Соединение тяг между собой и с агрегатами мотора осуществлено при помощи пальца со шплинтом и специальными шарнирными болтами.

Для фиксации рычагов секторов управления мотором предусмотрен тормозной зажим (рис. 106, 4).

Схема зажигания

Система зажигания мотора имеет двойное управление—из кабины инструктора и из кабины ученика.

В систему зажигания входят: свечи, два рабочих магнето—правое и левое, одно пусковое магнето, один переключатель,

два обычных выключателя-тумблера на два борна и один контрольный выключатель-тумблер на три борна. В передней кабине установлено пусковое магнето, переключатель и трехборновый тумблер; в задней кабине—два выключателя-тумблера.

Свечи. В каждом цилиндре мотора имеются две свечи, расположенные в головке цилиндра. Две свечи обеспечивают более сильное искрообразование и надежность зажигания в случае отказа одной из них.

Свечи, расположенные с передней стороны цилиндров, соединены с левым магнето, расположенные с задней стороны—с правым магнето. При помощи проводов высокого напряжения каждая свеча соединена с клеммой рабочего магнето.

Присоединение клемм и порядок чередования искр в свечах зависят от порядка работы цилиндров. Гнезда проводников свечей в секторах магнето имеют следующую нумерацию:

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

Рабочие магнето. Рабочие магнето установлены на горизонтальной площадке задней крышки картера мотора.

Каждое рабочее магнето имеет клеммы для присоединения внешней проводки: пять через проводники соединяются со свечами, шестая клемма соединяется с пусковым магнето; седьмой клеммой рабочее магнето соединяется с переключателем.

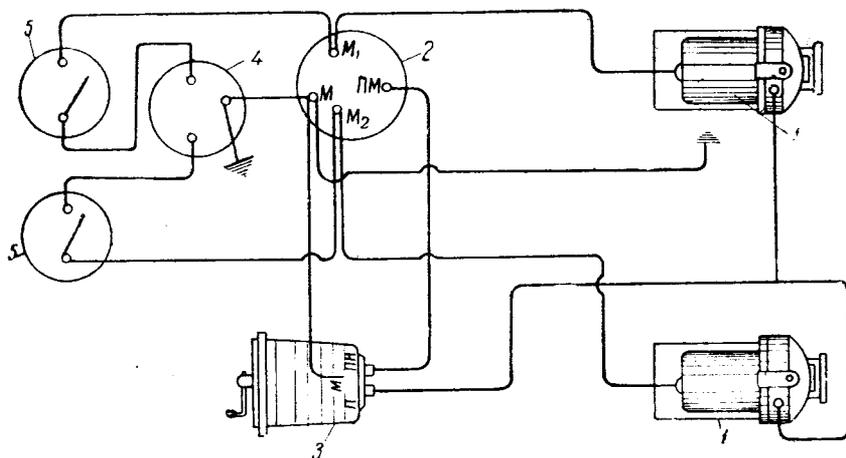


Рис. 108. Схема электропроводки магнето БС-5П с переключателем ПС. 1—рабочие магнето; 2—переключатель; 3—пусковое магнето; 4—трехклеммный тумблер; 5—двухклеммные тумблеры.

На мотор может быть установлено магнето БС-5П или БСМ-5. На моторах последних выпусков устанавливаются магнето исключительно БСМ-5. В зависимости от типа установленного магнето несколько изменяется и принципиальная схема присоединения проводников (рис. 108, 109).

Пусковое магнето. Пусковое магнето предназначено для создания искры при запуске мотора. Магнето имеет три клеммы: клемма «П» присоединяется к рабочему магнето, клемма «М» соединяется с массой мотора, клемма «ПН» через проводник соединяется с переключателем.

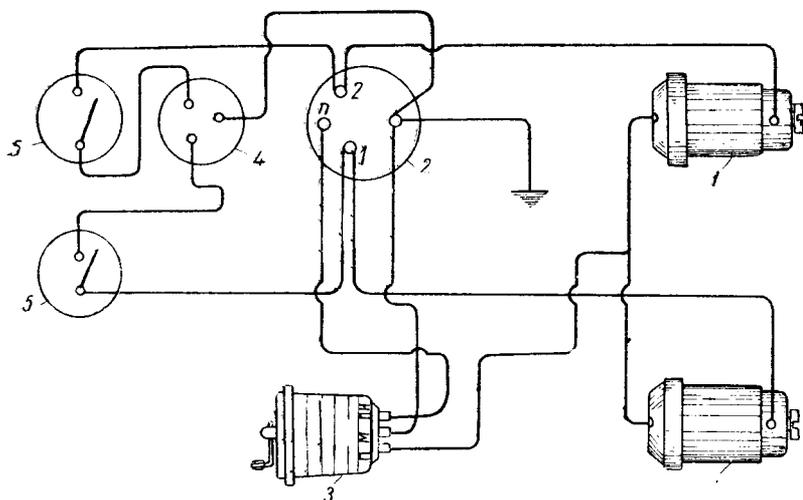


Рис. 109. Схема электропроводки магнето БСМ-5 с переключателем ПОМ-3. 1—рабочие магнето; 2—переключатель; 3—пусковое магнето; 4—трехклеммный тумблер; 5—двухклеммные тумблеры.

Пусковое магнето устанавливается в передней кабине на полу справа от сиденья (рис. 110).

Переключатель, тумблеры и проводники. Переключатель установлен с левой стороны приборной доски кабины инструктора. При помощи переключателя 2 (рис. 108 и 109) осуществляется управление всей системой зажигания, а также контроль за исправностью работы каждого магнето.

Переключатель имеет зажимы для соединения с рабочим магнето 1 массой и пусковым магнето 3.

На самолетах последних серий установлены переключатели ПОМ-3. Трехклеммный тумблер 4, установленный в кабине инструктора, одновременно служит для включения и выключения системы зажигания мотора как самим инструктором, так и учеником. Тумблеры расположены с левой стороны приборной доски.

Детали зажигания соединены между собой электропроводкой, проложенной по левому борту фюзеляжа в виде жгута гупперовских проводов диаметром 6 мм. Ученик может управлять системой зажигания только рабочим магнето и в том случае, когда инструктор поставит тумблер в положение «Включено» (лапка вниз); при этом положении тумблер инструктора включает тумблер ученика 4 в систему управления (соединяет с «массой»).

При положении тумблера ученика «Выключено» (лапка вверх)

ученик выключает левое магнето (левый тумблер) или правое (правый тумблер). Для включения в работу магнето ученик ста-

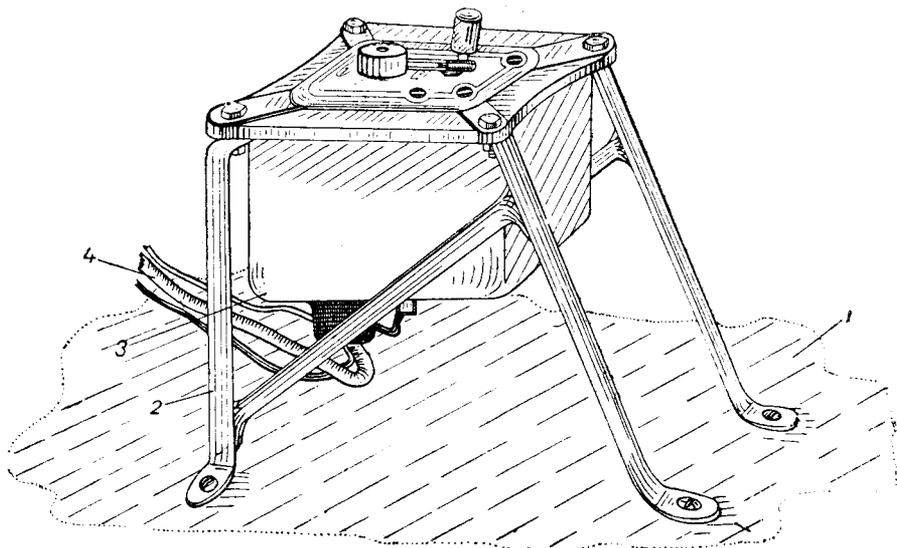


Рис. 110. Установка пускового магнето.

1—пол кабины; 2—кронштейны; 3—пусковое магнето; 4—проводники пускового магнето.

вит лапку тумблера вниз или же инструктор выключает систему зажигания ученика постановкой тумблера в положение «Выключено».

Контрольные вопросы

1. Из каких деталей состоит управление мотором?
2. Какая принята окраска шариков секторов управления мотором?
3. Как отрегулировать ход тяг?
4. Где установлено пусковое магнето?
5. Из каких элементов состоит система зажигания?
6. В какое положение устанавливается лапка тумблера инструктором для включения системы зажигания учеником?
7. Где проложена электропроводка?

ГЛАВА 9

ПИТАНИЕ МОТОРА

Система питания горючим

Система питания горючим на самолете По-2 (рис. 111, 112) проста и надежна. Подача горючего происходит за счет разности уровней в баке, расположенном вверху, и в поплавковой камере карбюратора (по закону сообщающихся сосудов). Система пита-

ния горючим состоит из бензинового бака, бензофильтра, заливного шприца, бензопроводов и приборов контроля.

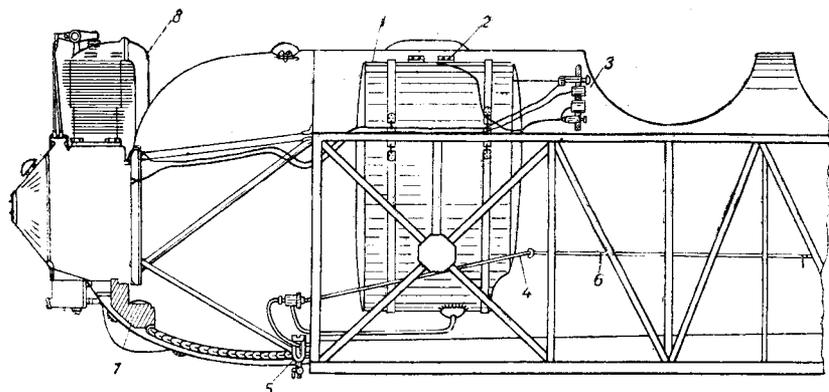


Рис. 111. Система бензопитания (монтажная).

1—бензобак; 2—заливное отверстие; 3—гидростатический бензиномер; 4—тяга бензокрана; 5—бензофильтр; 6—рукоятки тяги; 7—карбюратор; 8—всасывающий патрубок.

Бензиновый бак. Бензиновый бак расположен в переднем отсеке фюзеляжа за противопожарной перегородкой. Сверху бак закрывается фанерным листом — капотом.

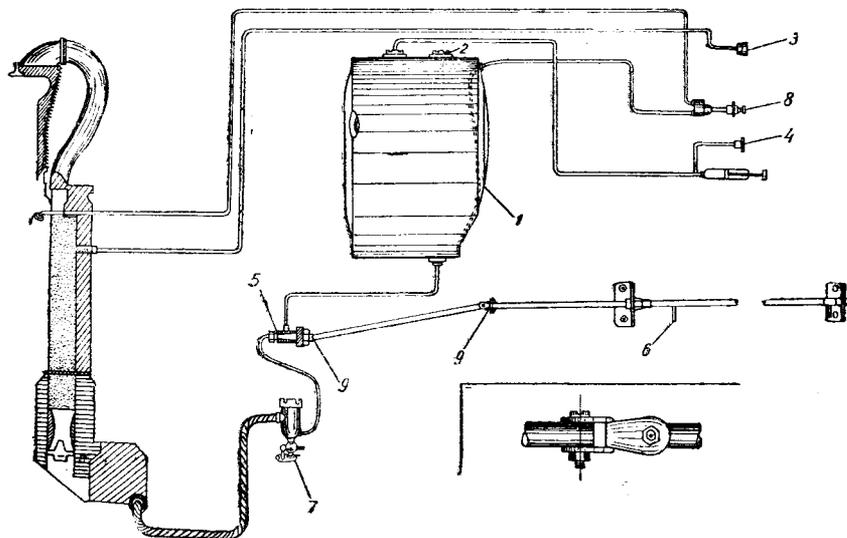


Рис. 112. Схема бензопитания.

1—бензобак; 2—заливное отверстие бензобака; 3—указатель температуры рабочей смеси; 4—гидростатический бензиномер; 5—перекрывающий бензокран; 6—рукоятка управления; 7—бензоотстойник; 8—бензошприц; 9—кардан; (на рисунке для выделения всех деталей бензопитания бензобак уменьшен по очертанию).

На самолетах По-2 старых серий устанавливались бензобаки емкостью 126 л, на самолетах новых серий устанавливаются баки увеличенной емкости—198 л.

Конструкция бака (рис. 113). Бак изготавливается из листового оцинкованного железа толщиной 0,6 мм. Бензиновый бак овальной формы. Боковины бака—выпуклые и имеют отбортовку для большей жесткости.

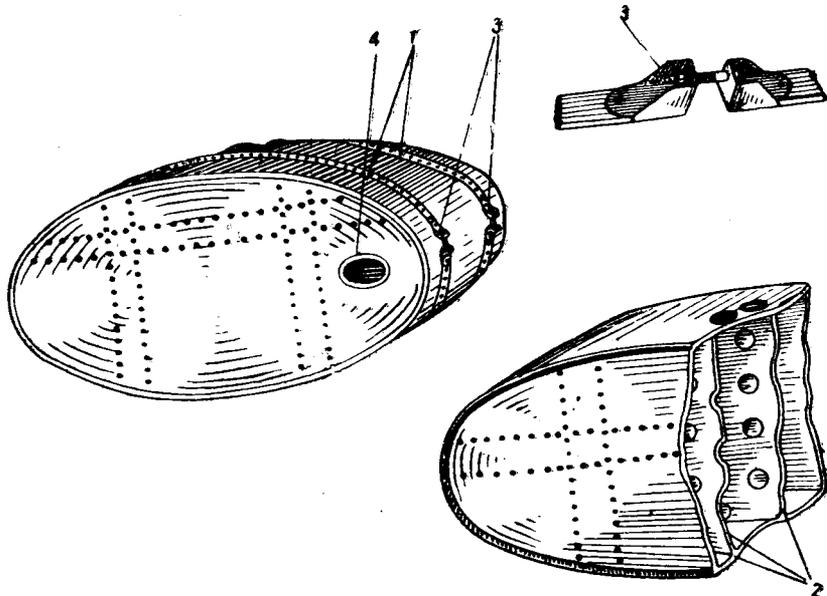


Рис. 113. Бак уменьшенной емкости.

1—пояса крепления; 2—усиленные перегородки; 3—кронштейны крепления; 4—отверстие для диагонального раскоса.

В боковинах имеется по одному овальному отверстию 4, через которые проходит верхний трубчатый раскос фюзеляжа. Внутри бака поставлены две перегородки 2, изготовленные также из оцинкованного железа с рядом отверстий.

Сверху на баке имеются две горловины—одна под бензиномер, другая заливная. В заливной горловине помещен фильтр из сетки. Сверху заливная горловина завинчивается крышкой, в которую вделана воздушная трубка для доступа воздуха в бак.

Бак подвешивается на двух лентах к верхним лонжеронам фюзеляжа. Кронштейны лент 3 изготовлены из листовой стали в виде скобы, охватывающей лонжерон с трех сторон; скоба имеет уши крепления лент. Кронштейны крепятся к лонжеронам фюзеляжа двумя болтами каждый, всего в четырех точках.

Для предохранения бака от перетирания лентами под ними ставятся прокладки из грубошерстного сукна.

Все заклепки и швы бака пропаяны оловом. Для отвода статического электричества, угрожающего пожаром при зарядке бензобака топливом, бак имеет заземление металлическим канати-

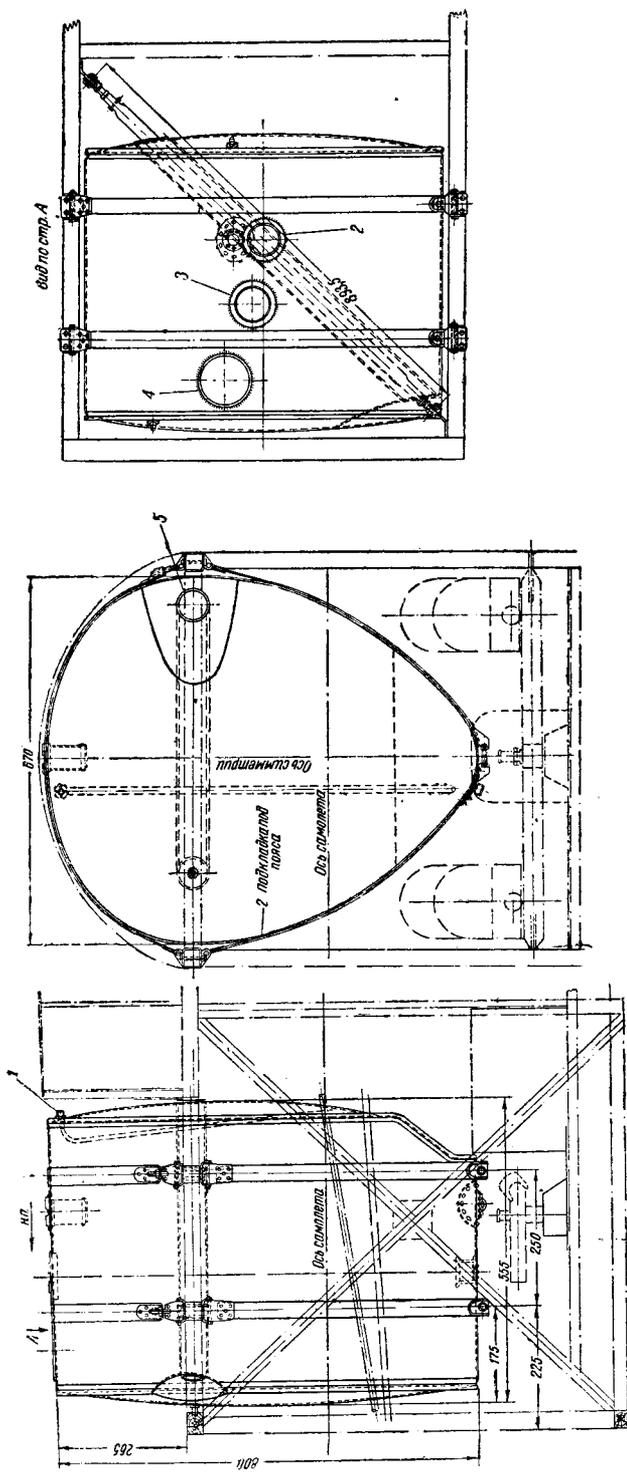


Рис. 114. Бак увеличенной емкости.
 1—штуцер заливного насоса; 2—отверстие для бензаномера; 3—отверстие для заливки горючего; 4—технологическое отверстие; 5—отверстие для диагонального подкоса.

ком, который одним концом укреплен под болт передней боковины бака, а другим—соединен с массой самолета. На шасси у правого колеса имеется штырь, соединенный металлическим канатиком с шасси. При заливке бензина в бак штырь обязательно втыкать в землю для отвода статического электричества. Невыполнение этого требования может вызвать появление искры и воспламенение бензина. При стоянке самолета также заземлять самолет штырем.

Бензобак увеличенной емкости конструктивно выполнен так же, как старый бак.

Увеличение емкости бака достигнуто за счет увеличения нижней части его, поэтому форма бака стала яйцевидной (рис. 114).

Крепление увеличенного бака такое же, как бака уменьшенной емкости. Разница заключается в длине нижних поясов, которые должны быть больше старых поясов.

Перекрывной бензиновый кран. Перекрывной кран (рис. 115 и 116) устанавливается в нижнем углу противопожарной перегородки на двух кронштейнах с левой стороны. Кран состоит из корпуса с двумя штуцерами для присоединения трубок, пробки 8, пружины 6 и двух крышек из латуни. Внутрь корпуса входит притертый золотник 5, который крепится рифленной гайкой 3 со штуцером, на который навертывается уплотнительная гайка. Для предупреждения течи из-под золотника со стороны тяги установлена прожиренная пробка 8.

Тяга управления бензокраном (рис. 116). Управление краном производится стальной трубчатой тягой с двумя рукоятками, установленными в кабинах. Тяга управления состоит из двух частей, соединенных шарнирно. Первая часть тяги 1 с рукоятками расположена горизонтально, вторая часть 2, соединяющаяся также шарнирно с золотником крана, расположена с наклоном вниз. Такая конструкция вызвана установкой проводки к триммерам.

Управление бензокраном. При положении рукояток вниз—кран открыт и горючее из бака поступает через бензофильтр к карбюратору и далее в мотор. При горизонтальном положении рукояток—кран закрыт, поступление топлива к мотору прекращено.

Бензиновый кран должен быть немедленно перекрыт во всех случаях опасности возникновения пожара, а также при вынужденной посадке.

Фильтр-отстойник. Для фильтрации горючего в нижней части противопожарной перегородки со стороны моторной установки укреплен на кронштейне (рис. 117) при помощи двух болтов фильтр-отстойник, состоящий из корпуса 7 со штуцерами 4, 5, двух сеток 3, пружины 2 и крышки—пробки на резьбе 1 с фибровой прокладкой 8. Горючее от перекрывного крана подводится к нижнему штуцеру 4, проходит через латунные сетки 3, где оно фильтруется от механических примесей; затем через верхний штуцер 5 очищенное горючее поступает в карбюратор.

Для того чтобы сетки плотно входили друг в друга, а также для устранения протекания бензина мимо сеток внутри корпуса поставлена стальная пружина 2, нижний конец которой упирается в бурт сетки, а верхний конец—в крышку корпуса отстойника.

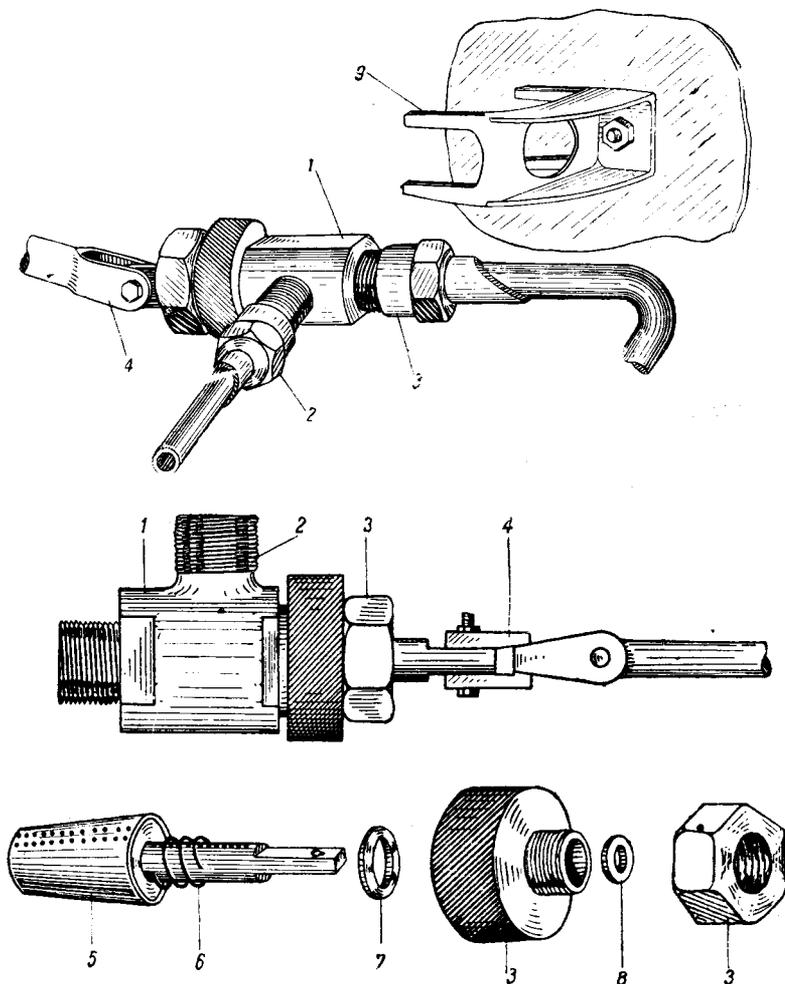


Рис. 115. Перекрывной бензиновый кран.

1—корпус; 2—пружина; 3—рифленая гайка; 4—тяга управления;
5—золотник; 6—уплотнительная пружина; 7—шайба; 8—пробковый сальник; 9—кронштейн.

В нижней части корпуса отстойника находится сливной кран 6 (рис. 117а).

Проводка бензосистемы с 1943 г. значительно упрощена: сливная бензотрубка с краном, идущая от фюзеляжного бензобака,

изъята; слив бензина и конденсата из бака производится через кран бензофильтра; сечение отверстия крана увеличено с 4 до 8 мм.

Удаление механических примесей, которые могут попасть в бензосистему, производится путем очистки сетки фильтра отстойника. Сетку следует вынимать для осмотра и промывки через каждые 15 часов эксплуатации самолета.

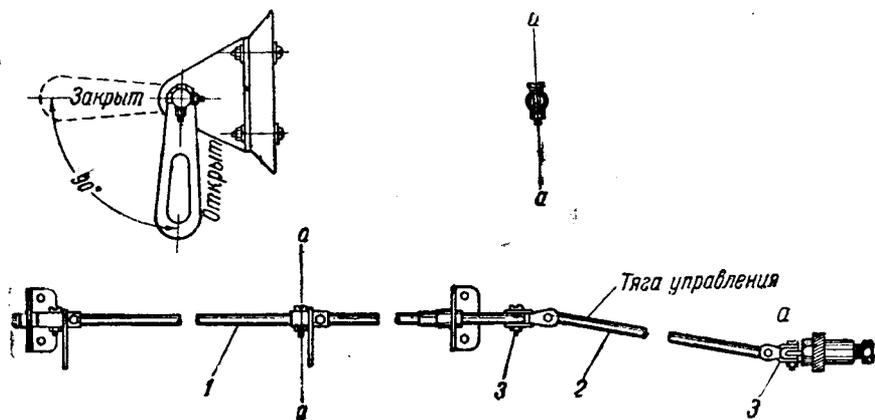


Рис. 116. Управление краном.

1—горизонтальная тяга (первая часть); 2—наклонная тяга (вторая часть); 3—шарнир.

Бензопроводка. Вся магистраль бензопровода можно разделить на три отдельных участка:

первый участок—от отстойника бака до перекрывного крана; второй—от перекрывного крана до бензинового фильтра-отстойника; третий—от бензинового фильтра до карбюратора.

Трубки бензопроводки изготовлены из красной меди сечением 10×8 мм.

На последнем участке для предотвращения возможных изломов из-за вибрации бензопровод изготовлен из петрофлекса (гибкий шланг).

Все соединения арматуры с трубками осуществляются с помощью нормальных ниппелей и накидных гаек-хомутиков. Для контроля все хомутики крепления бензосистемы пломбируются заводом.

Заливная система. Для запуска мотора на самолете установлена заливная система, состоящая из заливного шприца, укрепленного в кабине пилота, всасывающей трубки, идущей от бака к насосу, и заливной трубки, идущей от насоса к мотору. Трубки заливной системы изготовлены из красной меди сечением 3×2 мм и окрашены в светложелтый цвет.

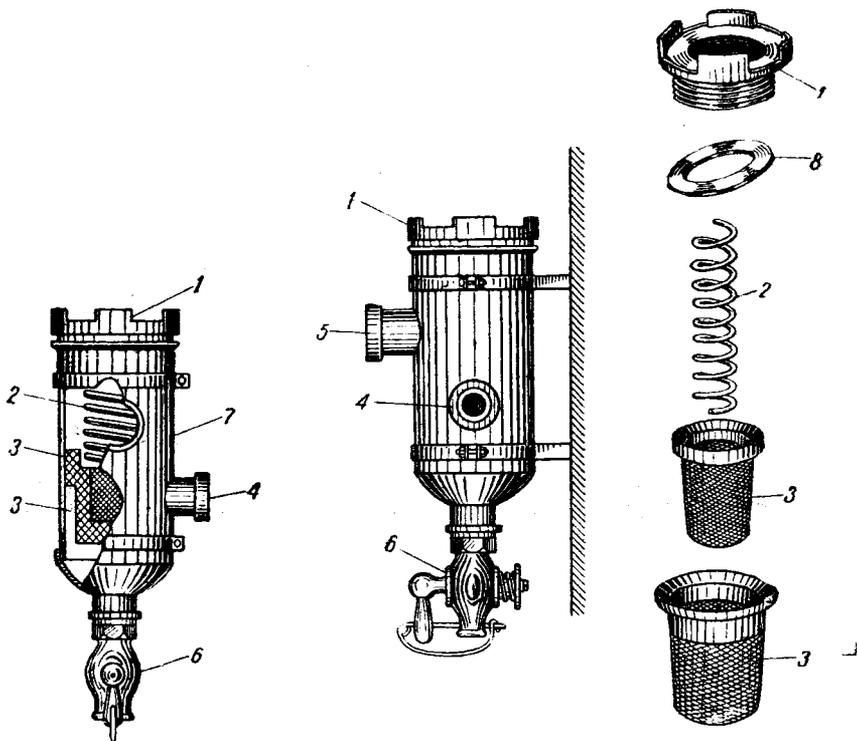


Рис. 117. Фильтр-отстойник.

1—крышка-пробка; 2—пружина; 3—фильтры—наружный и внутренний; 4—штуцер подвода бензина; 5—штуцер отвода бензина к карбюратору; 6—сливной кран; 7—корпус; 8—фибровая прокладка.

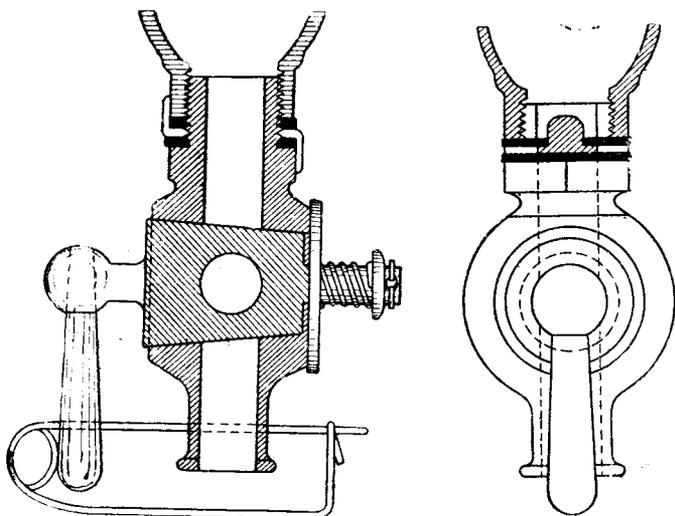


Рис. 117а. Сливной кран и его контровка.

Заливной шприц (рис. 118) установлен на приборной доске в кабине инструктора. В его головке 10 находится шариковый клапан с пружинкой и форсунка.

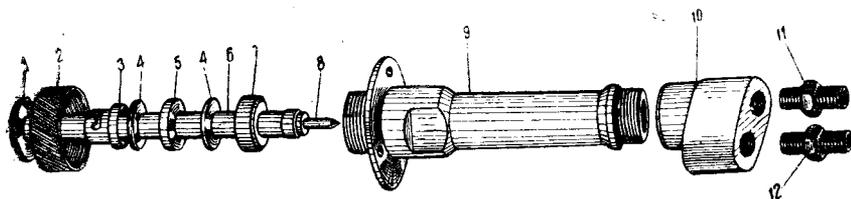


Рис. 118. Шприц.

1—пуговка; 2—накидная рифленая гайка; 3—конусное накидное кольцо; 4—бензостойкие прокладки; 5—конусное металлическое кольцо; 6—шток; 7—уплотнительное латунное кольцо; 8—запирающий наконечник с пружинкой; 9—корпус; 10—головка; 11—штуцер соединения бензопровода с бензобаком; 12—штуцер соединения с бензопроводом заливки мотора.

В головку на резьбе ввертывается корпус 9 шприца. С другой стороны корпуса имеется фланец для крепления шприца на приборной доске. В корпус вставляется шток 6, имеющий на одном конце отверстие для пружины с наконечником 8, запирающим всасывающий клапан в головке шприца. В гнездо вставляется упорное кольцо с двумя бензостойкими прокладками 4 из хлорвиниловой резины, между которыми проложено конусное металлическое кольцо 5.

Шток с установленными прокладками монтируется в корпусе и крепится накидной гайкой 2, которая одновременно через зажимное кольцо затягивает герметичное устройство штока.

На самолете По-2 с увеличенным бензобаком нужно следить, чтобы количество горючего в бензобаке всегда было не меньше 16—18 кг. В противном случае на взлете с полуопущенным хвостом может нарушиться нормальная подача горючего в карбюратор, так как уровень горючего в бензобаке окажется ниже уровня карбюратора.

Система маслопитания

В мотор масло подается посредством масляной помпы под давлением. Одни детали мотора смазываются под давлением, а другие—путем разбрызгивания. Масло поступает из бака через трубопровод в нагнетающую полость помпы и подается ко всем трущимся частям мотора. Откачивающая полость помпы гонит масло из мотора по трубопроводу и возвращает его обратно в масляный бак (рис. 119). Таким образом смазка мотора основана на принципе непрерывной циркуляции масла.

На обратном пути горячее масло используется для обогрева карбюратора.

Маслосистема состоит из масляного бака, перекрывного трехходового крана, фильтра, питающих и откачивающих трубок.

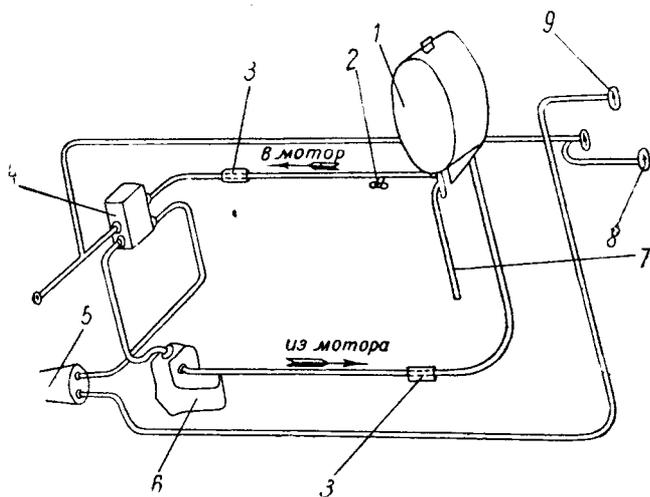


Рис. 119. Система маслопитания.

1—масляный бак; 2—пробка для слива масла из магистрали; 3—дюритовый соединительный шланг; 4—маслопомпа; 5—картер; 6—карбюратор; 7—трубка для слива масла из бака; 8—манометр давления масла; 9—термометр выходящего масла.

Масляный бак (рис. 120). Масляный бак установлен спереди противопожарной перегородки. Такое расположение бака вблизи мотора сокращает путь масла в мотор и обратно, что весьма существенно, так как масло обладает достаточно большой вязкостью и сокращение пути уменьшает сопротивление при циркуляции масла.

Расположение масляного бака вблизи мотора позволяет также использовать тепло работающего мотора для обогрева масла, что важно при низкой температуре в зимнее время.

Масляный бак—овальной формы, изготовлен из оцинкованного железа толщиной 0,5 мм; полная емкость бака 21,5 л (19,35 кг при удельном весе масла 0,900). Передняя часть бака уже задней.

Сверху на бак приклепана заливная горловина 1, внутрь которой вставлен цилиндрический сетчатый латунный фильтр. Горловина закрывается металлической пробкой, ввернутой на резьбе. К нижней части бака приклепан отстойник 10, изготовленный из оцинкованного железа, с фланцем для установки второго цилиндрического фильтра и трехходового масляного крана 9.

Внутри бака проходят две трубки. Одна соединена с откачивающей магистралью 4, вторая трубка 3, меньшего диаметра, сообщает полость бака с наружной атмосферой.

Для дополнительного сообщения с атмосферой в горловине

бака с задней стороны просверлено отверстие. Если бак не будет сообщаться с атмосферой, может произойти разрыв бака парами масла из-за большого давления, на которое бак не рассчитан.

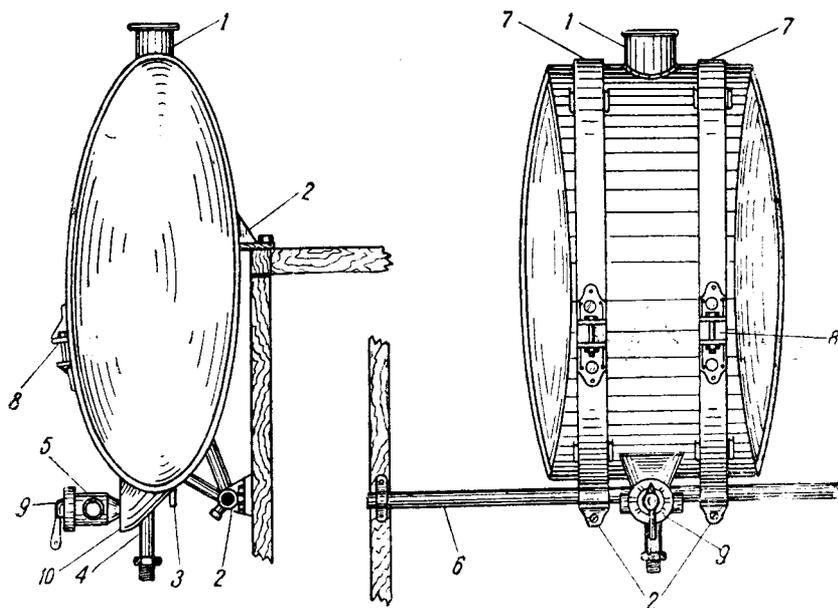


Рис. 120. Масляный бак.

1—заливная горловина с фильтром; 2—кронштейны крепления; 3—трубка сообщения с атмосферой; 4—обратная магистраль; 5—штуцер поступления масла в мотор; 6—стальная трубка; 7—пояса крепления; 8—стяжные болты; 9—перекрывной масляный кран; 10—отстойник.

В местах обхвата бака лентами с наружной стороны впаены зигованные пластинки, а с внутренней стороны для большей жесткости укреплены швеллеры. В баке все швы и заклепки пропаяны оловом.

В старых конструкциях масляных баков в стенку бака впаена труба для прохода гибкого валика привода к счетчику оборотов.

В связи с установкой на самолет По-2 бензинового бака увеличенной емкости проводка гибкого валика тахометра изменена; она проходит левее маслобака через отверстие в противопожарной перегородке. Крепление гибкого валика осуществлено стальными обжимками в двух местах: к передней и задней лентам бензобака; длина гибкого валика увеличена на 150 мм, что вызвано дополнительным изгибом вокруг маслобака.

Крепление бака. Крепление бака осуществлено в четырех точках двумя стальными лентами с отверстиями. Каждая лента состоит из двух частей. На концах лент приварены корбочки с отверстиями для стяжных болтов.

К лентам приварены также верхние и нижние кронштейны. Верхний кронштейн крепится к верхней распорке фюзеляжа од-

ним болтом. Нижний кронштейн обхватывает специальную поперечную трубу, прикрепленную к стойкам фюзеляжа.

Конструкция лент крепления масляного бака аналогична лентам бензобака.

Перекрывной кран (рис. 121). Перекрывной кран — трехходовой. Он изготовлен из дюралюминия с двумя боковыми и одним нижним штуцерами.

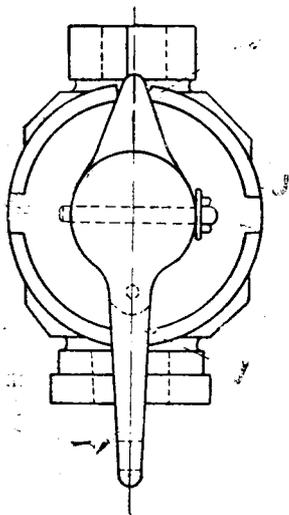


Рис. 121. Трехходовой пере-
крывной масляный кран.

Положения ручки: вертикально вниз — масло поступает в масляную помпу; вертикально вверх — масло сливается из бака; горизонтально — масло перекрыто.

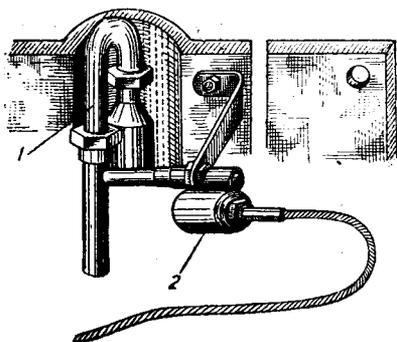


Рис. 122. Масляное реле.
1 — С-образная трубка мотора; 2 —
масляное реле.

Кран имеет ручку, соединенную при помощи болта с золотником. К ручке приклепана пружинка для фиксирования положения пробки крана. Для предотвращения отвертывания крышки крана поставлена контрольная стальная проволока. На крышке крана нанесены буквы «М», «З» и «С».

Если фиксатор указывает на букву «М», это значит, что бак открыт — масло поступает в масляную помпу; ручка направлена вниз.

Если фиксатор указывает на букву «З», это значит, что бак закрыт — ручка направлена горизонтально.

При верхнем положении ручки фиксатор находится против буквы «С», и масло сливается из бака.

Амортизация. Под верхние кронштейны крепления масляного бака для уменьшения вибрации поставлены две резиновые прокладки. Под нижние кронштейны (хомуты) поставлены резиновые кольца.

Маслопроводка. Маслопроводка выполнена из стальных

труб сечением 18×16 мм и 12×10 мм, соединенных со штуцерами дюритовыми трубками. Штуцеры соединены с дюритами при помощи хомутиков. Для контроля завод-поставщик все хомуты маслопроводки пломбирует.

В нагнетающем маслопроводе сечением 18×16 мм имеется отверстие с резьбой, закрываемое пробкой (рис. 119, 2). Через это отверстие производится продувка нагнетающей системы маслопроводки и дополнительный слив масла из магистрали. Все масляные магистрали окрашены в коричневый цвет.

Масло поступает из бака в мотор, проходя через фильтр в нижней части масляного бака, а также через фильтр масляной помпы, тем самым очищаясь от механических частей, грязи и пыли.

Для определения величины давления, под которым масло поступает в мотор, в кабинах поставлены масляные манометры. Подвод масла в трубку манометра производится из масляного реле, укрепленного под болтом правой площадки магнето (рис. 122).

Для определения температуры масла устанавливается масляный термометр, приемник которого смонтирован в маслоотстойнике.

Заполнять масляный бак полностью до горловины не рекомендуется, так как при высокой температуре объем масла увеличивается, что может привести к выбрасыванию масла через атмосферную трубку и даже к разрыву бака.

Практика эксплуатации показала, что масло следует заливать на $\frac{3}{4}$ объема—до уровня верхнего кронштейна крепления внутренних трубок маслобака.

Контрольные вопросы

1. На каком принципе основано на самолете По-2 питание мотора горючим и смазочным?
2. Какова емкость масляного и бензинового баков?
3. Как крепятся масляный и бензиновый баки?
4. Как происходит сообщение масляного и бензинового баков с атмосферой?
5. В чем разница между старой и новой масло-бензосистемами?
6. Какие из кранов в бензиновой и масляной проводках открыты и закрыты, если их ручки поставлены горизонтально?
7. В каких местах и как производится фильтрация масла и бензина?
8. Из какого материала изготовлены трубки масло-бензосистем?
9. Как устроены масляный и бензиновый перекрывные краны?
10. Почему нельзя заправлять масляный бак полностью?

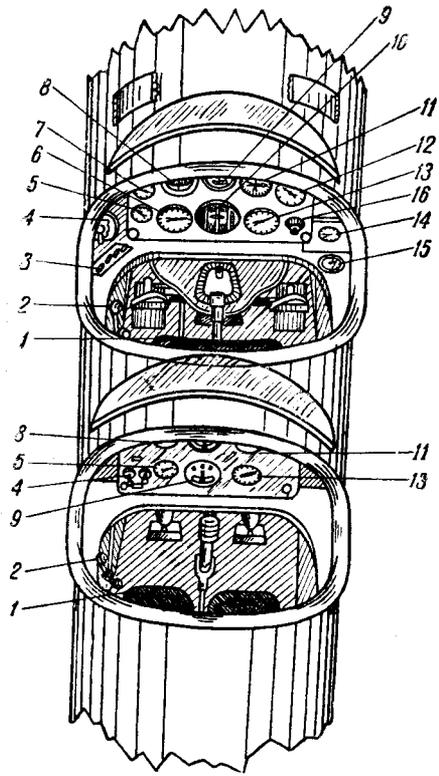
ГЛАВА 10

ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Самолет имеет аэронавигационное оборудование, приборы контроля работы мотора, вспомогательное и электрооборудование (рис. 123—127).

Рис. 123. Общий вид кабин.

1—сиденья; 2—секторы; 3—блок выключения; 4—переключатели ПОМ-3 (в задней кабине тумблера); 5—масляный манометр; 6—указатель скорости; 7—масляный термометр; 8—компас КИ-10; 9—указатели поворота и скольжения; 10—авиагоризонт; 11—высотометр, 12—бензиномер; 13—вариометры; 14—термометр температуры рабочей смеси; 15—вольтметр; 16—насос бензиномера.



Аэронавигационное и моторное оборудование

На приборных досках первой и второй кабин смонтированы следующие приборы (табл. 1).

Таблица 1

Наименование прибора	Количество	
	на доске инструктора	на доске ученика
Указатель поворота	1	—
Авиагоризонт	1	—
Указатель скорости	1	1
Компас КИ-10	1	1
Высотометр двухстрелочный	1	1
Вариометр	1	—
Часы АЧО	—	1
Бензиномер	1	—
Насос бензиномера	1	—
Манометр масла	1	—
Термометр масла	1	—
Термометр подогрева	1	—
Заливной насос	1	—
Переключатель магнето ПОМ-3	1	—
Тумблер трехборный	1	—
Выключатели зажигания из 2-й кабины	—	2

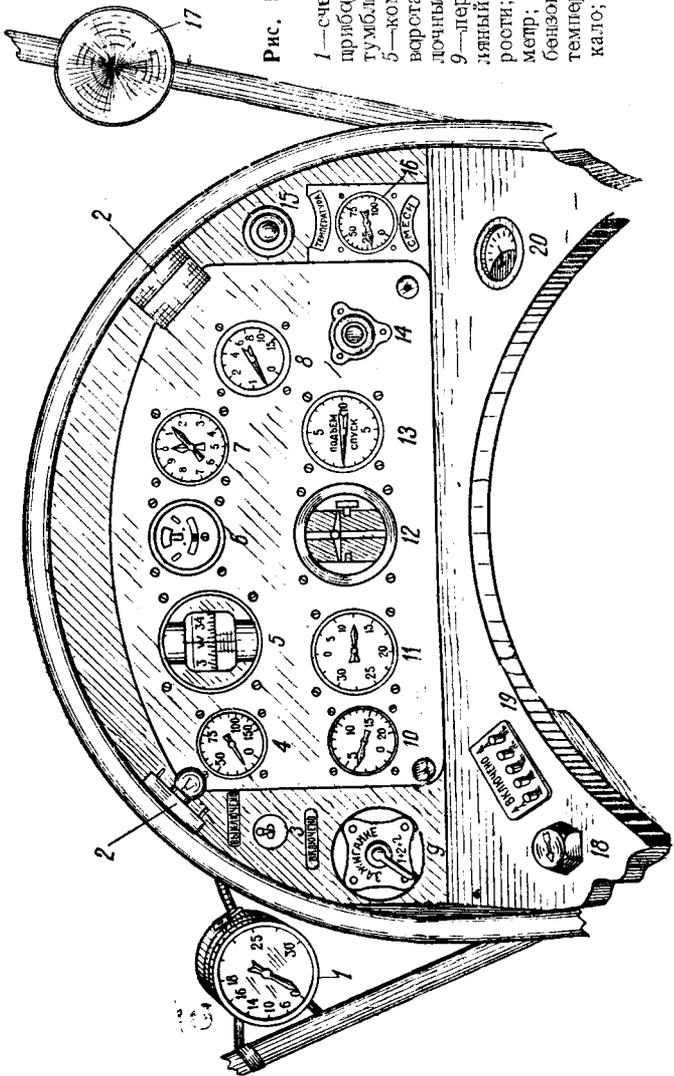


Рис. 124. Приборная доска передней кабины с авиагоризонтом.

- 1—счетчик оборотов; 2—освещение приборной доски; 3—контрольный тумблер; 4—масляный термометр; 5—компас КИ-10; 6—указатель порота и скольжения; 7—двухстрелочный высотомер; 8—бензинометр; 9—переключатель ПОМ-3; 10—масляный манометр; 11—указатель скорости; 12—авиагоризонт; 13—варнометр; 14—насос бензиномера; 15—бензонасос для заливки мотора; 16—температура рабочей смеси; 17—зеркало; 18—реостат; 19—блок выключения; 20—амперметр.

Тахометр установлен на левой передней стойке кабана центроплана.

Каждая приборная доска выполнена из двух основных частей: фанерной панели, наглухо соединенной с фюзеляжем, и съемного цоколя, установленного на четырех болтах с амортизацией типа

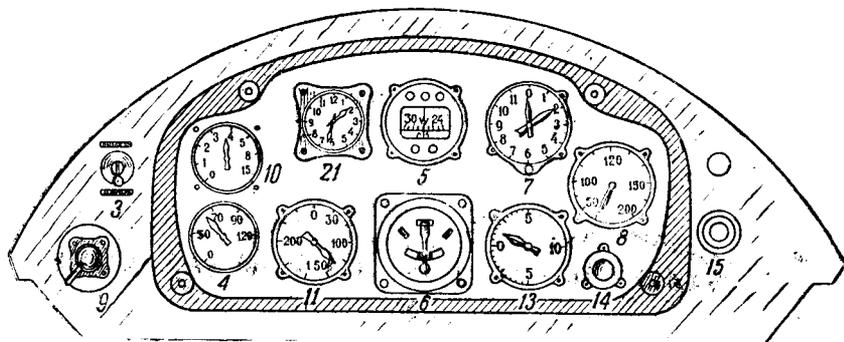


Рис. 125. Приборная доска без авиагоризонта.

3—контрольный тумблер; 4—масляный термометр; 5—компас; 6—указатель поворота; 7—двухстрелочный высотомер; 8—бензинумер; 10—масляный манометр; 11—указатель скорости; 13—вариометр; 14—насос бензиномера; 15—бензонасос для заливки мотора; 21—часы.

Лорд. В панели приборной доски сделан вырез для проводки приборов. Крепление приборов осуществляется при помощи стандартных колец. Каждое кольцо прикрепляется с обратной стороны доски четырьмя винтами.

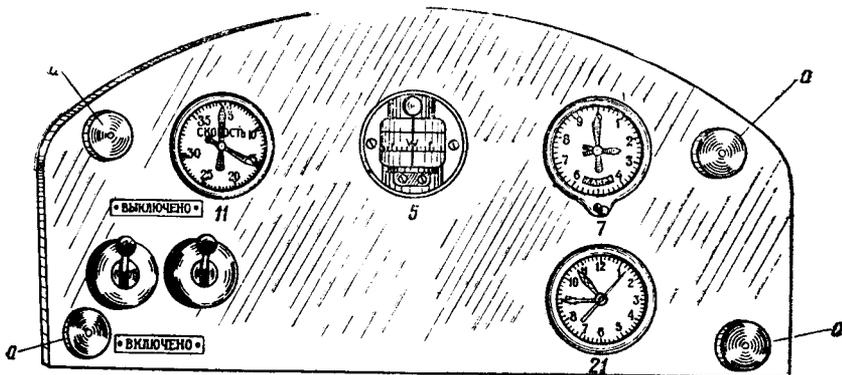


Рис. 126. Приборная доска в задней кабине самолета По-2ВС.

5—компас; 7—двухстрелочный высотомер; 11—указатель скорости; 21—часы; а—амортизаторы приборной доски.

Приборы размещены на приборных досках на таком расстоянии от глаз инструктора и ученика, которое создает наилучшие условия наблюдения за ними. На рисунках 124—127 показаны приборные доски первой и второй кабин.

Приемник Пито к указателю скорости. Приемник крепится на специальном кронштейне, установленном на правой стойке крыла (рис. 32а); в новых сериях он крепится ниже.

Малая трубка Вентури. Малая трубка Вентури предназначена для указателя поворота и служит приемной частью его. Она устанавливается на наружной стороне правого борта фюзеляжа.

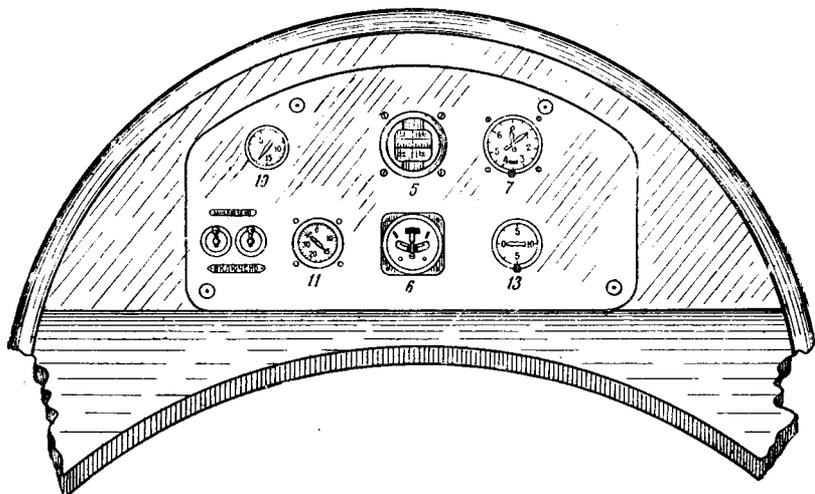


Рис. 127. Приборная доска с заменой приборов доски самолета По-2ВС с приборами для учебного самолета.

5—компас; 6—указатель поворота; 7—высотомер; 10—масляный манометр; 11—указатель скорости; 13—варнометр.

Большие трубки Вентури. Эти трубки установлены с правой и левой сторон фюзеляжа и служат приемником для авиагоризонта АГ-1. Трубок установлено две для того, чтобы создать большой вакуум в авиагоризонте (80—100 мм рт. ст.).

Вспомогательное оборудование

Вспомогательное оборудование (рис. 128) состоит из привязных ремней инструктора и ученика, переговорного аппарата, аптечки, инструментальной сумки, чехлов самолета.

Привязные ремни. Ремни применяются стандартного типа. Они прикрепляются в передней кабине к сиденью пилота (рис. 129). В задней кабине ремни крепятся тросом к полу и к фюзеляжу и позволяют ученику, не снимая ремней, стоять в кабине, что необходимо, особенно при обучении стрельбе из заднего пулемета.

Переговорный аппарат (рис. 128). На правой боковине фюзеляжа в первой и второй кабинах установлен переговорный аппарат 1, позволяющий инструктору давать указания ученику в воздухе и на земле. Переговорный аппарат состоит из рези-

новых шлангов, укрепленных на соединительных трубках. На концах шлангов укреплены два рупора и две резиновые воздушные подушки.

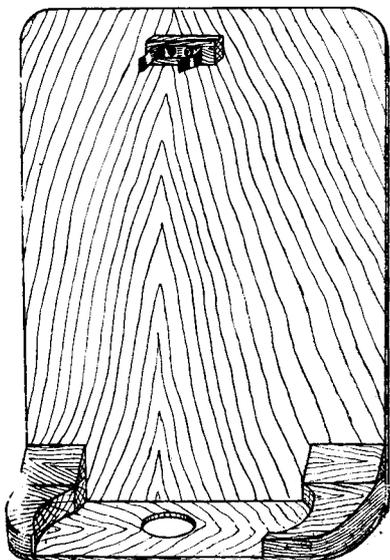
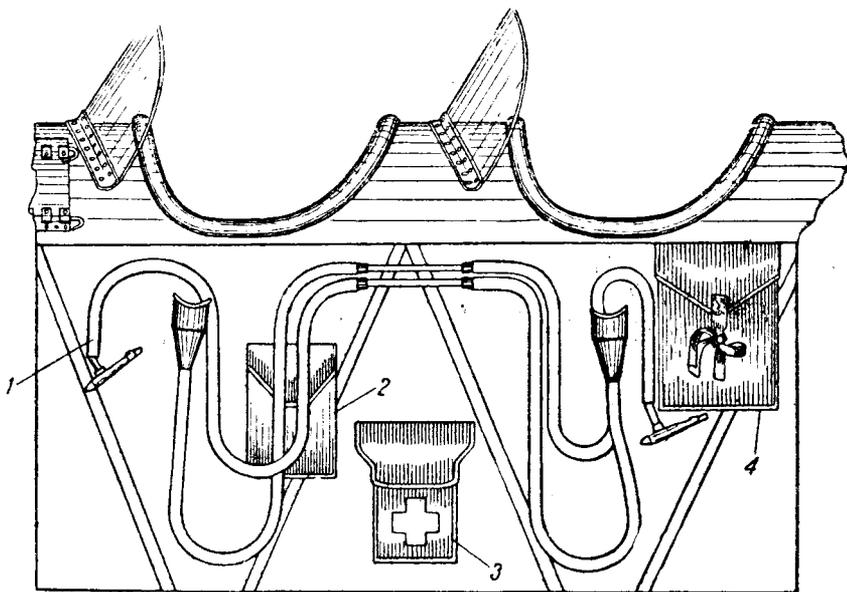


Рис. 128. Вспомогательное оборудование.

1—переговорный аппарат; 2—сумка для формуляров; 3—малая медицинская аптечка; 4—инструментальная сумка. Слева изображен держатель противогаса.

Бортовая аптечка (рис. 128). Аптечка 3 сшита из брезента и укреплена на правом борту фюзеляжа.

Инструментальная сумка и сумка для формуляров (рис. 128). Эти сумки сшиты из брезента и смонти-

рованы на правой боковине фюзеляжа. Для крепления противогазов (рис. 128) на правой стороне в кабине инструктора и на

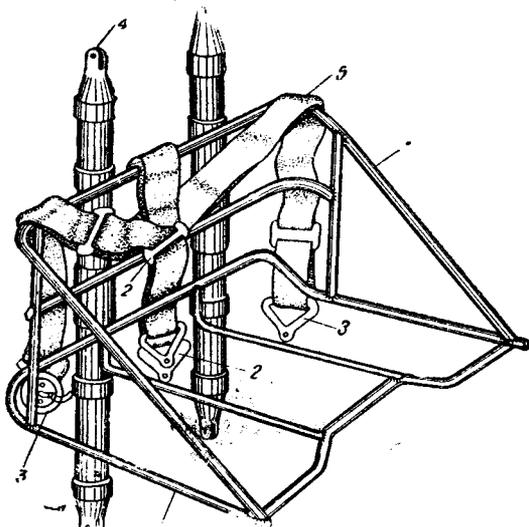


Рис. 129. Привязные ремни на самолете По-2.
1—сиденье (корзинка); 2, 3—замки; 4—направляющие; 5—ремни.

левой стороне в кабине ученика смонтированы специальные держатели.

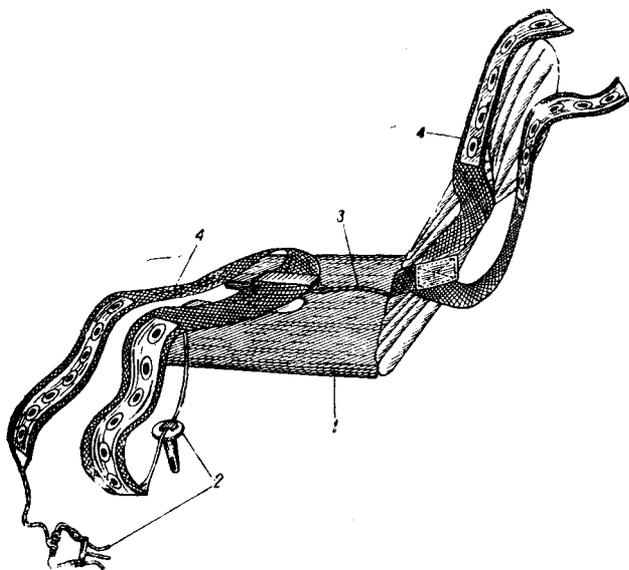


Рис. 130. Привязные ремни на самолете По-2ВС.
1—сиденье; 2—замок; 3—прос; 4—ремни.

Чехлы самолета (рис. 131). Для защиты на стоянке от пыли, дождя и солнечных лучей моторная установка, винт, кабины, колеса, трубки Пито и Вентури закрываются чехлами, сшитыми из брезента или парусины.

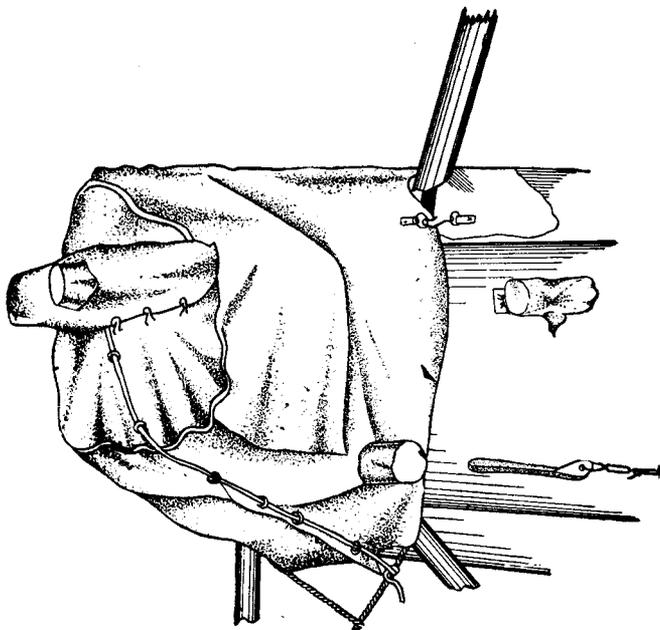


Рис. 131. Чехлы самолета.

Во избежание выпуска самолета в полет с неснятыми чехлами с трубок Пито и Вентури на эти чехлы нашиты треугольные красные ленты (флажки).

В зимних условиях на масляный бак надевается специальный теплый чехол, сшитый из серого сукна с подкладкой на вате. Теплый чехол надевается и на моторную установку при стоянке для сохранения мотора в теплом состоянии.

Сиденья (рис. 132, 133). Сиденья передней и задней ка-

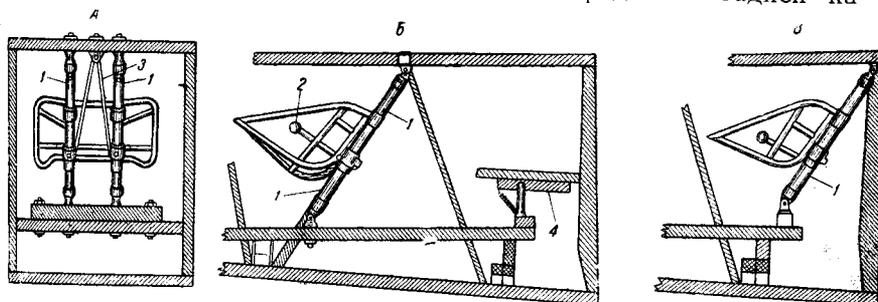


Рис. 132. Схема расположения сидений.

1—направляющие трубы; 2—рычаг подъема; 3—шнуровой амортизатор; 4—подъемник сидений. а—сиденье 1-й кабины; б—сиденье задней кабины самолета По-2ВС; в—сиденье задней кабины в учебном самолете.

бин состоят из каркаса, направляющих труб и мягких спинок. Каркас в виде корзинки изготовлен из гнутых сваренных между собой стальных труб. Две направляющие дюралевые трубы установлены в вертикальной плоскости с небольшим наклоном назад.

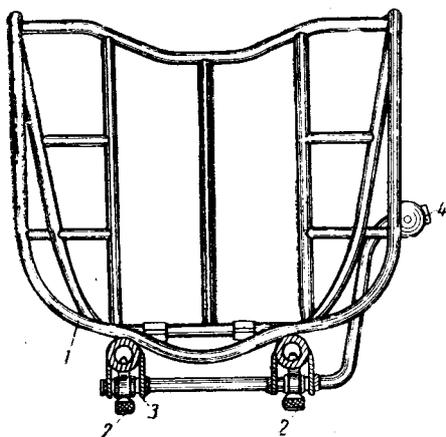


Рис. 133. Каркас сидений.

1—сиденье (корзинка); 2—стопор замка сидений; 3—кронштейн крепления рычага замка; 4—рычаг подъема.

Каждое сиденье можно регулировать по росту летчика при помощи специального приспособления. На сиденье кладется подушка, обшитая гранитолем.

Для облегчения поднимания сидений к ним подвешены шнуровые амортизаторы длиной по 600 мм. Шнуры перекинута на роликах, укрепленных на нижних сторонах верхних распорок фюзеляжа. Кулоны амортизаторов присоединяются к муфтам, стопорящим сиденья на трубах. В нижней части спинки приварены направляющие кронштейны, на которых смонтированы замки, стопорящие сиденье на желаемой высоте путем поворота

рукоятки с шариком. Стопорные замки состоят из стальных круглых стопоров, стаканчиков, крышек и пружин.

При повороте рукоятки вверх рычажки, закрепленные на оси, оттягивают стопор, и сиденье свободно передвигается вверх под действием амортизатора. Для опускания сиденья вниз нужно преодолеть силу амортизатора. При опускании рукоятки стопор под действием пружины возвращается в первоначальное положение и тем самым на нужной высоте закрепляет сиденье.

В самолетах По-2ВС сиденье задней кабины при повороте рычага может откидываться назад, создавая удобство для работы штурману.

Электрооборудование

Электрооборудование самолета По-2 (рис. 134) используется главным образом при ночных полетах. В дневном полете электрооборудование может быть использовано для обогрева трубки Пито и часов, при этом аккумуляторная батарея должна быть включена в бортовую сеть.

Электрооборудование самолета По-2 выполняет следующее назначение:

- 1) питает аэронавигационные огни (АНО),
- 2) освещает приборы и пилотские кабины,
- 3) освещает место посадки,
- 4) подает сигналы,
- 5) обогревает трубку Пито и часы.

Электрооборудование самолета состоит из лампочек освещения, посадочной фары, аэронавигационных огней, а также подогрева часов и трубки Пито и блока выключателей. Все детали электрооборудования соединены между собой электропроводом марки ЛПРГС.

Электрооборудование рассчитано на напряжение в 24 в от аккумулятора «12А/10» на 10 а-ч.

Полное количество электроэнергии, потребное для электрооборудования самолета, 256 вт, из них на долю длительного напряжения падает 136 вт и кратковременного 120 вт.

Фара включается на время не больше 5 минут при рулении до взлета, для освещения посадочной полосы и для руления после посадки. Фара дает возможность с высоты 50 м осветить и определить пригодность площадки для посадки.

Потребители разбиты на две независимые друг от друга ветви с собственными предохранителями.

Таблица 2

Потребители электроэнергии

№ п/п.	Потребители электроэнергии	Количество	Потребная мощность, вт	Примечание
1	Освещение кабин	3	15	Мощность фары кратковременная — не более 5 минут
2	Освещение компаса	2	6	
3	Бортовые огни АНО	4	40	
4	Хвостовой огонь	1	10	
5	Фара посадочная	1	100	
6	Лампа переносная	1	10	
7	Лампа освещения карт	2	10	
8	Обогрев трубки Пито (Босса)	1	40	
9	Обогрев часов АЧО	1	10	
	Итого	16	241	

Управление огнями

В первой кабине на палубе, слева, помещен блок выключателей с трафареткой, на которой имеются надписи: 1—Фара. 2—АНО нижнее. 3—АНО верхнее. 4—Пито—часы. 5—Код верхний и нижний. Пользоваться выключателями — в зависимости от потребностей: можно пользоваться по очереди или сразу всеми; при

этом необходимо помнить об экономном расходовании электроэнергии аккумулятора.

При кодировании верхними или нижними огнями необходимо пользоваться переключателем «Код». Переключатели с индексами АНО верхнее и АНО нижнее при этом должны быть выключены.

При освещении кабин необходимо пользоваться реостатом, регулирующим силу света.

Лампы освещения карт находятся под палубами первой и второй кабин.

Энергии от аккумулятора в 10 а·ч вполне достаточно для двухчасового полета в ночное время.

Вес всего электрооборудования самолета 20 кг.

Все электрооборудование располагается в фюзеляже, крыльях, центроплане и руле направления (рис. 56). Для осмотра и ремонта электрооборудования в соответствующих местах установлены лючки и смотровые окна.

Размещение электрооборудования. В фюзеляже установлена в контейнере (металлический ящик, в старых конструкциях—деревянный, обшитый сукном) аккумуляторная батарея, укрепленная к полу первой кабины между ножным и ручным управлениями (рис. 135).

На рамном шлангоуте укреплен выключатель аккумуляторной батареи, рядом с ним находится блок защиты. На горизонтальной жесткости с правой стороны установлен вольтметр.

Кабинные лампочки установлены сверху с двух сторон. К междукабинной распорке укреплена штепсельная розетка для включения переносной лампы, которая вместе с 6-метровым шнуром хранится в специальной сумке. На конце верхних крыльев сверху и снизу монтируются лампочки АНО.

Спираль для обогрева трубки Пито расположена в приемнике. На ободу руля направления на специальном кронштейне установлена хвостовая лампочка АНО.

Фара и ее установка (рис. 136). Фара типа ФЗС-155 установлена под левым нижним крылом на переднем лонжероне между 8-й и 9-й нервюрами, под углом 8° влево от продольной оси самолета.

Блок выключателей. Блок состоит из 4 выключателей и 1 переключателя. Блок используется совместно с реостатом

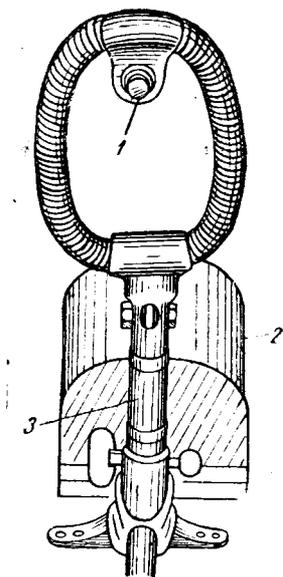


Рис. 135. Схема расположения аккумулятора. 1—кнопка кода; 2—контейнер; 3—ручка управления (в новых сериях кнопка кода 1 перенесена левее).

для включения фары, обогрева трубки Пито и часов и включения верхних и нижних лампочек АНО.

Вольтметр. Вольтметр служит для определения напряжения батареи.

Аэронавигационные огни. На верхних крыльях справа расположены два зеленых аэронавигационных огня, слева—два красных.

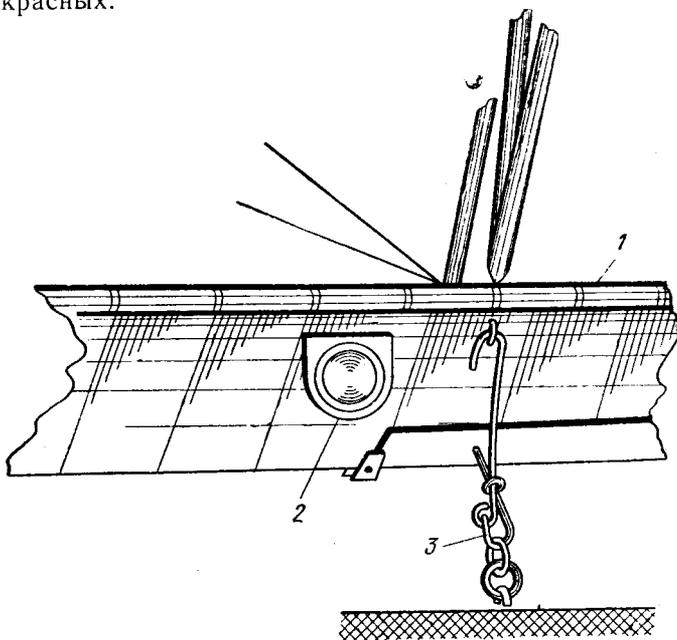


Рис. 136. Установка фары.

1—нижнее крыло; 2—фара; 3—причал.

На руле поворота расположен хвостовой белый огонь.

Огни, расположенные на нижней поверхности крыльев, позволяют заметить летящий самолет и держаться определенной дистанции и, кроме того, используются для сигналов (кодом) путем миганий. Мигания производятся по ключу.

Верхние огни служат для предупреждения столкновения при посадке.

Переключатель дает возможность включать отдельно верхние или нижние огни.

Кабинные лампы. Лампы установлены в передней и задней кабинах для освещения приборной доски. Они имеют створки для регулировки освещения.

Переносная лампа. Переносная лампа с 6-метровым шнуром служит для освещения самолета при осмотре, а также как дополнительное освещение, устанавливаемое во время полета.

Для включения переносной лампы имеется штепсельная розетка.

Возможные повреждения и способы их устранения

№ п.п.	Место неисправн.	Возможные повреждения	Способы устранения
1	Аккумулятор	При включении аккумулятора вольтметр не дает показаний	Проверить зажимы и проводку от вольтметра к выключателю и от выключателя на клеммы аккумулятора. Если после осмотра вольтметр не дает показаний, проверить его годность и убедиться, заряжен ли аккумулятор.
2	Лампы	При включении аккумулятора вольтметр дает показания, а лампы при включении выключателя на блоке не светятся	Проверить предохранители, расположенные на борту, около выключателя аккумулятора. В случае отсутствия волоска внутри трубки предохранителя—поставить новый предохранитель.
3	Лампы	При включении выключателя лампы мигают прерывисто	Плохой контакт — проверить контакты и проводку
4	Лампы	Лампы не светятся	Проверить лампы.
5	АНО	Вольтметр дает показания, а лампы АНО не светятся	Проверить предохранители. При исправных предохранителях проверить лампы АНО на перегорание. При исправных предохранителях и лампах проверить надежность контактов в выключателе и кнопке.
6	Фара	При включении выключателя на блоке фара не светится	Проверить предохранитель и лампу в фаре. При исправности лампы и предохранителя проверить контакты в выключателе и клеммной коробке.

При устранении дефектов, когда тот или иной участок не работает, необходима тщательная проверка всех соединений жгутов, а также проверка на обрыв каждого проводника в жгуте с помощью контрольной лампы с контролем маркировки концов.

Категорически воспрещается производить замену аккумулятора при включенных потребителях, а также проверять аккумулятор замыканием «на искру».

Подготовка к ночному полету

Перед каждым ночным полетом необходимо электрооборудование тщательно осмотреть и проверить исправность сети и электрических приборов при помощи 24-вольтовой лампы накалива-

ния, приключаемой к клеммам проверяемого участка. При этом проверяются:

- 1) надежность укрепляемых деталей;
- 2) надежность всех контактов;
- 3) исправность и чистота ламп, защитных стекол и фильтров;
- 4) крепление и электрическая целость проводов;
- 5) с особым вниманием — места перехода электропроводки с плоскостей на фюзеляж, с руля направления на фюзеляж у клеммных коробок, а также места заделок проводов у аккумулятора;
- 6) исправность зажимов проводов.

Всякая неисправность в сети и деталях электрооборудования перед полетом должна быть немедленно устранена.

Контрольные вопросы

1. Из каких деталей состоит оборудование самолета?
2. Какие приборы смонтированы на доске инструктора и ученика?
3. Каково назначение трубок Пито и Вентури?
4. Из каких деталей состоит вспомогательное оборудование?
5. Из каких деталей состоит сиденье кабин?
6. Для каких целей используется электрооборудование на самолете По-2?
7. Назовите общую потребляемую мощность электроэнергии?
8. Каково назначение деталей электрооборудования?
9. Какие детали электрооборудования размещены в фюзеляже?
10. Какие детали электрооборудования размещены в центроплане и руле направления?
11. Каким способом происходит управление огнями?
12. Почему красный огонь обозначается по левому борту самолета?
13. Как происходит проверка действия электрооборудования?
14. В чем заключается подготовка электрооборудования к ночным полетам?

ЧАСТЬ ВТОРАЯ

РАЗБОРКА, СБОРКА И РЕГУЛИРОВКА

ГЛАВА II

РАЗБОРКА И СБОРКА САМОЛЕТА

Разборка самолета

Разборка самолета бывает полная, неполная и частичная.

Самолет разбирается полностью при капитальном ремонте, при выработке ресурса, а в школьных условиях—с учебной целью для лучшего изучения конструкции. При полной разборке снимаются: мотор, коробка крыльев, центроплан, хвостовое оперение и шасси.

Неполная разборка самолета осуществляется при транспортировке для уменьшения габаритных размеров, а также для хранения и с учебной целью.

Частично самолет разбирается при ремонте или замене отдельных частей, а также с учебной целью.

Разборка самолета производится в ангарных и в полевых условиях. До начала разборки необходимо подготовить и разложить инструмент, поднести стремянки, козелки. Необходимый инструмент показан на рис. 137 и 138.

Правила разборки. При разборке инструмент следует использовать только по прямому назначению; пользоваться инструментом не по назначению не рекомендуется, так как это приводит к преждевременному износу как деталей самолета, так и инструмента.

Разводным ключом можно пользоваться только при отсутствии гаечных ключей под требуемый размер гайки. Завертывать и отворачивать гайки лучше всего гаечным ключом.

Плоскогубцы и круглогубцы надо применять только для контровки и вытаскивания шплинтов. Употреблять плоскогубцы для завертывания гаек не следует, так как это приводит к их порче.

Кусачками рекомендуется пользоваться только для откусывания мягкой контровой проволоки.

Отвертку следует употреблять только для отвинчивания шурупов и болтов с круглыми головками; запрещается пользоваться отверткой, как рычагом для вытаскивания какой-либо детали. Молотками следует пользоваться, сообразуясь с их весом.

Весь инструмент надо содержать всегда в чистом и исправном состоянии, раскладывать его на рабочем месте необходимо на фанерном щите, столике или инструментальной сумке в порядке, ко-

торый позволяет быстро взять необходимый инструмент и исключает возможность его повреждения и загрязнения.

Самолет разбирается в строгой последовательности. Особое внимание обращается на то, чтобы самолет при разборке не мог свалиться на мотор или крыло.

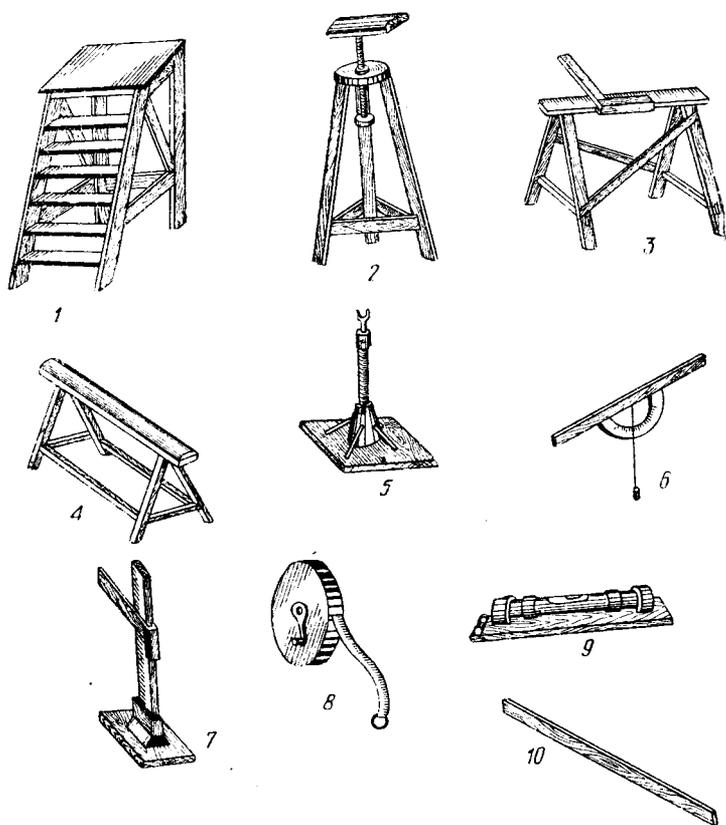


Рис. 137. Инструмент для разборки, сборки и регулировки.

1—стремянка; 2—козелок подъема; 3—козелок с угольником для проверки отклонения элеронов; 4—подставка (применяется при разборке шасси); 5—подъемник; 6—линейка-транспортир для регулировки; 7—линейка для измерения отклонения рулей; 8—рулетка для замера длины; 9—уровень; 10—линейка.

Снятые с самолета детали отмечают бирками или укладываются в определенное место с тем, чтобы снятые гайка, болт и деталь при сборке оказались на своем старом месте.

После разборки каждую деталь тщательно очищают от грязи и смазки и осматривают, пользуясь при необходимости лупой. Металлические детали при долгом хранении после разборки должны быть смазаны техническим вазелином.

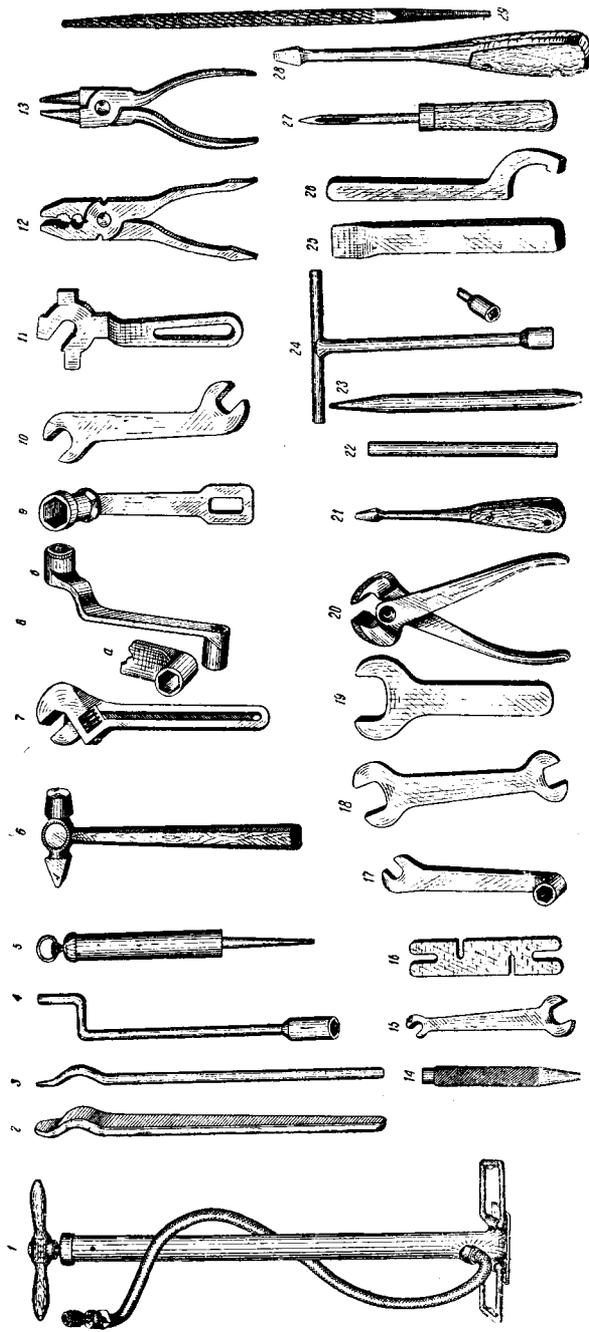


Рис. 138. Набор инструментальной сумки самолета По-2.

1—воздушный насос для накачивания пневматиков; 2, 3—лопатки для монтажа и демонтажа пневматиков; 4—гаечный торцевой ключ 11×11 мм, односторонний (одновременно применяется для пробок жиклеров карбюратора); 5—шпатель для промывки и смазки узлов, а также для заливки смеси № 3; 6—молоток; 7—шведский разводной ключ № 3; 8—свечной двусторонний ключ; а—для корпуса свечи, б—для сердечника свечи; 9—Г-образный карданный односторонний торцевой ключ; 10—двусторонний плоский ключ 24×22 мм матчиастральный; 11—ключ для вкрутки масляного

и бензинового баков; 12—пассатижи; 13—круглогубцы; 14—кран для раскерновки гаек; 15—двусторонний плоский ключ 7×11 мм, 16—плоский ленточный ключ для лент-расчалок; 17—двусторонний плоский Г-образный ключ 9×9 мм; 18—двусторонний плоский ключ 14×22 мм; 19—односторонний плоский ключ; 20—кусачки; 21—малая отвертка; 22—медная выколотка; 23—бородок; 24—торцевой ключ; 25—зубило; 26—С-образный ключ; 27—шило для заплетки тросов; 28—средняя отвертка; 29—круглый напильник.

- Наиболее рационален следующий порядок разборки:

1. Слить масло из мотора и бака и слить бензин из карбюратора и бензобака.
2. Снять винт.
3. Снять мотор.
4. Разобрать крылья.
5. Разобрать центроплан.
6. Разобрать хвостовое оперение.
7. Снять шасси.

Съемка винта. 1. Расконтрить, отвернуть и снять гайку винта.

2. Снять специальным съемником винт с мотора.
3. Смазать втулку винта и вал мотора вазелином и обернуть вал мотора промасленной бумагой.

Подготовка к съемке мотора. 1. Отсоединить от рабочих магнето провод первичной цепи и провод пускового магнето.

2. Отсоединить проводник, соединяющий переключатель с массой мотора. На проводники зажигания, чтобы облегчить монтаж в дальнейшем, повесить алюминиевые пластинки с маркировкой.

3. Отсоединить тяги высотного корректора и дроссельной заслонки от карбюратора и тяги от воздушного подогрева.

4. Отсоединить трубки манометра масла, приемника термометра подогрева рабочей смеси и приемника температуры масла.

5. Отсоединить конец гибкого валика демультипликатора.

6. Снять карбюратор. Для этого отсоединить от карбюратора бензопроводку, трубопроводы, отводящие и подводящие горячее к карбюратору.

7. Закрыть масляные штуцеры помпы, карбюратора, масло-сборника и штуцер масломанометра деревянными пробками.

8. Отвернуть шесть гаек крепления карбюратора к центральной части мотора.

Съемка мотора. 1. Расшплинтовать все шесть гаек крепления мотора и отпустить их на несколько витков.

2. Подкатить самолет к таям (если имеется передвижной кран или подвижные тали, то при съемке мотора нужно подкатить не самолет, а кран или тали; то же делать и при установке мотора на самолет). Снять мотор можно также вручную, для чего требуются минимум четыре человека.

3. Пропустить крючки троса талей к двум ушковым болтам для подвески, укрепленным в верхней части мотора.

4. Выбрать слабины троса. Поставить самолет в линию горизонтального полета, для чего поднять хвост и поставить его усиленной распоркой хвостовой части на козлочки или подставку. Надежно привязать хвост или поддерживать его.

5. Отвернуть все гайки крепления мотора к подмоторному кольцу, снять болты и тяги цилиндров. В последнюю очередь снять две верхних и одну нижнюю гайки.

6. Осторожно снять мотор с моторного кольца. Следить за

тем, чтобы не повредить о кольцо моторной рамы детали и агрегаты, установленные на задней крышке мотора.

7. Снять мотор с самолета, поставить его носком вверх на пирамиду или на специальную тумбу-станок для разборки и последующей сборки.

Необходимо отметить, что 5 человекам нетрудно снять мотор на руках и без талей; при этом один человек должен поднять самолет за хвост и поставить в линию горизонтального полета, придерживая хвост во избежание капотажа, а остальные четыре снимают мотор.

Съемка верхних крыльев. Съемку верхних крыльев можно начинать с любого крыла. При съемке следует соблюдать следующий порядок:

1. Разъединить тросы элеронов в центроплане. Предварительно обязательно закрепить свободные концы тросов управления элеронами во избежание ухода их внутрь крыла, так как потом их очень трудно будет извлечь оттуда.

2. Отсоединить межэлеронные ленты от элеронов.

3. Поставить на элероны струбцинки.

4. Отсоединить систему электрооборудования и проводку от приемника Пито и указателя скорости.

5. Отсоединить обтекатель лент и несущие ленты специальными ключами, охватывая ими ленты у места крепления.

Для удобства и во избежание перекручивания лент, вывертывать их одновременно с двух сторон. Необходимо помнить о том, что в верхней части ленты левая резьба, а в нижней—правая.

6. Отвернуть гайки болтов крепления подкосов N-образной стойки к узлам верхних крыльев и к стыковым узлам центроплана.

7. Расставить стремянки у консольной части верхнего крыла у ребра атаки и около торцевой части ребра обтекания.

8. Распределить шесть человек в следующем порядке: трех на стремянке, двух на земле у стоек и одного на доске, расположенной на ребрах горизонтальной жесткости задней кабины.

9. Осторожно выбить выколоткой болты крепления И-образных стоек. Для удобства вытаскивания болтов стоящий у консольной части слегка покачивает крыло вверх, вниз и в сторону. Вывести крыло из узла и осторожно опустить вниз, передавая его стоящим внизу. Отсоединить подкосы от крыла и поставить крыло в пирамиду.

В связи с нарушением общей жесткости крыльев при снятии верхнего крыла и для устранения неравномерной нагрузки на узлы и лонжероны нижнего крыла поставить перед снятием верхнего крыла подставку под усиленную нервюру крыла в месте крепления стойки полукоробки.

Съемка нижних крыльев. 1. Разъединить тросы элеронов в фюзеляже. Предварительно привязать свободный конец троса во избежание ухода его внутрь крыла.

2. Поставить на элероны струбцинки.

3. Отвернуть гайки болтов, крепящие лонжероны крыла к стыковым узлам фюзеляжа.

4. Для съемки крыльев необходимы четыре человека—один у нижней части крыла у торцевой нервюры, двое у узлов крепления крыла к фюзеляжу с передней и задней стороны крыла. Четвертый осторожно выколачивает бородком болты. Для удобства вытаскивания болтов стоящий у консоли слегка покачивает крыло.

5. Вынуть крыло из стыковых узлов и осторожно поставить в пирамиду.

Съемка центроплана. 1. Снять верхние капоты передней части фюзеляжа, что обеспечит подход к узлам; одновременно снять с диагональной стойки зеркало и счетчик оборотов. Поставить с обеих сторон фюзеляжа две стремянки.

2. Отпустить контрольные гайки поперечных лент-расчалок и снять ленты.

3. Расшплинтовать и отвернуть гайки болтов крепления стоек центроплана.

4. Снять центроплан и поставить в пирамиду.

5. Отсоединить ленты и подкосы от узлов фюзеляжа. Поддерживая центроплан, вынуть болты крепления его стоек.

Разборка хвостового оперения. 1. Поднять хвостовую часть фюзеляжа на козлы. Козелок установить под усиленную распорку фюзеляжа.

2. Разъединить проводку рулей, для чего вынуть шплинты и пальцы из верхних и нижних рычагов руля направления и рулей высоты.

3. Вынуть шплинты и пальцы из шарниров, после чего руль легко отделяется. Пальцы вставить в шарниры руля направления. Поддерживая центроплан, вынуть болты крепления его стоек.

4. Расшплинтовать и отвернуть гайки болтов крепления гребенки.

5. Отвернуть и снять гайки и болты крепления подкосов стабилизатора и снять подкосы.

6. Осторожно вынуть стабилизатор из просвета между фюзеляжем и килем, все время поддерживая его с обеих сторон, и поставить в пирамиду на переднюю кромку.

Болты вновь поставить на узлы фюзеляжа.

Съемка шасси. Разборка шасси может быть осуществлена двумя способами: 1) подетальной разборкой и 2) снятием шасси в целом.

В обоих случаях перед разборкой шасси следует произвести следующую работу: снять все капоты и обтекатели, мешающие подходу к узлам крепления шасси, после чего вывесить шасси, т. е. поставить в такое положение фюзеляж, при котором колеса шасси находятся на весу—не опираются о землю. Для этого надо осторожно поднять хвостовую часть фюзеляжа и под передний поперечный лонжерон подвести козелок, опустить хвостовую часть фюзеляжа, поставив усиленной распоркой на подставку так, чтобы шасси повисло в воздухе.

Подетальная разборка шасси: 1. Снять колеса,

для чего освободить и снять наружные колпачки, которыми колеса удерживаются на концах оси.

2. После снятия колес ослабить затяжку всех креплений деталей шасси на верхних и нижних узлах. Снять поперечные расчалки шасси.

3. Освободить ось, для чего разъединить крепление нижних концов подкосов к ушкам муфты оси.

4. Снять подкосы шасси, освободив их из верхних узлов, которыми они прикреплены к фюзеляжу.

Съемка всего шасси. 1. Расконтрить и отвернуть тандеры и снять поперечные расчалки.

2. Отвернуть гайки и осторожно выколотить болты шарниров карданного типа. Поднять шасси так, чтобы болты передних подкосов расположились параллельно нижнему лонжерону фюзеляжа.

3. Отвернуть гайки и выколотить продольные болты передних подкосов, после чего вывести шасси из соединений.

Сборка самолета

Основные условия сборки самолета те же, что и для разборки. При сборке следует придерживаться следующих правил:

1. Подготовить материал, требующийся при сборке, как-то: технический вазелин, дюриты, шплинты, шайбы Гровера, вязальную проволоку и др. Все материалы располагаются так, чтобы исключалась их потеря или загрязнение и чтобы были обеспечены быстрота и удобство пользования ими.

2. Тщательно проверить стыковые узлы, шарниры, гайки, пальцы.

3. При сборке особенно важно использовать инструмент только по его прямому назначению (как и при разборке). Не соблюдая этого требования, невозможно обеспечить правильный монтаж самолета.

4. Все ставящиеся болты должны соответствовать требуемым размерам и марке материала. Болты с порванной резьбой—браковать. Болты, гайки и трущиеся поверхности перед сборкой смазывать смазкой КВ-4 или техническим вазелином. Пальцы и болты при вертикальной их постановке должны иметь головку, расположенную сверху. Болты, ставящиеся вдоль воздушного потока, должны иметь головку, обращенную вперед, исключения допустимы только тогда, когда подобная постановка болтов по конструктивным соображениям невозможна.

Болты должны входить в свои отверстия. Если болт усилием руки не устанавливается на свое место, следует поставить его легкими ударами молотка по головке.

Затяжка гаек зависит от характера соединений. В неподвижных соединениях гайку затягивают нормальным усилием руки. В шарнирных соединениях затянутая гайка должна обеспечивать свободное вращение соединенной детали и не должна допускать большого перемещения соединенных деталей относительно друг друга вдоль оси болта.

При контровке гаек шплинт необходимо ставить по возможности головкой кверху, разведенные концы шплинта должны плотно прижиматься к окружности коронки гайки и заходить внутрь гайки.

Однажды разведенный шплинт вторично применять нельзя. Необходимо контрить каждый болт или палец, прежде чем перейти к следующему.

5. Становиться при сборке на самолет ногами запрещается. Каждая устанавливаемая деталь при сборке требует аккуратного обращения.

6. Следить за тем, чтобы не оставить на стремянках и в самолете инструмента.

Сборка производится в порядке, обратном разборке.

Сборка шасси. 1. Перед сборкой установить фюзеляж так, как указано в описании разборки шасси.

2. Ввести в соединение узлов фюзеляжа сначала передние подкосы, а затем задние и закрепить их болтами.

3. Соединить тросы растяжки шасси с узлами фюзеляжа.

4. Поставить колеса и закрепить колпачки конусными шпильками с гайками и законтрить.

5. Снять самолет с козел.

Сборка хвостового оперения. 1. Подведя под ноги шасси подставки, поднять немного хвостовую часть и установить третью подставку под усиленную распорку хвостовой части фюзеляжа.

2. Из шарниров крепления и гребенки стабилизатора вынуть болты и разложить их вместе с подкосами по соответствующим сторонам фюзеляжа.

3. Ввести стабилизатор в просвет между килем и фюзеляжем и совместить вильчатые болты стабилизатора с ушковыми болтами фюзеляжа и с гребенкой.

В совмещенные отверстия вставить приготовленные болты, на вернуть на них корончатые гайки и зашплинтовать их.

Установить стабилизатор с положительным углом в $2^{\circ}10'$, для чего отверстие заднего вильчатого болта стабилизатора совместить со вторым снизу отверстием гребенки.

4. Укрепить стабилизатор с подкосами, которые крепятся болтами с корончатыми гайками одним концом к ушкам фюзеляжа, а другим—к ушкам, укрепленным на лонжеронах стабилизатора.

5. Соединить руль направления к килю и фюзеляжу, для чего вынуть пальцы болтов, укрепленных в лонжероне руля направления, и совместить отверстия в ушковых болтах руля и фюзеляжа. В совмещенные отверстия вставить пальцы и зашплинтовать их.

6. Руль направления имеет две пары рычагов: верхние большие и нижние малые. Верхние большие рычаги соединить с ушками двойной проводки управления рулем направления; поставить болты, завернуть гайки и зашплинтовать.

Нижние малые рычаги соединить проволоками, через пружины передающими движения руля направления к костьюлю.

7. Подвесить рули высоты к стабилизатору. Рули высоты подвешиваются подобно рулю направления. Каждый руль имеет два рычага, расположенных сверху и снизу руля.

8. Соединить проволочную проводку управления с рычагами рулей высоты, поставить болты, завернуть гайки и зашплинтовать.

9. Смазать все шарнирные соединения хвостового оперения техническим вазелином.

Сборка центроплана. 1. Снять верхнюю часть капота, закрывающего доступ к узлам крепления кабана.

2. Установить по бокам фюзеляжа две высокие лестницы для облегчения установки центроплана на стойках.

3. Установить центроплан на стойках кабана. Для этого два человека, взяв центроплан за узлы, держат его над фюзеляжем; третий вынимает болты из стоек и вставляет верхние концы в ушки узлов центроплана и ставит болты на место, наворачивая гайки на две-три нитки.

4. Соединить наружные ленты-расчалки кабана с ушками узлов центроплана и фюзеляжа.

5. Отрегулировать центроплан (часть II, глава 12—«Регулировка самолета», стр. 138).

Сборка крыльев. Перед сборкой коробки крыльев необходимо установить по бокам фюзеляжа козелки так, чтобы они пришлились под стойками коробки крыльев. Высота козелков должна быть равна расстоянию от пола до узлов крепления нижних крыльев. За козелками у концов крыльев установить две лестницы, необходимые для поднятия верхнего крыла. У фюзеляжа со стороны мотора следует иметь еще одну или две такие же лестницы.

Порядок сборки:

1. Приготовить и разложить по соответствующим сторонам фюзеляжа стойки и ленты.

2. Укрепить нижние крылья в узлах фюзеляжа; для этого поднести их к фюзеляжу и установить торцами между планками узлов. Отверстия планок и лонжеронов совмещаются (проверяется при помощи борodka). В совмещенные отверстия вставить болты и закрепить корончатыми гайками. В связи с нарушением общей жесткости крыльев под свободный конец нижнего крыла у 10-й нервюры устанавливается козелок.

3. Закрепить верхние крылья в стыковых узлах центроплана. Для этого два человека берут верхнее крыло с присоединенными к нему стойками и, поднимаясь по лестницам, постепенно вставляют его торцевую часть между верхними и нижними планками узлов. В это же время сборщик направляет крыло, совмещая с помощью борodka отверстия для болтов в планках стыковых узлов с отверстиями в лонжеронах крыла, вставляет в них болты и закрепляет корончатыми гайками и шплинтами.

4. Присоединить И-образные стойки к узлам нижних крыльев; болты, крепящие стойки, поставить гайками к фюзеляжу. После этого присоединить несущие и межэлеронные ленты, соединить

тросы управления с элеронами верхних и нижних крыльев, присоединить электропроводку и проводку от указателя скорости к трубке Пито.

При присоединении стоек и лент необходимо отрегулировать их длину.

Сначала следует укреплять поддерживающие ленты, затем несущие. После установки лент добиться нормального натяжения всех лент-расчалок полукоробки.

После этого можно приступить к регулировке самолета.

ГЛАВА 12

РЕГУЛИРОВКА САМОЛЕТА

Регулировка самолета производится для того, чтобы расположение деталей точно соответствовало заводским данным и чертежам конструкции, что обеспечивает самолету наилучшие летные качества. В эксплуатации в результате полетов часто возникает необходимость восстанавливать нарушенную регулировку самолета. Помимо того, необходима регламентная проверка регулировки.

В регулировке разрешаются некоторые отклонения от нормальных регулировочных данных, так называемые регулировочные допуски.

С помощью регулировки в пределах допусков можно добиться улучшения летных качеств самолета.

Регулировка должна производиться с точным соблюдением регулировочных допусков.

К регулировочным данным относятся:

1. Регулировка шасси, обеспечивающая нужное направление самолета при пробежке по земле.

Отклонения от регулировки вызывают разворот самолета, что может привести к аварии (столкновение с препятствием).

2. Установочные углы крыльев и стабилизатора, обеспечивающие продольное равновесие самолета.

Отклонение от установочных углов приводит к кабрированию или пикированию самолета.

3. Вынос верхних крыльев над нижними, создающий нормальные условия работы верхних и нижних крыльев.

Отклонения от регулировочных данных перемещают центр тяжести относительно САХ (средней аэродинамической хорды) самолета и меняют его центровку. Изменение выноса крыльев влияет на равновесие самолета (создаются пикирующие или кабрирующие моменты крыла) и на его продольную устойчивость.

4. Расстояние между хордами крыльев.

Отклонение от нормы изменяет аэродинамические качества коробки крыльев и устойчивость самолета.

5. Симметричное расположение крыльев в плане.

Нарушения приводят к крену и скольжению самолета.

6. Отклонение рулей и элеронов, обеспечивающее управляемость самолета.

Неправильная регулировка их вызывает ухудшение управляемости самолета и невозможность выхода из некоторых фигур пилотажа или выполнения их.

Порядок регулировки. Регулировку самолета производить в такой последовательности:

шасси,
центроплан,
коробка крыльев и элероны,
хвостовое оперение и рули,
поверка регулировки.

Регулировку производить на горизонтальной площадке. При этом следует устранить возможность капотирования самолета и сваливания на крыло, не становиться на самолет, не покачивать его.

Приборы для регулировки (рис. 137). Приборами для регулировки служат отвесы, линейка-транспортир, линейка, уровень, рулетка, метр и тензиометр для определения натяжения лент-расчалок.

Регулировка шасси

Регулировка шасси заключается в симметричной установке его относительно продольной оси самолета.

Для регулировки шасси должно быть освобождено от нагрузки. После установки шасси необходимо измерить длину каждой из тросов-расчалок шасси, добиваясь их равенства.

Место пересечения расчалок должно находиться строго в поперечной плоскости симметрии самолета. Расчалки не должны быть ослаблены, но чрезмерно тугое их натяжение также недопустимо.

Для проверки наощупь натяжения расчалки ее следует оттянуть в месте пересечения с другой расчалкой. При нормальном натяжении расчалки должны оттягиваться на 2,5—3 мм.

После регулировки законтрить тандеры.

Для дальнейшей регулировки самолет установить в регулировочное положение.

Установка самолета в регулировочное положение (рис. 139). Регулировочным положением называется та-

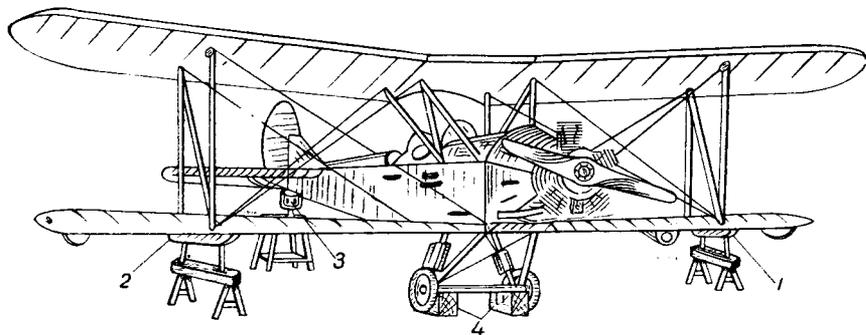


Рис. 139. Самолет, установленный в регулировочное положение.

1. 2—подставки (козелки) под крылья; 3—подставка (козелок) под хвостовую часть; 4—подставки под ось шасси

кое, когда поперечная и продольная оси самолета установлены строго горизонтально.

Для установки самолета в регулировочное положение следует:

Под ось шасси установить с одной стороны козелок, а с другой стороны — домкрат, затем поднять хвост самолета и под усиленную распорку хвостовой части фюзеляжа установить козелок-подъемник. Для предупреждения капотирования к кольцу причала хвостовой части подвесить груз.

Установить фюзеляж строго в поперечной и горизонтальной плоскостях, регулируя его положение подъемником или подкладывая деревянные клинья под козелки хвостовой части и шасси.

Контрольным прибором, определяющим регулировочное положение самолета, служит уровень. Уровень устанавливается на линейку, положенную на так называемую строительную горизонталь, которой является плоскость верхней части лонжеронов хвостовой части фюзеляжа за второй кабиной фюзеляжа. Строительная горизонталь является тем местом, по которому производится проверка регулировочного положения фюзеляжа. Пузырек уровня должен стоять строго в центре.

Регулировка центроплана

Проверку регулировки центроплана необходимо производить каждый раз после установки центроплана, а также перед сборкой коробки крыльев, так как его положение является исходным для общей регулировки крыльев.

При регулировке центроплана фюзеляж устанавливается в линию горизонтального полета (рис. 139), как указывалось выше. Регулировку производить в следующем порядке.

1. Отрегулировать и проверить симметричность центроплана относительно плоскости продольной оси самолета. Для этого опускаются четыре отвеса, по два с каждой стороны, привязанные к лапкам верхних узлов крепления крыльев к центроплану (рис. 140). Бичева отвесов должна проходить через центр отверстия лапки крепления крыла.

Расстояния между отвесами и боковинами фюзеляжа определяются при помощи метра. При этом необходимо добиваться равенства этих расстояний как справа, так и слева. Достигается это натяжением наружных поперечных лент-расчалок. Расчалки должны быть равны между собой.

2. Отрегулировать и установить высоту центроплана по перпендикуляру от верхних лонжеронов фюзеляжа до переднего лонжерона центроплана. Расстояние между ними должно быть равно 920 мм, допуск ± 3 мм. При отклонении от нормальной высоты — добиться требуемого расстояния изменением длины передних стоек кабана.

3. Отрегулировать вынос центроплана. Для этого опускаются нити отвесов из центра отверстий переднего узла центроплана справа и слева. С помощью линейки измеряется расстояние от отвесов до середины отверстий узлов крепления нижних крыльев.

Расстояние должно быть равно 800 мм. Отклонения от этой величины устраняются изменением длины средних стоек кабана.

4. Отрегулировать установочный угол центроплана. Для этого накладывается регулировочная линейка-транспортир вдоль вторых нервюр центроплана по их хорде. Установочный угол должен быть равен двум градусам. При отклонении от этой величины установочный угол исправляют изменением длины задних стоек кабана центроплана (рис. 141).

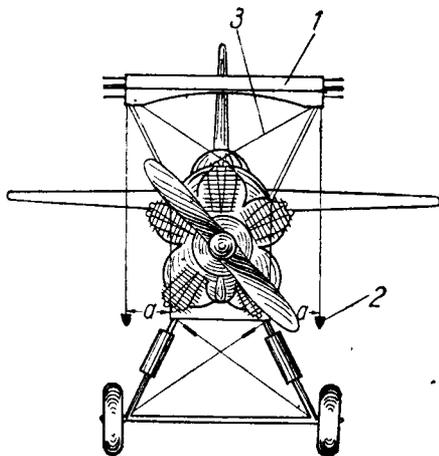


Рис. 140. Схема регулировки центроплана в поперечном отношении.

1—центроплан; 2—отвесы; 3—поперечные ленты-расчалки центроплана, которыми производится регулировка поперечной симметрии центроплана; а—расстояния от фюзеляжа до отвеса (с обеих сторон должны быть равны).

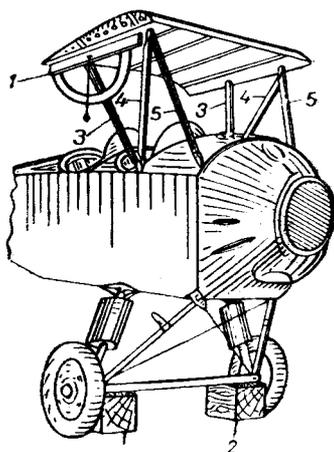


Рис. 141. Схема регулировки установочного угла центроплана.

1—линейка-транспортир; 2—подставки; 3—стойки регулировки установочного угла центроплана; 4—стойки регулировки выноса; 5—стойки регулировки высоты центроплана.

5. Проверить поперечную симметрию центроплана относительно продольной оси самолета. После регулировки проверить натяжение лент от руки или с помощью тензиометра.

6. Проверить контровку лент, а также довернутость резьбовой части лент и регулировочных болтов подкосов с помощью проволоки через контрольные отверстия.

В процессе эксплуатации необходимо следить за состоянием регулировки центроплана.

Регулировка коробки крыльев

После навески крыльев к центроплану произвести равномерную натяжку лент. При этом необходимо следить, чтобы несущие расчалки были свободны и давали возможность частям коробки перемещаться вверх или вниз.

Регулировку следует производить в такой последовательности:

- 1) отрегулировать поперечное «V» нижних крыльев,
- 2) отрегулировать поперечное «V» верхних крыльев,
- 3) отрегулировать установочные углы верхних крыльев,
- 4) отрегулировать установочные углы нижних крыльев,
- 5) проверить величину выноса верхнего крыла над нижним,
- 6) проверить расстояние между хордами верхних и нижних крыльев,

7) проверить симметричность расположения крыльев по отношению к продольной оси фюзеляжа.

Регулировка крыльев в случае отклонения от нормы производится путем вращения стоек полукоробки. Для этого отсоединить стойку, которая влияет на изменение регулировочных данных, от узлов нижнего крыла и отпустить контргайку регулировочных болтов. Подкосы следует вращать по отношению к верхнему регулировочному болту (рис. 38, 5 — стр. 41).

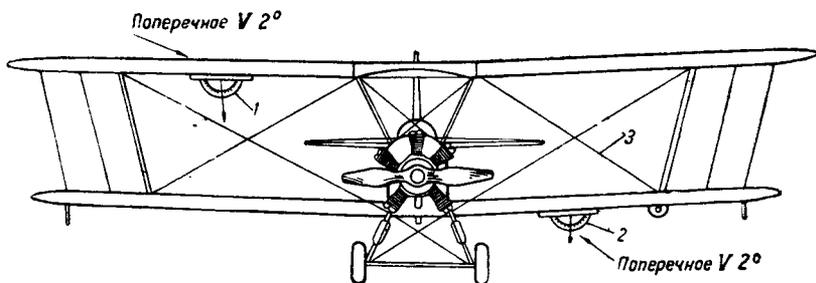


Рис. 142. Схема регулировки поперечных «V» крыльев.

Положение линейки-транспортира при регулировке поперечного «V» крыльев.

- 1, 2—транспортир; 3—ленты-расчалки, которыми регулируется поперечное «V» нижних крыльев.

Вся регулировка коробки крыльев и проверка данных производится при установке самолета в регулировочное положение.

Регулировка поперечного «V» нижних крыльев. Для регулировки поперечного «V» нижних крыльев установить регулировочную линейку на передний лонжерон поверх крыла (рис. 142 и 142б). На линейку установить угломер, по показаниям которого определить величину поперечного «V» в градусах. Можно установить линейку транспортира по лонжерону снизу крыла. При правильной регулировке угломер должен показывать $+2^\circ$.

Регулировка поперечного «V» производится изменением длины поддерживающих лент.

Регулировка поперечного «V» верхних крыльев (рис. 142). Приложить линейку-транспортир к нижней части под передний лонжерон верхнего крыла. Регулировка производится передней стойкой полукоробки. Увеличением длины стойки увеличивается поперечное «V» верхнего крыла, и наоборот.

Регулировка установочных углов крыльев. Регулировку установочных углов производят сначала относительно верхних крыльев, в противном случае произойдет смещение верхнего узла задней стойки, которое передается на нижнее крыло.

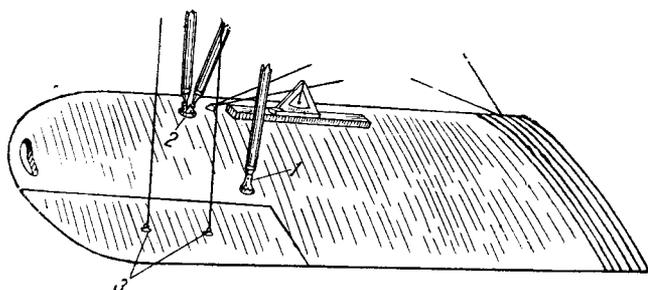


Рис. 142а. Нижнее крыло: схема установки линейки с угломером при регулировке нижнего поперечного «V» крыла.

1—узел крепления стойки; 2—узел крепления диагональной и передней стоек; 3—крепление межэлеронных лент.

Во время регулировки установочных углов верхних и нижних крыльев очень важно добиться соответствия одного с другим по высоте. Поэтому при первоначальной регулировке крыльев следует вращать заднюю стойку, чтобы правильно установить крылья. После этого необходимо уточнить регулировку каждого из них.

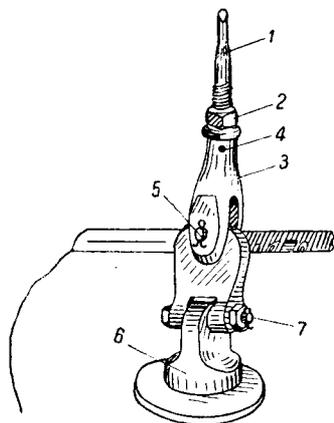


Рис. 142б. Узел крепления межэлеронной ленты.

1—лента - расчалка; 2—контргайка; 3—вилчатый наконечник муфты; 4—контрольное отверстие; 5—палец; 6—ушко; 7—болт.

При регулировке установочных углов верхних крыльев (рис. 143) регулировочную линейку-транспорт приложить вдоль 9-й нервюры к нижней части крыла. При отклонении от данных регулировки установить угол изменением длины диагональной стойки. При отклонении диагональной стойки отсоединить и заднюю стойку с тем, чтобы можно было вывести подкос из узла и изменить положение заднего лонжерона верхнего крыла.

После регулировки установочного угла верхних крыльев выбрать слаbinу задних несущих лент.

При регулировке установочных углов нижних крыльев (рис. 144) линейку-транспортир приложить к нижней части переднего лонжерона. Если установочный угол нарушен, добиться нужной величины угла изменением длины задних стоек.

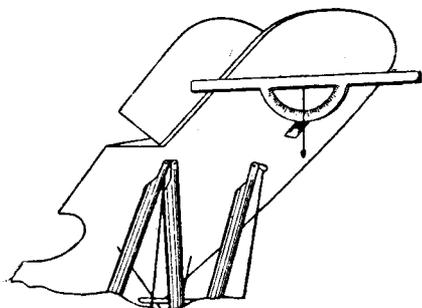


Рис. 143. Проверка регулировки установочных углов крыльев.

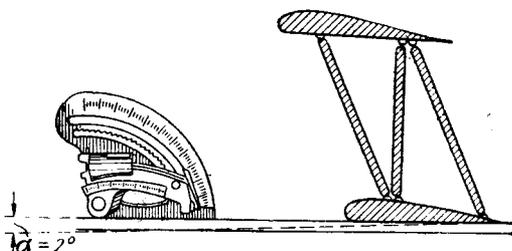


Рис. 144. Проверка регулировки установочных углов крыльев с помощью угломера (размеры угломера увеличены).

При уменьшении длины стоек посредством вывертывания или ввертывания регулировочного болта задняя кромка верхнего или нижнего крыла опускается или поднимается. Тем самым уменьшается или увеличивается установочный угол.

На самолетах По-2 с вырезом между 1-й и 2-й нервюрами у нижнего правого крыла (предназначенным для прицеливания) аэродинамические качества правого крыла ухудшены; поэтому установочный угол левого и правого крыльев равен 2° .

В самолетах По-2 без выреза в правом нижнем крыле для создания противодействия кренящему моменту от реакции винтовой группы установочный угол правых крыльев (верхнего и нижнего) должен равняться 2° , левых крыльев (верхнего и нижнего) у стойки $2^\circ 20'$. Во всех случаях следует проверить самолет в воздухе и добиться нужной регулировки в пределах ее допуска.

Проверка выноса (рис. 145). По окончании регулировки поперечного «V» и установочных углов проверить вынос верхних крыльев. Вынос не регулируется, а «устанавливается сам» в зависимости от правильной установки центроплана и регулировки поперечного «V» и установочных углов крыльев. Вынос проверяется посредством опускания четырех отвесов вдоль передней кромки верхнего крыла, по два с каждой стороны.

После этого замеряется расстояние между отвесами и передней кромкой нижнего крыла. Замер производить против И-образной стойки, расстояние должно быть равно 800 ± 10 мм.

Резкое расхождение между требуемой и замеренной на самолете величиной выноса указывает на ошибки, допущенные при регулировке коробки. В этом случае необходимо повторно проверить регулировку крыльев. Закончив регулировку, проверить натяжение лент-расчалок.

Проверка расстояния между крыльями и проверка поперечной симметричности. Для проверки расстояния между хордами крыльев измеряют расстояние между верхними и нижними крыльями. Для этого прикладывают две линейки по хордам верхних и нижних крыльев, а метром-рулеткой измеряют расстояние. Это расстояние должно быть равно 1750 мм.

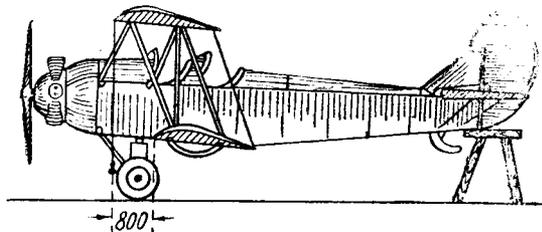


Рис. 145. Проверка выноса.

Для проверки положения крыльев относительно продольной оси фюзеляжа измеряют рулеткой расстояние одинаковых пролетов с одной и другой стороны самолета. Удобней всего измерять расстояние от нижнего крепления задних стоек полукоробок до основания киля или от носка коленчатого вала до нижних узлов передних стоек полукоробок. Эти расстояния должны быть равны между собой или отличаться не больше чем на 10 мм.

Регулировка хвостового оперения

Для регулировки хвостового оперения самолет должен быть установлен в регулировочное положение.

Регулировка стабилизатора. Определить горизонтальность стабилизатора. Для этого установить линейку на его передние и задние лонжероны ближе к килю, справа и слева от него. На линейку устанавливают уровень и по положению пузырька, который должен быть в центре, определяют горизонтальность стабилизатора, регулируя его положение задними подкосами (вилчатые болты этих подкосов в верхней части имеют правую резьбу).

Для регулировки в продольном отношении линейка кладется сверху стабилизатора вдоль нервюры у места крепления подкоса. Угломер ставится на переднем конце линейки и в зависимости от того, на каком отверстии гребенки будет укреплен стабилизатор, выверяется требуемый установочный угол. Заводом стабилизатор устанавливается на второе снизу отверстие гребенки, что соответствует установочному углу $2^{\circ}10'$. В учебных условиях стабилизатор устанавливается на это же отверстие.

Регулировка рулей и элеронов

Регулировка рулей высоты и направления, а также элеронов сводится к проверке их положения относительно плоскости, с которой они соединяются, а также отклонения от этих плоскостей.

Регулировка рулей высоты. Ручку управления дают «от себя» до отказа и при этом проверяют отклонение рулей путем прикладывания угломера к нижней его поверхности. Отклонение рулей должно составлять 13° (рис. 146). Затем ручка выбирается полностью на себя, отклонение вверх должно составлять 28° .

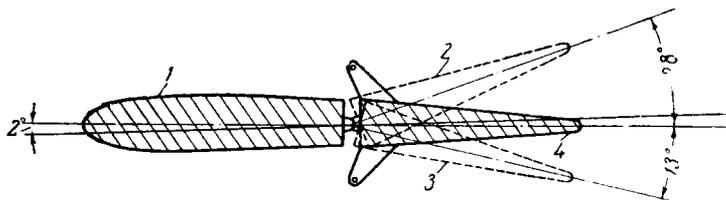


Рис. 146. Схема отклонений рулей высоты.

1—стабилизатор; 2—отклонение руля высоты вверх; 3—отклонение руля высоты вниз; 4—нейтральное положение руля высоты.

При нейтральном положении ручки рули высоты должны быть как бы продолжением плоскости стабилизатора.

Проверить, одинаково ли отклонение рулей, путем отклонения их и наблюдения при этом за появлением их за передней кромкой стабилизатора. Рули должны иметь совершенно одинаковые отклонения.

Регулируют их, изменяя длину тросов тандерами.

Регулировка руля направления. Поставить педаль управления в нейтральное положение, и, изменяя длину проводки с помощью муфточных тандеров, добиться, чтобы руль направления являлся продолжением киля. Проверить отклонения руля, для чего давать ногу по очереди вправо и влево и замерять отклонения в каждую сторону. Отклонение должно быть равно $20^\circ \pm 2^\circ$.

Регулировка управления костью. Эту регулировку производят одновременно с регулировкой руля направления. Кость при нейтральном положении педалей должен находиться в плоскости симметрии руля направления. Тросы управления костью должны иметь такое же натяжение, как и проводки руля направления.

Регулировка элеронов. При регулировке элеронов главное внимание обращать на то, чтобы они при нейтральном положении ручки управления составляли как бы продолжение крыльев. В таком положении на элероны надеть струбцины.

Регулировка производится натяжением верхних тросов и межэлеронных лент. Отрегулировать натяжение тросов и снять струбцинки. Угол отклонения элеронов, при даче ручки вправо и влево должен составлять: вверх 23° , вниз 22° , допуск $\pm 2^\circ$ (рис. 147).

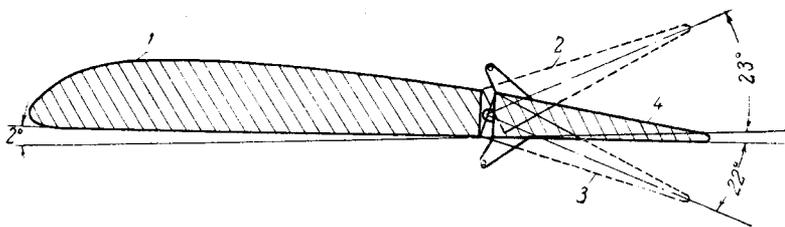


Рис. 147. Схема отклонений элеронов.

1—крыло; 2—отклонение элерона вверх; 3—отклонение элерона вниз; 4—нейтральное положение элерона.

Отклонения замеряются линейкой-транспортиром (рис. 148). Отклонение элеронов в линейных размерах по вертикали: вверх 219 мм, вниз 208 мм.

Регулировка элеронов может производиться сразу же после регулировки коробки крыльев.

Регулировка проводки управления. При регулировке тросы и проволоки нельзя натягивать чрезмерно, иначе управление будет тугим и это приведет к быстрому изнашиванию проводки тросов. Но в то же время надо избегать и провисания проводки, ибо это может отразиться на чуткости управления и вызовет запаздывание в эволюциях самолета, так как передача движения от ручки и педалей будет происходить после натяжения проводки.

В двойной проводке—руля направления и рулей глубины—необходимо, чтобы передача усилий на рули происходила одновременно и чтобы для каждой линии проводки требовались одинаковые усилия. В связи с этим обе линии должны иметь одинаковое натяжение.

Проводка к элеронам натягивается несколько слабее, чем к рулям глубины, из соображений большей эффективности движений и более чуткого реагирования пилота на потерю скорости.

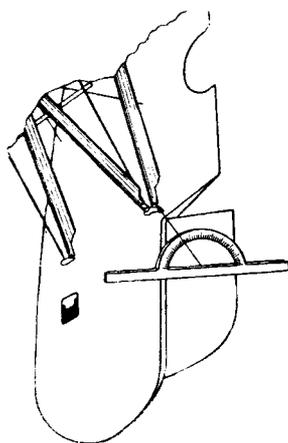


Рис. 148. Схема определения угла отклонения элерона.

Контровка деталей

После регулировки самолета производится контровка креплений всех частей и деталей самолета. Самолет не должен быть выпущен в полет хотя бы с одним незашплинтованным пальцем, болтом или тандером.

При работе мотора на самолете появляются вибрации, приводящие к самопроизвольному отвертыванию незаконтренных или незашплинтованных гаек, резьбовых соединений и к выпаданию незашплинтованных частей, что может привести к аварии и катастрофе. Указания по шплинтовке даны в разделе «Сборка самолета» (стр. 134).

Контрить необходимо каждый болт или палец, прежде чем переходить к следующему.

Это правило должно строго соблюдаться, иначе легко забыть законтрить какой-нибудь болт или палец.

При постановке тандера рекомендуется, чтобы оба конца его были введены в муфту одновременно; в этом случае оба конца тандера будут завернуты в муфту на одинаковую глубину.

При заворачивании нужно вставить стальную шпильку в отверстие тандера и удерживать трос или проволоку от вращения также с помощью шпильки, вставленной в отверстие коуша.

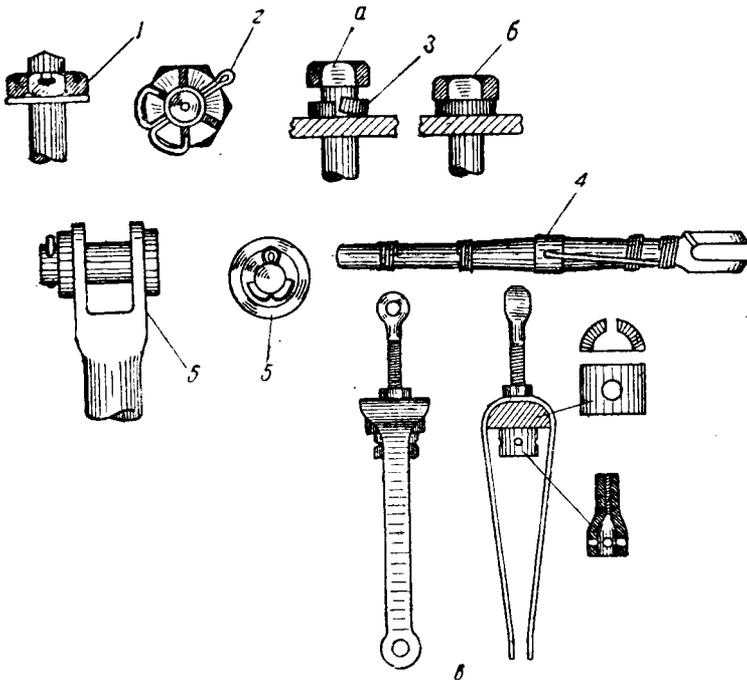


Рис. 149. Контровка деталей.

1—корончатая гайка; 2—правильная шплинтовка; 3—затяжка гровершайбы: а—неправильная; б—правильная; 4—контровка тандера; 5—контровка пальца; 6—муфтовый тандер, собранный и разобранный.

Контрить тандер нужно вязальной проволокой с обхватом муфты с обеих сторон «восьмеркой» («8») (рис. 149).

Контрольные вопросы

1. Для чего производится разборка самолета?
2. В какой последовательности производится разборка?
3. Каким образом снимается мотор с самолета?
4. Как снять верхние и нижние крылья?
5. Как снимается шасси?
6. В каком порядке производится сборка самолета?
7. В какой последовательности присоединяются крылья к самолету?
8. В какой последовательности производится сборка хвостового оперения самолета?
9. Что такое регулировка и для чего она нужна?
10. В какой последовательности производится регулировка самолета?
11. Как отрегулировать шасси?
12. Как отрегулировать центроплан?
13. Какова последовательность регулировки в коробке крыльев?
14. Как отрегулировать установочные углы крыльев?
15. Каким образом регулируются элероны?
16. Как отрегулировать стабилизатор и на какое отверстие гребенки устанавливается стабилизатор при регулировке?
17. В чем заключается регулировка проводки управления?
18. Какое значение имеет контроль деталей?
19. Как контрятся тандеры и пальцы шарниров?
20. Каким образом контрятся болты узлов?

ГЛАВА 13

ДЕФЕКТЫ РЕГУЛИРОВКИ

В эксплуатации регулировка самолета постепенно нарушается, что вызывает ненормальности в поведении самолета в полете, которые называются летными дефектами. Для устранения их необходимо непрерывно наблюдать за состоянием регулировки самолета и в случае ее нарушения—восстанавливать ее.

Равновесие, управляемость и устойчивость самолета в значительной степени определяются тем, как самолет отрегулирован.

Ниже разбираются некоторые характерные дефекты регулировки, которые встречаются в эксплуатации, и те изменения, которые они вызывают в поведении самолета как на земле, так и в воздухе, а также способы определения этих дефектов.

Влияние установочных углов

Установочным углом называется угол между хордой крыла и продольной осью самолета. Если самолет летит при угле атаки, на котором он уравновешен или сбалансирован, то пилот не должен испытывать давления на ручку. При нарушении регули-

ровки установочных углов обоих крыльев, самолет будет стремиться опустить нос (пикировать) или поднять нос (кабрировать).

Если самолет имеет установочный угол меньше регулировочного, то угол атаки крыла будет меньше и самолет будет опускать нос — пикировать. При увеличении установочных углов крыльев самолет имеет стремление к кабрированию. В обоих случаях считается, что стабилизатор установлен в одном и том же положении.

Если регулировка установочных углов крыльев нарушена, увеличена, например, в правом, то в этом случае один и тот же поток воздуха образует с правым и левым крыльями различные углы атаки. Поэтому подъемная сила правого крыла станет больше левого, и самолет получит крен влево, что вызовет левое скольжение, и последнее приведет к развороту влево.

На земле дефект устраняется восстановлением нарушенной регулировки. В полете пилот устраняет крен элеронами, отклоняя ручку в сторону, обратную крену.

Нарушение выноса крыльев

Изменения выноса по сравнению с регулировочными данными значительно влияют на устойчивость и управляемость самолета. Если вынос больше регулировочных данных, то средняя аэродинамическая хорда (САХ) и центр давления самолета будут перемещаться вперед, следовательно, положение центра тяжести по отношению к средней аэродинамической хорде окажется более задним, центровка станет также более задней, увеличится кабрирующий момент крыла на больших углах атаки и уменьшится стремление к пикированию на малых.

При уменьшении выноса коробки крыльев получатся обратные результаты. Смещение верхнего крыла назад заставит центр тяжести самолета принять более переднее положение относительно САХ, вследствие чего улучшится устойчивость самолета и увеличатся создаваемые при этом пикирующие моменты.

Следовательно, уменьшение выноса улучшит продольную устойчивость, уменьшит тенденцию к кабрированию на больших углах атаки и увеличит стремление к пикированию на малых углах атаки.

Различные поперечные «V» крыльев

При неправильной регулировке поперечных «V» крыльев подъемная сила крыльев в горизонтальном полете самолета получит различную величину. При этом подъемная сила крыла, имеющего

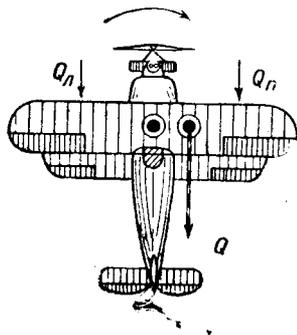


Рис. 150. Неправильная регулировка установочного угла правого крыла. Центр давления крыла Q сместился вправо.

меньшее «V», будет кренить самолет в сторону крыла, имеющего большее «V» (поднятого).

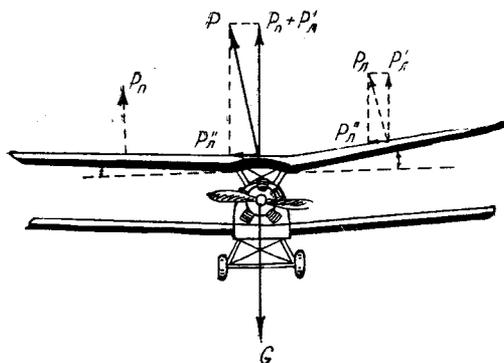


Рис. 151. Нарушение «V» крыльев.

Крен будет увеличиваться до тех пор, пока крылья самолета не займут такое положение, при котором подъемная сила их не уравняется.

Следовательно, при разных поперечных «V» у самолета появится крен, скольжение и заворачивание в сторону крыла с меньшим поперечным «V».

Нарушенная регулировка требует ее восстановления на земле.

Перекокс крыльев в плане

В результате неправильной регулировки коробки крыльев, неправильной установки самого крыла или в результате неправильной сборки центроплана может произойти перекокс крыла. При

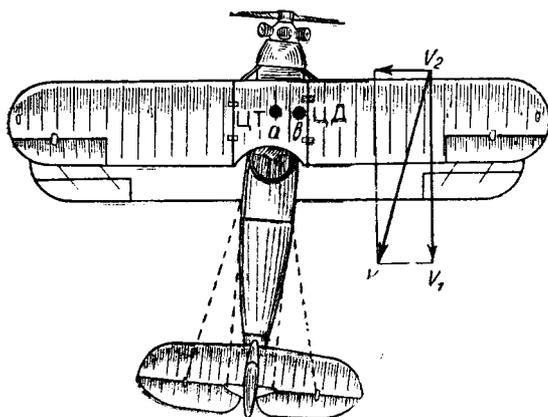


Рис. 152. Перекокс крыльев в плане.

полете с перекошенным крылом воздух будет обтекать крыло не по направлению к хорде, а сбоку под некоторым углом, т. е. кры-

ло будет обдуваться косым потоком. В результате центр давления будет перемещаться в сторону выдвинутой половины крыла, что вызовет скольжение самолета в сторону отодвинутого назад крыла. Возникающее одновременно давление на боковую поверхность фюзеляжа и на вертикальное оперение заставит самолет развернуться в эту же сторону.

Следовательно, перекося крыльев в горизонтальной плоскости вызывает у самолета стремление накрениться, скользить и заворачивать в сторону перекошенного крыла.

Дефект устраняется восстановлением регулировки на земле. В полете пилот стремится устранить крен отклонением руля направления.

Влияние положения центра тяжести на самолет

Весовая симметрия самолета нарушается по ряду причин: несимметричное расположение грузов в фюзеляже, неодинаковый вес правой и левой половин полукоробок, несимметричное сбрасывание боевого груза с самолета По-2ВС.

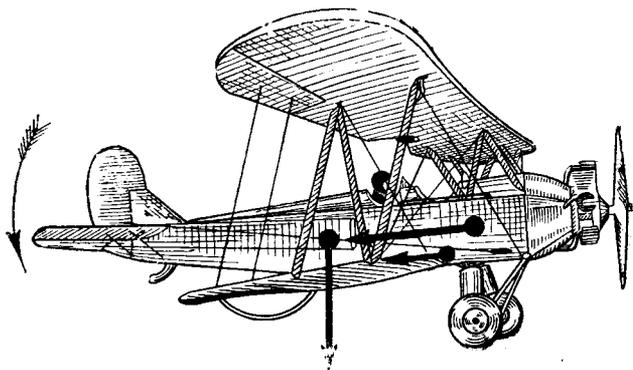


Рис. 153. Нарушение весовой симметрии.

При перемещении какого-либо груза назад центровка самолета получается более задней, появляются кабрирующие моменты и ухудшается продольная устойчивость самолета.

Задняя центровка способствует переходу самолета в плоский штопор, выход из которого труднее, чем из крутого штопора. Вообще самолет По-2 с увеличением нагрузки имеет тенденцию к кабрированию, особенно самолет По-2ВС.

В полете стремление самолета кабрировать устраняется опусканием рулей высоты или отклонением триммеров вверх. Устойчивость может быть улучшена только соответствующим перемещением груза.

При перемещении груза вперед центровка становится более передней и возникает пикирующий момент, нарушающий продоль-

ное равновесие. Для восстановления равновесия потребуются отклонение рулей высоты или триммеров. Передняя центровка улучшает продольную устойчивость самолета.

Под влиянием неодинакового веса правой и левой половин полукоробок самолет стремится к крену в сторону тяжелой половины. Устраняется дефект в весовой симметрии путем перемещения груза в соответствующую сторону.

Устранение крена при нарушении весовой симметрии производится отклонением элерона утяжеленного крыла вниз, но так как от увеличения лобового сопротивления это крыло стремится повернуться, надо отклонить в противоположную сторону руль направления, чтобы воспрепятствовать повороту.

Деформация хвостовой части самолета

В результате неправильной регулировки или деформации частей фюзеляжа может возникнуть скручивание хвостовой части фюзеляжа, которое приведет к нарушению параллельности между крыльями и стабилизатором. При этом вертикальное оперение отклонится от плоскости продольной симметрии самолета.

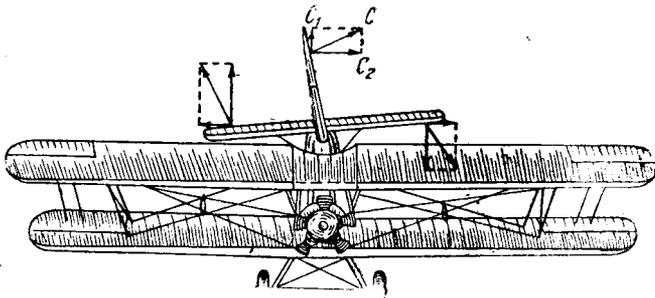


Рис. 154. Деформация хвостовой части.

При перекосе стабилизатора и положительном угле атаки его подъемная сила будет направлена вверх. Разложив силы, увидим, что их составляющие, получившиеся в результате наклона стабилизатора, будут вызывать поворот самолета в сторону, обратную перекосу; при опускании руля высоты сила возрастет и самолет начнет опускать нос, его тенденция к завороту увеличится. При отрицательном угле стабилизатора самолет будет иметь стремление заворачивать в сторону перекоса.

Работа вертикального оперения от перекоса фюзеляжа изменится. При отклонении руля направления вправо появится сила C , горизонтальная составляющая ее C_2 будет поворачивать самолет, а вертикальная C_1 переводить его в пикирование.

При отдаче ручки «от себя» у самолета вместе с поворотом появится стремление кабрировать.

Деформация шасси

Все дефекты, связанные с деформацией шасси, обнаруживаются только при передвижении самолета по земле. Эти дефекты могут быть следующие:

1. Перекос шасси в горизонтальной плоскости. При перекосе в горизонтальной плоскости самолет будет заворачивать в сторону перекоса шасси.

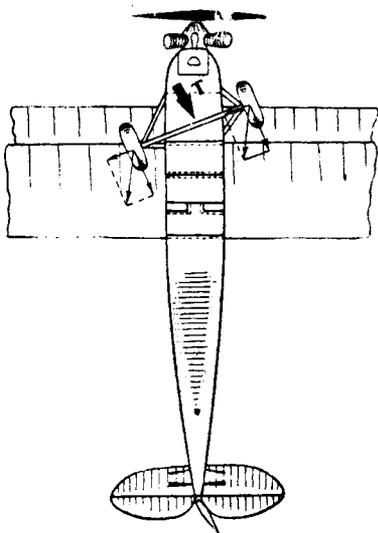


Рис. 155. Перекос шасси в горизонтальной плоскости.

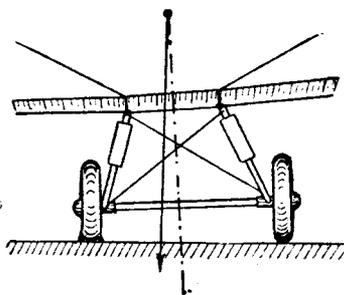


Рис. 156. Перекос шасси в вертикальной плоскости.
(Неравномерная накачка пневматика.)

Разворот увеличивается с увеличением перекоса шасси.

2. Перекос шасси в вертикальной плоскости. Дефект появляется в результате ослабления шнурового амортизатора, подкоса или при неравномерной накачке пневматиков. Наклон самолета вызовет увеличение нагрузки на одно колесо, и увеличенная сила трения при разбеге и посадке будет стремиться развернуть самолет в сторону опущенного крыла.

При неодинаковой накачке пневматиков самолет стремится развернуться в сторону колеса, пневматик которого накачан слабее.

Стремления к развороту будут наибольшими в начале и в конце разбега.

Методика определения летных дефектов

Приведенные характерные примеры дефектов регулировки показывают, что одни и те же летные свойства самолета могут изменяться по ряду причин. Чтобы устранить летные дефекты, ну-

жно уметь найти их причину—ту неисправность регулировки, которая нарушает нормальный полет самолета.

Определив летные дефекты, можно правильно наметить порядок их устранения.

Для определения причин дефекта необходимо хорошо знать поведение нормально регулируемого самолета на режимах полета и при выполнении фигур.

Летчик должен твердо знать регулировочные данные самолета и его индивидуальные летные качества.

Прежде чем приступить к устранению дефекта, необходимо проверить правильность регулировки, центровки, геометрической и весовой симметрии самолета. Если регулировка не нарушена, необходимо еще раз проверить поведение самолета в специальном испытательном полете при пилотировании другим летчиком для более объективного суждения о дефекте.

Об устраненных дефектах необходимо записать в формуляре.

Надо помнить, что дефект может появиться и по причине деформации частей самолета. Поэтому, проверяя регулировку, необходимо проверить состояние частей самолета.

Контрольные вопросы

1. В чем заключаются причины возникновения летных дефектов?
2. Какие летные дефекты являются наиболее характерными?
3. К чему приводит нарушение установочных углов крыльев?
4. Если вынос слишком мал по сравнению с регулировочными данными, как это отразится на полете самолета?
То же при большом выносе.
5. К чему приведет различное «V» крыльев?
6. Как отразится на полете неправильная регулировка установленных углов атаки?
7. Какое влияние оказывает слишком задняя центровка самолета?
8. Как отразится на полете деформация хвостового оперения?
9. К чему может привести деформация шасси?
10. Что необходимо сделать со стабилизатором при смещении центра тяжести назад?
12. В чем заключается методика определения летных дефектов?

ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ

ОБСЛУЖИВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТОВ ТИПА По-2

ГЛАВА 14

УКАЗАНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ МОТОРА

Грамотная эксплуатация мотора на земле и в воздухе является самым важным фактором, обеспечивающим безопасность полета.

Подготовка к запуску и запуск

Подготовка к запуску заключается в том, чтобы все необходимые меры предосторожности и правила выполнялись последовательно и обязательно.

Перед запуском необходимо проверить, установлены ли колдки под колеса шасси или подкладки под лыжи.

Необходимо убрать все посторонние предметы, находящиеся у самолета, и убедиться, что стартовые огнетушители находятся на месте.

Летчик должен проверить, а авиатехник выполнить операцию по заливке масла в мотор, если он не запускался более суток. Заливка масла производится через отвернутый суфлер в коробку распределения мотора в количестве 1,5 л через мелкую сетку.

Зимой масло необходимо заливать нагретым до температуры 80—90°С. Непосредственно перед запуском необходимо проверить, открыт ли маслоскран, а в кабине открыть перекрывной бензиновый кран.

Запуск мотора М-11 на самолете По-2 чаще всего производится от руки, поэтому выполнение команд, установленных для запуска, строго обязательно.

Винт необходимо повернуть по ходу мотора на 5—6 оборотов и в это время залить цилиндры бензином с помощью ручного насоса.

Сектор газа ставится в положение, соответствующее 500—700 об/мин, секторы опережения зажигания и высотного крана убираются «на себя» доотказа.

При запуске зимой необходимо включить полностью подогреватель воздуха, поступающего в карбюратор. Винт ставится в положение, соответствующее компрессии в одном из цилиндров, и производится запуск. После запуска необходимо перевести сектор управления дросселем на малый газ и закрыть заливной на-

сос. Если при нескольких повторных попытках запуска мотор не запустился, необходимо произвести продувку мотора проворачиванием винта против хода при полностью открытых дроссельных заслонках карбюратора.

Прогрев мотора

После того как мотор запустился, его необходимо прогреть. Вначале его выдерживают в течение 1,5—2 минут на режиме малого газа 400—500 об/мин, чтобы проследить за давлением масла, которое должно подняться несколько выше нормы, а потом снизиться до нормального (3—5 кг/см²). Убедившись в нормальном давлении масла, следует плавно перевести мотор на режим 700—800 об/мин, дав полный угол опережения зажигания.

Мотор считается прогретым тогда, когда температура выходящего масла будет не ниже 40°C.

Зимой в зависимости от температуры наружного воздуха решается прогревать мотор на повышенных режимах: 900—1200 об/мин до достижения температуры масла не ниже 25—30°C.

Проверка работы мотора на земле

Во время пробы мотора на земле необходимо ручку управления самолетом полностью держать выбранной «на себя», чтобы поджимать хвостовое оперение к земле. Педали должны удерживаться ногами в нейтральном положении.

Первоначально проверяется малый газ мотора. При убранном секторе газа мотор должен работать плавно и развивать 400—500 об/мин. Следует проверить работу мотора на средних оборотах, 1200—1400 об/мин, и убедиться, что мотор работает без тряски; с нормальным выхлопом и что показания приборов нормальны.

При проверке мотора обязательно проверяется работа зажигания путем поочередного включения магнето на средних оборотах (1200—1400 об/мин). При выключении одного магнето обороты не должны падать более чем на 30—50 об/мин. Вторично убедиться, что давление и температура масла находятся в нужных пределах.

Проверка приемистости мотора—плавности перехода с одного режима на другой—производится быстрыми, но плавными движениями сектора газа вперед и назад в течение 2—3 секунд.

При проверке оборотов полного газа держать полный газ не более 15—20 секунд. Мотор должен развивать не менее 1450—1500 об/мин.

При проверке работы мотора на полном газе сектор подогрева воздуха, входящего в карбюратор, устанавливается в зависимости от внешних атмосферных условий, но так, чтобы обеспечить получение устойчивых максимальных оборотов.

Если во время проверки работы мотора сдвинутся тормозные колодки и самолет начнет двигаться вперед или начнет резко поднимать хвост, следует немедленно убрать газ и выключить зажигание.

Руление

Руление следует производить при 800—1200 об/мин, избегая такого режима работы мотора, при котором возникает тряска.

При рулении летчик должен следить за температурой выходящего масла, которая не должна превышать 75°C, а давление масла должно быть не ниже 3 кг/см². По прибытии на старт следует перевести мотор на малый газ и убрать полностью опережение зажигания.

Взлет

Снимать максимальную мощность с мотора при взлете разрешается не более 5 минут, так как длительное форсирование мотора неизбежно повышает перегрев и износ деталей из-за больших динамических нагрузок. Износ же деталей, как известно, резко сокращает срок службы мотора.

После взлета при наборе высоты нужно сбавить обороты мотора и перевести его на номинальный режим 1500—1550 об/мин.

Зимой, когда температура воздуха ниже 5°C, подогреватель воздуха, поступающего в карбюратор, перед взлетом должен быть включен полностью.

Управление мотором в полете

Как правило, горизонтальные полеты самолета производятся на крейсерских режимах мотора, при которых получается меньший расход горючего.

Рекомендуется держать обороты мотора—1300—1400 об/мин. Если мотор работает нормально, то показания приборов должны быть следующие: давление масла 4—5 кг/см², температура выходящего масла летом 60—80°C, зимой 45—60°C, температура воздуха, поступающего в карбюратор, 35—45°C.

Если давление масла упадет до 1,5 кг/см², необходимо прекратить полет и идти на посадку.

Высотным краном летчик должен пользоваться согласно инструкциям, руководствуясь показаниями тахометра. Высотный кран нужно открывать медленно и плавно до тех пор, пока обороты, повысившись до максимальных, не начнут падать.

Определив таким образом положение сектора высотного крана, соответствующее максимальным оборотам, следует после этого, не трогая сектора нормального газа, несколько прикрыть высотный кран.

Обороты мотора при правильном пользовании высотным краном должны быть ниже максимальных на 10—20 об/мин.

При переходе на режим планирования, чтобы не охладить мотора, летчик должен полностью включить подогреватель воздуха, поступающего в карбюратор, и обязательно закрыть высотный кран.

Остановка мотора

Мотор следует останавливать только после работы на малом газе в течение 3—5 минут, чтобы охладить головки цилиндров.

Перед остановкой следует перевести мотор на обороты 700—800 об/мин и выдерживать этот режим в течение 30 сек., чтобы прожечь свечи. Затем нужно перекрыть бензиновый кран, выключить магнето и дать вперед до отказа сектор нормального газа для продувки мотора во избежание обратного удара.

После остановки мотора сектор газа следует убрать «на себя».

Остановка мотора при больших оборотах или путем выработки горючего (перекрытие бензиновой магистрали) запрещается.

Ни в коем случае не разрешается выключать магнето на больших оборотах. Если требуется мгновенная остановка, надо сначала убрать газ и лишь потом выключить магнето.

ГЛАВА 15

ПИЛОТИРОВАНИЕ САМОЛЕТА По-2

(учебный вариант, полетный вес 950 кг)

Самолет на колесах рулит устойчиво на 800—850 об/мин. При рулежке самолет хорошо слушается руля поворота, начиная с 750 об/мин мотора.

При скорости ветра 8—10 м/сек разрешается рулить без сопровождающего, при скорости ветра более 12 м/сек сопровождение самолета обязательно.

На рулежке и разбеге эластичность амортизации шасси и колес—удовлетворительная.

При разбеге самолет не имеет тенденций к заворотам.

Взлет самолета происходит нормально без каких-либо особенностей. Хвост поднимается легко. Скорость в момент отрыва по прибору 75—80 км/час.

Наивыгоднейшая скорость при наборе высоты 95 км/час по прибору при 1580—1600 об/мин. Высоту самолет набирает устойчиво, без тенденций к заворотам. При внезапном уменьшении числа оборотов мотора самолет плавно опускает нос и переходит в режим планирования.

По горизонтали самолет летит с нормальной загрузкой при 1400—1450 об/мин без давления на ручку. При отпущенном ножном управлении самолет имеет тенденцию заворачивать влево.

Продольная, поперечная устойчивость и устойчивость движения самолета—хорошие.

Наивыгоднейшая скорость планирования 90—95 км/час, при 400—450 об/мин. Самолет планирует устойчиво, без каких-либо ненормальных тенденций.

Наивыгоднейшая скорость на вираже 110—115 км/час при 1580—1600 об/мин.

В виражи, как левый, так и правый, самолет входит легко; время выполнения правого виража—11,5 секунды, левого—11,6 се-

кунды. Перекладывание из виража легкое, но требует энергичного движения элеронами и рулем поворота. При виражах усилия на рули невелики. Разницы между правым и левым виражами по существу нет, за исключением того, что на правом глубоком вираже приходится самолет слегка поддерживать левой ногой. При выводе из глубокого левого виража приходится прилагать большие усилия на ручку, чем при выводе из правого виража.

Самолет на виражах и спирали устойчив и ведет себя нормально.

Самолет делает восьмерку за 22,3 секунды. Скорость входа самолета в петлю 150—160 км/час при 1750—1800 об/мин, при разгоне на петлю самолет теряет около 50 метров высоты.

Время выполнения петли—10 секунд.

Самолет По-2 при данной ему регулировке отклонения рулей высоты и направления входит в штопор при полной потере скорости. Штопорит и выходит из штопора нормально.

Самолет легко переходит на скольжение с креном в 30—40°; скорость при этом при 500—600 об/мин мотора составляет 90—100 км/час.

При глубоком крене, на 60—70°, самолет приходится удерживать в скольжении с небольшими усилиями на ручку; скорость при тех же оборотах 110—120 км/час (самолет приходится удерживать в крене элеронами).

Самолет парашютирует устойчиво на скорости 65 км/час. На посадке при выравнивании скорость теряется не сразу, тенденций к сваливанию на крыло и к заворачиванию при пробеге нет.

При посадке самолет имеет тенденцию к прыжкам. Самолет легко садится на три точки.

ГЛАВА 16

МОДИФИКАЦИИ САМОЛЕТА По-2

Для ознакомления учащихся с существующими модификациями самолетов в данной главе приводятся особенности пилотиро-



Рис. 157. Самолет По-2ВС. Вид спереди, ракурс 3'4.

вания каждого варианта, наиболее ходовые в эксплуатации варианты загрузок, предельные значения центровок. В конце главы приведены режимы крейсерских полетов и определение взлетных характеристик самолетов типа По-2.

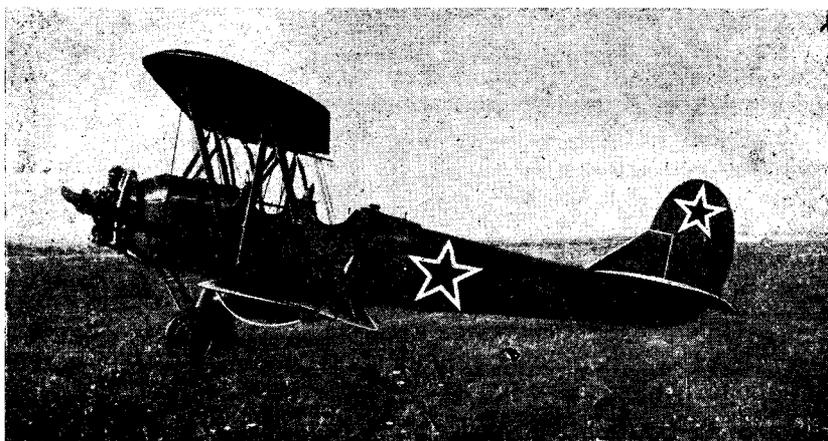


Рис. 158. Самолет По-2ВС. Вид сбоку.

Все эти данные носят справочный характер и представлены по каждой модификации отдельно, что облегчит изучение их.

Самолет АП

Наиболее распространенной модификацией самолета По-2 являются самолеты АП (рис. 159), которые широко применяются для работ в сельском хозяйстве.

В период Великой Отечественной войны 1941—1945 гг. самолеты типа АП использовались в грузовом, санитарном и связном вариантах.

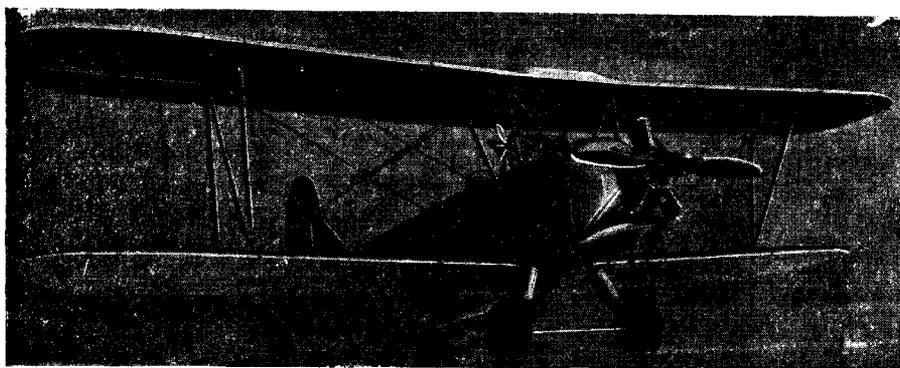


Рис. 159. Самолет АП. Вид спереди, ракурс $\frac{3}{4}$.

Самолеты АП наша авиационная промышленность начала выпускать с 1932 г.

Самолеты АП применяются в сельском хозяйстве в качестве аэроопыливателей и аэроопрыскивателей. Эти варианты отличаются друг от друга разной специальной аппаратурой.

Аэроопыливание применяется для борьбы с саранчой, с вредителями хлопчатника, льна, горчицы и других культур полей, садов, огородов и леса, а также для уничтожения личинок малярийного комара. Кроме того, с помощью той же аппаратуры производится разбрасывание отравленных приманок в борьбе с саранчой, вредителями хлопчатника и с грызунами.

Аэроопыливание применяется также на подкормке зерновых культур (риса, пшеницы, льна).

К аэроопрыскиванию прибегают для борьбы с вредителями полей, садов, виноградников.

Самолет АП отличается от самолета По-2 следующим:

1. Передняя часть фюзеляжа и кабина пилота укорочены вследствие различной конфигурации и размеров боковин, поперечного набора и панелей.

2. Задние части фюзеляжа различны по длине.

3. Вторая кабина удлинена и расширена для установки бака для яда.

4. За баком яда установлено сиденье для техника.

5. Изменен центроплан, в котором устанавливается бензобак на 50 кг.

6. Фюзеляжный бензобак имеет емкость 50 кг вместо 95 кг, ввиду того что передняя часть фюзеляжа укорочена.

7. Управление—одинарное и конструктивно отличается от управления самолета По-2.

8. Изменены стойки кабина центроплана и узлы крепления их к фюзеляжу.

9. Изменено управление мотором.

10. В кабине пилота дополнительно установлено управление спецаппаратурой.

Особенности пилотирования самолета АП

Полеты для опыливания и опрыскивания допускаются только при наличии благоприятных метеорологических условий: хорошая видимость, ветер в пределах, допускаемых соответствующими инструкциями в зависимости от вида работ.

Рулежка на самолете АП выполняется так же, как и на самолете По-2. Характерными особенностями являются:

1) пониженная скорость руления из-за наличия под фюзеляжем и крыльями распыливающего механизма;

2) повышенное внимание к состоянию летного поля из-за близко расположенной к земле аппаратуры;

3) незначительное уменьшение маневренности самолета на земле.

В начале разбега для подъема хвоста требуется приложить больше усилий на ручку вследствие ухудшения аэродинамических свойств АП по сравнению с По-2.

Длина разбега несколько увеличена и составляет 140—150 м. Время разбега—13 секунд. Скорость при отрыве от земли составляет 80 км/час по прибору.

После отрыва самолет АП по сравнению с самолетом По-2 требует более длительного выдерживания.

Наивыгоднейшая скорость при наборе высоты составляет 95—100 км/час в зависимости от нагрузки самолета. Вертикальная скорость самолета АП незначительно уменьшена и составляет 2 м/сек.

Самолет АП при наборе высоты имеет нормальную устойчивость. В горизонтальном полете, а также на бреющих полетах при выполнении работ по специальному применению самолет АП устойчив.

Особенности пилотирования АП на бреющих полетах (5—10 м) заключаются в том, чтобы:

Строго выдерживать режимы полета (заданные высоту, скорость и обороты мотора).

Выполнять крены при разворотах, не превышая 30°.

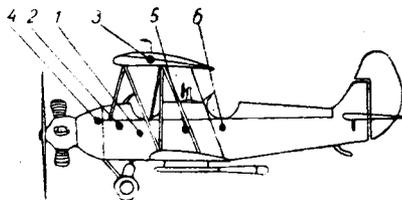


Рис. 160. Схема центровки самолета АП (назначение—спецприменение).

Самолет АП — спецприменения

Место груза на самолете (рис. 160)	Наименование	Варианты загрузки, кг	
		I	II
	Вес конструкции с фанерным баком	715	715
	Полная загрузка	435	465
	В том числе:		
1	Пилот	80	80
2	Горючее в фюзеляжном баке	35	30
3	» в центропланном »	—	30
4	Смазочное	10	10
5	Яд в баке (снаряжение)	310	235
6	Пассажир во 2-й кабине	—	80
	Полетный вес	1150	1180
	Положение ц. т. в % САХ	37	39,7

Примечания. 1. Вес конструкции дан для самолетов довоенного выпуска.

2. Пределы центровок 27—40% САХ.

Аэроопыливатели или аэроопрыскиватели, установленные на самолете, следует открывать точно над входным сигнальным знаком и закрывать над выходным.

Развороты и крены выполняются с обязательным запасом скорости не менее 5—10 км/час.

Высота полета к участку должна быть не меньше 50 м, а над пересеченной местностью, водными пространствами и другими препятствиями—не менее 150 м.

Участок, подлежащий обработке, необходимо просматривать на высоте 50 м.

Режим бреющего полета устанавливается не ближе чем за 300 м до первого сигнального знака, если по пути нет естественных препятствий.

Самолет устойчиво планирует на скорости 115 км/час. При этом самолет АП имеет повышенную скорость снижения по сравнению

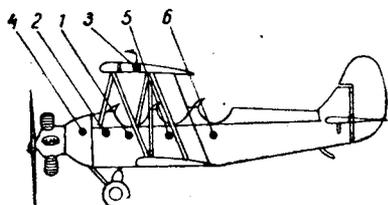


Рис. 161. Схема центровки самолета АП (назначение — пассажирский).

Самолет АП — пассажирский

Место груза на самолете (рис. 161)	Наименование	Варианты загрузок, кг		
		I	II	III
	Вес конструкции	700	700	700
	Полная загрузка	350	270	270
	В том числе:			
1	Пилот	80	80	80
2	Горючее в фюзеляжном баке	50	50	50
3	» в центропланном »	50	50	50
4	Смазочное	10	10	10
5	Пассажир во 2-й кабине	80	—	80
6	» в 3-й »	80	80	—
	Полетный вес	1050	970	970
	Положение ц. т. в % САХ	34,9	32,8	29,4

Примечания. 1. Варианты загрузок самолета АП аналогичны вариантам загрузок самолета СП (стр. 165).

2. Вес конструкции дан для самолетов довоенного выпуска.

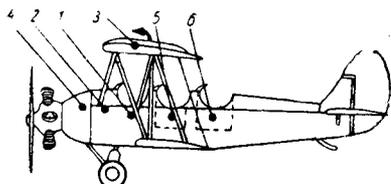
3. Пределы центровок 27—40% САХ.

с самолетом По-2, что необходимо учитывать при расчете на посадку.

Посадка на самолете АП выполняется так же, как и на самолете По-2. При этом никаких ненормальных тенденций не наблюдается.

Более подробные сведения о технике проведения различных работ по специальному применению изложены в пособиях и инструкциях, изданных Редакционно-издательским отделом Аэрофлота.

Рис. 162. Схема центровки самолета АП (назначение — грузовой).



Самолет АП — грузовой

Место груза на самолете (рис. 162)	Наименование	Варианты загрузок, кг		
		I	II	III
	Вес конструкции	700	700	700
	Полная загрузка	400	450	500
	В том числе:			
1	Пилот	80	80	80+25
2	Горючее в фюзеляжном баке	50	50	50
3	» в центропланном »	50	50	50
4	Смазочное	10	15	15
5	Груз во 2-й кабине	130	200	220
6	» в 3-й »	80	55	60
	Полетный вес	1100	1150	1200
	Положение ц. т. в % САХ	36	35,7	36,5

Примечания. 1. При использовании самолета в грузовом варианте необходимо снять сиденья во 2-й и 3-й кабинах.

2. Вес конструкции дан для самолетов довоенного выпуска.

3. Варианты загрузок самолета АП аналогичны вариантам загрузок самолета СП.

4. Пределы центровок 27—40% САХ.

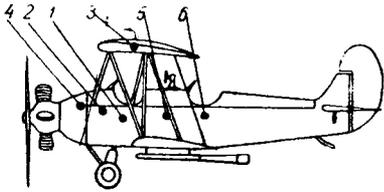


Рис. 163. Схема центровки самолета По-2 в варианте АП (назначение — спецприменение).

Самолет По-2 в варианте АП — спецприменения

Место груза на самолете (рис. 163)	Наименование	Варианты загрузок, кг	
		I	II
	Вес конструкции с аэропылом (46 кг)	790	790
	Полная загрузка	340	310
	В том числе:		
1	Пилот	80	80
2	Горючее в фюзеляжном баке	50	100
3	» в центропланном »	—	—
4	Смазочное	10	10
5	Яд в баке (снаряжение)	200	40
6	Пассажир во 2-й кабине	—	80
	Полетный вес	1130	1100
	Положение ц. т. в % САХ	40,5	38,4

- Примечания. 1. Вес конструкции дан для самолетов По-2, переоборудованных в АП, выпуск 1945 г.
 2. Загрузка по варианту II предусматривает перегонку самолета с базы на рабочие точки.
 3. Пределы центровок 27—40% САХ.

Самолет СП

Самолет СП, как и самолет АП, широко применяется в системе Аэрофлота и в других ведомствах как пассажирский и связной самолет (рис. 164).

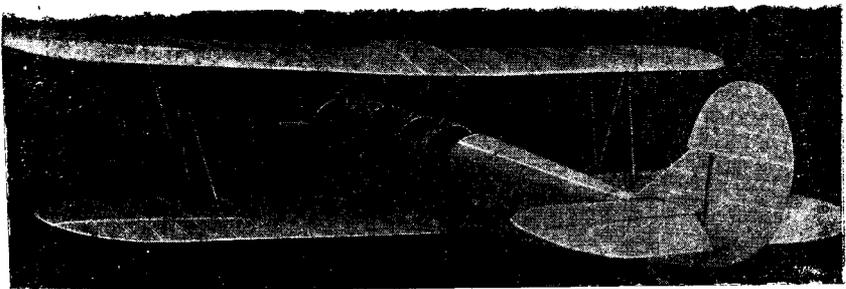


Рис. 164. Самолет СП. Вид сзади, ракурс 3/4.

В мирное время самолет использовался для перевозки пассажиров, грузов, почты, а также как связной на местных линиях.

В период Великой Отечественной войны 1941—1945 гг. самолеты СП применялись в качестве санитарных, связных и грузовых.

Эти самолеты наша промышленность начала серийно выпускать с 1936 г.

Самолет СП отличается от По-2 в основном такими же изменениями, что и самолет АП. Отличие самолета СП от АП заключается в том, что он имеет три кабины: одну для пилота и две для пассажиров.

Пилотирование самолета СП практически мало чем отличается от По-2, поэтому характерные особенности не приводятся.

Летчикам, которым придется пилотировать самолет СП, следует помнить следующие основные отличия его от По-2: уменьшение максимальной скорости на 3—5 км/час, увеличение длины разбега на 15—20%, незначительное уменьшение скороподъемности и потолка, ухудшение маневренных свойств.

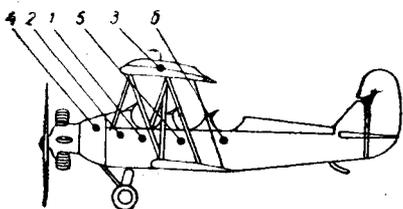


Рис. 165. Схема центровки самолета СП (назначение — пассажирский).

Самолет СП — пассажирский

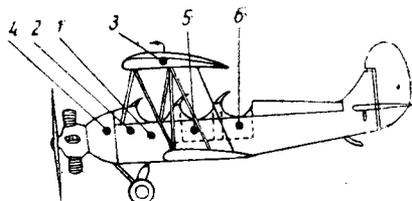
Место груза на самолете (рис. 165)	Наименование	Варианты загрузки, кг		
		I	II	III
	Вес конструкции	702	702	702
	Полная загрузка	350	270	270
	В том числе:			
1	Пилот	80	80	80
2	Горючее в фюзеляжном баке	50	50	50
3	» в центропланном »	50	50	50
4	Смазочное	10	10	10
5	Пассажир во 2-й кабине	80	—	80
6	» в 3-й »	80	80	—
	Полетный вес	1052	972	972
	Положение ц. т. в % САХ	34,9	32,8	29,4

Примечания. 1. При использовании самолета в пассажирском варианте разрешается, кроме двух пассажиров, дополнительно брать груз весом до 60 кг. Груз рекомендуется размещать во 2-й кабине.

2. Вес конструкции дан для самолетов довоенного выпуска.

3. Пределы центровок 27—40% САХ.

Рис. 166. Схема центровки самолета СП (назначение — грузовой).



Самолет СП — грузовой

Место груза на самолете (рис. 166)	Наименование	Варианты загрузок, кг		
		I	II	III
	Вес конструкции	702	702	702
	Полная загрузка	398	448	498
	В том числе:			
1	Пилот	80	80	80+25
2	Горючее в фюзеляжном баке	50	50	50
3	» в центропланном »	50	50	50
4	Смазочное	10	13	13
5	Груз во 2-й кабине	128	200	220
6	» в 3-й »	80	55	60
	Полетный вес	1100	1150	1200
	Положение ц. т. в % САХ	36	35,7	36,5

Примечания. 1. При использовании самолета в грузовом варианте необходимо снять сиденья во 2-й и 3-й кабинах. Груз обязательно нужно закреплять в кабинах.

2. Вес конструкции дан для самолетов довоенного выпуска.

3. По условиям центровки при загрузке самолета по варианту III в пилотскую кабину дополнительно кладется груз весом 25 кг.

4. Как правило, груз в 3-й кабине не должен весить больше 80 кг.

5. Пределы центровок 27—40% САХ.

Самолет По-2 лимузин

Потребность в легких самолетах с закрытой кабиной типа лимузин как в мирное время, так особенно и в военное, была значительна.

В период Отечественной войны многие подразделения Аэрофлота и ВВС своими силами занимались переоборудованием самолетов По-2 в лимузины.

В Аэрофлоте, как наиболее отвечающие требованиям эксплуатации, нашли широкое применение самолеты По-2 лимузин, переоборудованные одной из рембаз ГВФ. Самолеты данного типа начали эксплуатироваться с 1943 г.

Самолеты По-2 лимузин выпускались в двух вариантах: четырехместные и трехместные.

Ниже приводится краткое описание четырехместного лимузина с закрытой кабиной пилота (рис. 167, 168).

В пассажирскую кабину переоборудованы вторая кабина (ученика) и отсек хвостовой части фюзеляжа.

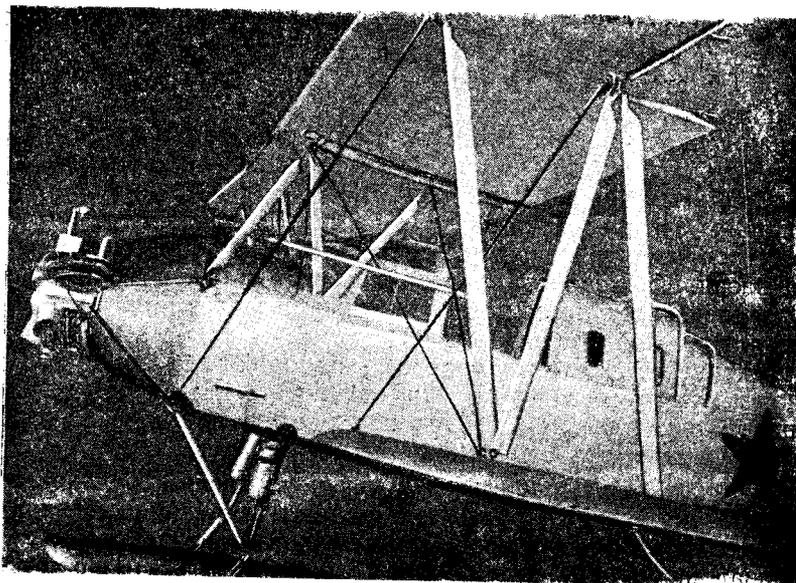


Рис. 167. Самолет По-2 лимузин. Вид сбоку.

В наборе фюзеляжа сделаны следующие изменения: верхние лонжероны на этом участке сращены; пол второй кабины продлен до первой рамы хвостового отсека фюзеляжа; боковины фюзеляжа усилены дополнительными раскосами; отсек хвостовой части усилен 3-миллиметровой фанерой.

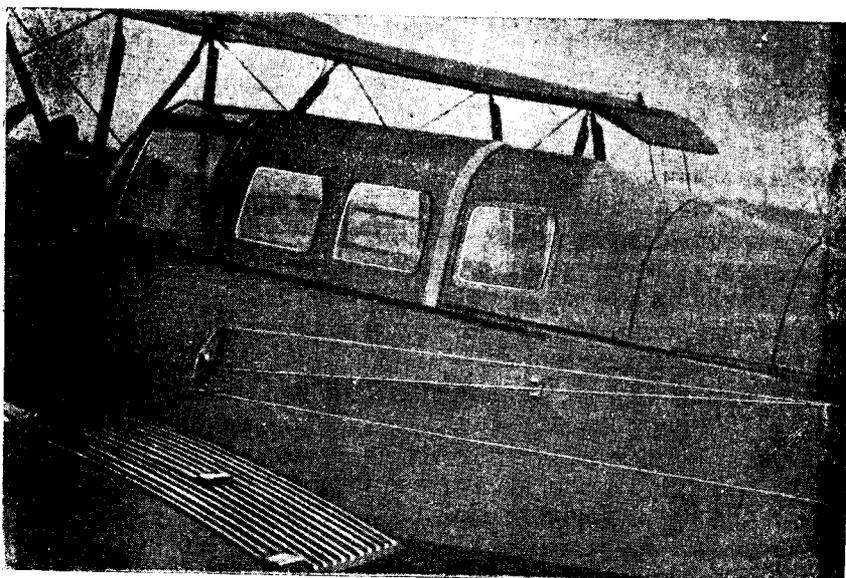


Рис. 168. Фонарь кабины самолета По-2 лимузин.

В пассажирской кабине установлены три сиденья: одно в передней части, второе в задней части кабины и третье между ними с правой стороны. Сиденья—деревянные; имеют мягкие подушки и могут легко сниматься.

Пассажирская кабина имеет следующие размеры: длина 1450 мм, ширина передней части 690 мм, задней—650 мм, высота 1280 мм. Объем кабины составляет 1,1 м³.

Фонарь кабины состоит из двух частей: фонаря пилота, откидывающегося кверху, и фонаря пассажирской кабины, сдвигающегося назад. Каркас фонаря металлический и закрыт плексиглазом. В задней части пассажирской кабины имеется небольшой багажник для ручной клади.

Управление самолетом и мотором из второй кабины снято. Поперечная труба ручного управления перенесена вперед и установлена на дополнительной стойке под передним пассажирским сиденьем. Центроплан изменен и имеет безнобак на 50 кг.

Для уменьшения давления на ручку и улучшения балансировки самолета на руль глубины установлены управляемые триммеры. Для улучшения устойчивости самолета верхнее крыло смещено назад на 70 мм.

Кроме лимузинов с закрытой кабиной пилота, имеются лимузины с открытой кабиной. Преимущество открытой кабины пилота состоит в том, что обзор, а также пилотирование самолета в сложных метеословиях, особенно при обледенении, значительно улучшены. В связи с возникновением чрезмерно задней центровки перевозка третьего пассажира в лимузине запрещена (см. стр. 170).

Особенности пилотирования самолета По-2 лимузин (полетный вес 1220 кг)

Самолет рулит нормально по песчаному аэродрому на оборотах 900—1000 об/мин.

Обзор вперед по сравнению с самолетом По-2 несколько ухудшен из-за наличия фонаря.

Из открытой кабины пилота обзор такой же, как на По-2.

При даче полного газа подъем хвоста самолета с полной загрузкой несколько утяжелен по сравнению с подъемом хвоста самолета По-2. Длина разбега увеличена и составляет 180—190 м.

При взлете необходимо самолет выдерживать над аэродромом более продолжительное время.

Набор высоты следует производить на полном газе на скорости 105—110 км/час по прибору.

При полной загрузке горизонтальный полет необходимо совершать при режиме мотора, повышенном на 60—70 об/мин по сравнению с режимом самолета По-2.

По мере выгорания горючего центр тяжести будет перемещаться назад, вследствие этого пилотирование самолета в сложных метеословиях и при сильной болтанке усложняется.

Управляемость и маневренность при задних центровках также ухудшены, при этом имеет место увеличение давления на ручку. При разворотах и виражах необходимо иметь запас скорости на 5—10 км/час больше по сравнению с самолетом По-2.

Самолет устойчиво планирует на скорости 110 км/час по прибору, при этом вертикальная скорость снижения составляет 2,5—3 м/сек, что требует выполнения посадки с более низким подводом к земле.

Посадка на три точки выполняется на скорости 65—70 км/час по прибору и ничем не отличается от посадки самолета По-2.

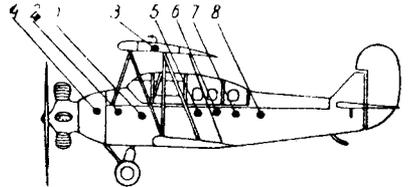


Рис. 169. Схема центровки самолета По-2 лимузин выпуска 1943 г. (назначение — пассажирский).

Самолет По-2 лимузин — пассажирский
(вып. 1943 г.)

Место груза на самолете (рис. 169)	Наименование	Вариант загрузок, кг			
		I	II	III	IV
	Вес конструкции	731	731	731	731
	Полная загрузка	489	419	414	444
	В том числе:				
1	Пилот	80	80	80	80
2	Горючее в фюзеляжном баке	95	90	95	95
3	» в центропланном »	50	—	50	—
4	Смазочное	14	9	14	14
5	Пассажир на переднем сиденье и борт-сумка	80+10	80	10	80+10
6	» на среднем сиденье	80	80	80	80
7	» » заднем »	80	80	80	80
8	Груз в багажнике	—	—	5	5
	Полетный вес	1220	1150	1145	1175
	Положение ц. т. в % САХ	39,8	41	37,4	35,2

Примечания. 1. При полном выгорании горючего центровка самолета для вариантов I и II будет составлять 45% САХ, что в эксплуатации недопустимо.

2. Вес конструкции дан для самолетов, переоборудованных в 1943 г.

3. Предельно задняя центровка при нормальных условиях полета 40% САХ, поэтому указанием главного инженера ГВФ запрещено возить в кабине 3 пассажиров (подробнее см. стр. 170).

4. Предельно задняя центровка при сложных метеоусловиях 40% САХ.

5. Груз в багажнике по условиям центровки не должен превышать 10 кг.

6. Расстояние от передней кромки САХ до передней кромки нижнего крыла в связи со смещением верхнего крыла назад на 70 мм равно 385 мм.

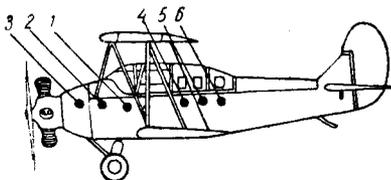


Рис. 170. Схема центровки самолета По-2 лимузин выпуска 1945 г. (назначение — пассажирский).

Самолет По-2 лимузин — пассажирский
(вып. 1945 г.)

Место груза на самолете (рис. 170)	Наименование	Варианты загрузок, кг		
		I	II	III
	Вес конструкции	775	775	775
	Полная загрузка	425	375	275
	В том числе:			
1	Пилот	80	80	80
2	Горючее в фюзеляжном баке	150	100	150
3	Смазочное	15	15	15
4	Пассажир на переднем сиденье и борт-сумка	80+10	80+10	10
5	» на заднем сиденье	80	80	—
6	Груз в багажнике	10	10	20
	Полетный вес	1200	1150	1050
	Положение ц. т. в % САХ	39,8	40,1	36,3

Примечания. 1. Вес конструкции дан для самолетов По-2, переоборудованных в лимузин выпуска 1945 г.

2. Предельная задняя центровка при сложных метеоусловиях должна быть не более 40% САХ.

При полете самолета По-2 лимузин в болтанку или в условиях плохой видимости с центровкой более 40% не исключена опасность потери скорости и срыва в штопор. Поэтому запрещается эксплуатировать самолеты По-2Л всех выпусков с центровкой более 40%. В связи с этим необходимо учесть следующее:

1) На самолетах По-2Л всех выпусков запрещается перевозка 3 пассажиров. В пассажирской кабине разрешается перевозка не более 2 пассажиров и 20 кг багажа.

2) На самолетах По-2, имеющих грузовой отсек за 2-й кабиной, категорически запрещается перевозка пассажира в грузовом отсеке. Кроме того, загрузка в грузовом отсеке не должна превышать 50 кг, а загрузка во 2-й кабине должна быть не более 150 кг.

Самолет По-2ШС

По-2ШС (рис. 171) представляет собой многоместный штабной и санитарный самолет-димузин с мотором М-11ФМ.

Первый самолет Н. Н. Поликарпова По-2ШС был построен в 1944 г. В настоящее время небольшая партия этих самолетов находится в эксплуатации.



Рис. 171. Самолет По-2ШС. Вид спереди, ракурс $\frac{3}{4}$ (с радиоустановкой).

По-2ШС имеет следующие конструктивные изменения по сравнению с серийными самолетами По-2:

1. Фюзеляж увеличен по ширине на 350 мм.
2. В фюзеляже оборудована закрытая кабина на 5 человек.
3. Для получения более передней центровки верхнее крыло сдвинуто назад на 200 мм.
4. Руль высоты и элероны снабжены осевой компенсацией.
5. На руль высоты установлен триммер.
6. Капоту мотора придана более удобообтекаемая форма, а на винт установлен кок.
7. Посадочная фара перенесена из-под крыла в фюзеляж под мотор.
8. Тросы управления частично убраны в фюзеляж.
9. Установлен фюзеляжный бензобак емкостью 215 л.
10. Емкость маслобака увеличена и составляет 25 л.
11. Установлена приемно-передающая радиостанция РСИ-4 с катушкой НИСО.
12. На мотор установлен генератор ГС-350 с приводом от коленчатого вала и вместо аккумулятора 12-А-10 установлен 12-А-6.
13. Освещение приборов осуществлено при помощи лампы УФО.
14. Пусковое зажигание осуществляется от пусковой катушки.
15. Зажигание мотора, кабели радиостанции и генератора экранированы.

Самолет С-2

Кроме ранее перечисленных модификаций, самолет По-2 используется также как санитарный самолет.

В первое время промышленность выпускала санитарный самолет С-1, который в основном эксплуатировался до 1941 г. Небольшое количество самолетов С-1 использовалось также в период Великой Отечественной войны.

Самолет С-1—трехместный, имеет санитарную кабину для одного лежачего больного на носилках и сопровождающего медработника. Кабина закрытая.

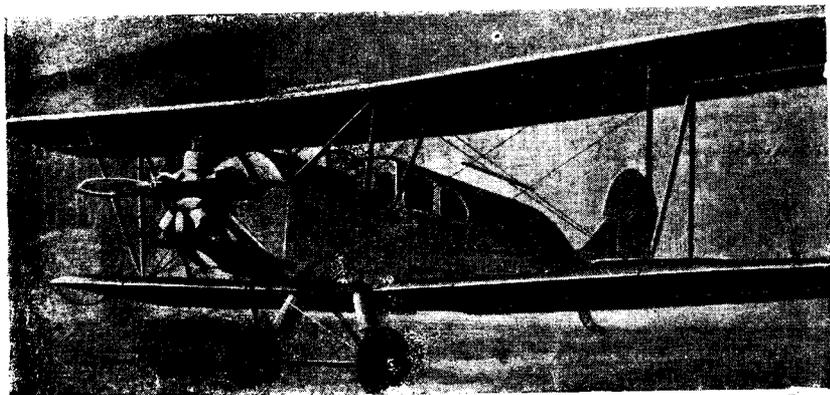


Рис. 172. Самолет С.2. Вид спереди, ракурс $3/4$.

В отличие от других модификаций самолет С-1 имеет управляемый в полете стабилизатор.

Существенным недостатком этого самолета является невозможность установки стандартных носилок, что вынуждает перекладывать больного с одних носилок на другие.

С 1940 г. промышленность выпускает санитарные самолеты С-2. Самолет С-2 представляет собой трехместный самолет, который эксплуатируется в качестве санитарного, а также как двухместный пассажирский лимузин (рис. 172, 173).

Основные отличия самолета С-2 от самолета По-2 заключаются в следующем:

1. Фюзеляж самолета С-2 удлинен на 304 мм и расширен. За счет кабины ученика в нем сделана более вместительная кабина, в которой могут помещаться два пассажира сидя, или один пассажир сидя (больной или медработник) и один лежа на стандартных носилках. Кабина закрывается откидным (на петлях) гаргротом с четырьмя окнами, прорезанными в бортах, и двумя передними маленькими окошками для связи с пилотом.

2. Установлены два дополнительных бензобака: центропланый емкостью на 50 кг и задний фюзеляжный на 57 кг. Изменено управление бензосистемой самолета.

3. Отсутствует двойное управление самолетом.
4. Управление мотором гибкое.
5. На руль глубины установлены управляемые из кабины пилота триммеры.
6. Изменены узлы крепления стоек кабана центроплана и шасси, а также внесены некоторые другие изменения в конструкцию самолета.

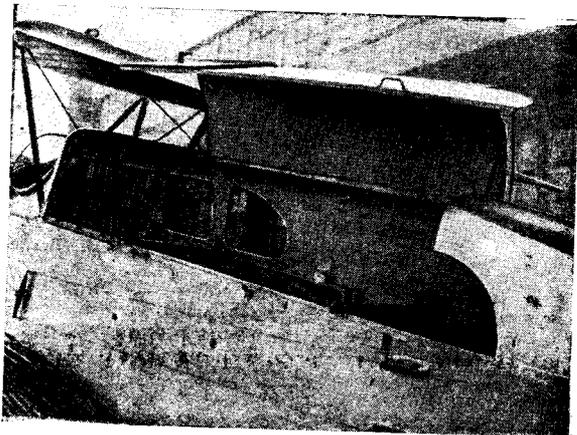


Рис. 173. Внутренний вид санитарной кабины.

Самолеты С-2 использовались в массовом количестве на фронтах Великой Отечественной войны 1941—1945 гг. по перевозке раненых бойцов и офицеров Красной Армии, партизан, а также продовольствия и боеприпасов.

Большое количество самолетов С-2 в 1943—1944 г.г. эксплуатировалось на фронте с установленными на нижних крыльях с каждой стороны кабинами конструкции инженера Бакшаева. Наличие этих кабин позволяло транспортировать 3—4 человека больных на носилках.

Особенности пилотирования самолета С-2 (полетный вес 1100 кг)

Самолет рулит на колесах при 700—800 об/мин мотора. Особенностью при рулении является несколько меньшая эффективность руля направления из-за наличия высокого гаргрота.

Взлет самолета С-2 практически не отличается от взлета самолета По-2, за исключением повышенного усилия, которое требуется в начале разбега для подъема хвоста.

Длина разбега незначительно увеличена и равна 130 м.

В отличие от самолета По-2 на самолете С-2 следует производить набор высоты на больших скоростях. Навыгоднейшей скоростью набора до 1000 м является 100—105 км/час по прибору.

При подъеме на каждые последующие 1000 м нужно уменьшать скорость на 5 км/час по прибору.

В горизонтальном полете самолет ведет себя вполне устойчиво. При помощи триммера С-2 балансируется на всех скоростях в допустимых пределах центровки.

Пользование управлением триммера — удобное и легкое.

В поперечном отношении самолет С-2 в отличие от По-2 несколько менее устойчив из-за меньшего запаса устойчивости.

В отношении устойчивости движения С-2 ничем особенно не отличается от По-2. При больших боковых ветрах устойчивость движения уменьшается из-за большой боковой поверхности фюзеляжа, вследствие чего пилот должен прилагать большие усилия к педалям, чем на самолете По-2.

Виражи и развороты самолет С-2 выполняет нормально на скоростях 115—120 км/час по прибору. На виражах с креном до 45° самолет ведет себя устойчиво.

Скорость устойчивого планирования самолета при брошенном управлении зависит от положения триммера.

При планировании на посадку перед выравниванием скорость по прибору следует держать 100—105 км/час.

Посадка самолета С-2 практически не отличается от посадки самолета По-2. Характер поведения самолета на посадке зависит от загрузки самолета.

При посадке с центровкой 35% САХ на самолете С-2 в отличие от По-2 приходится несколько больше добирать ручку «на себя».

При посадке с предельно передней центровкой 28,5% САХ требуется более энергично добирать ручку «на себя».

При посадке с предельно задней центровкой ручку выбирать следует меньше. По сравнению с По-2 самолет С-2 имеет больший запас рулей на посадку.

На самолете С-2 фигуры высшего пилотажа не производятся.

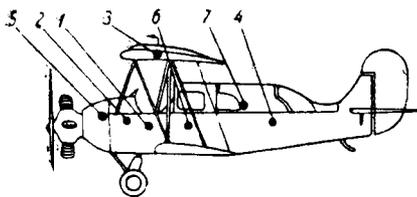


Рис. 174. Схема центровки самолета С-2 (назначение — санитарный).

Самолет С-2 — санитарный

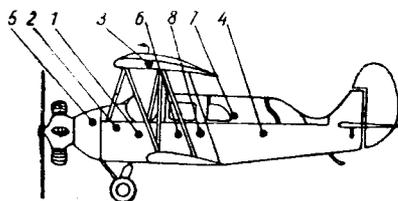
Место груза на самолете (рис. 174)	Наименование	Варианты загрузок, кг	
		I	II
	Вес конструкции	760	760
	Полная загрузка	450	395
	В том числе:		
1	Пилот	80	80
2	Горючее в переднем фюзеляжном баке	95	95
3	» в центропланном баке	50	50
4	» в заднем фюзеляжном баке	55	—

Место груза на самолете (рис. 174)	Наименование	Варианты загрузок, кг	
		I	II
5	Смазочное	10	10
6	Санработник во 2-й кабине	80	80
7	Раненый на носилках	80	80
	Полетный вес	1210	1155
	Положение ц. т. в % САХ	37,3	33,5

Примечания. 1. Вес конструкции дан для самолетов довоенного выпуска.

2. Пределы центровок 28,5—40% САХ.

Рис. 175. Схема центровки самолета С-2 (назначение — пассажирский и грузовой).



Самолет С-2 — пассажирский и грузовой

Место груза на самолете (рис. 175)	Наименование	Варианты загрузок, кг		
		I	II	III
	Вес конструкции	760	760	760
	Полная загрузка	450	395	490
	В том числе:			
1	Пилот	80	80	80
2	Горючее в переднем фюзеляжном баке	95	95	95
3	» в центропланном баке	50	50	50
4	» в заднем фюзеляжном баке	55	—	55
5	Смазочное	10	10	10
6	Пассажир на 1-м сиденье	80	80	—
7	» » 2-м »	80	80	—
8	Груз в пассажирской кабине	—	—	200
	Полетный вес	1210	1155	1250
	Положение ц. т. в % САХ	35,4	30,5	37,2

Примечания. 1. Варианты загрузок I и II предусматривают загрузку при использовании самолета как пассажирского. Вариант загрузки III предусматривает загрузку при использовании самолета как грузового.

2. Вес конструкции дан для самолетов довоенного выпуска.

3. Пределы центровок 28,5—40% САХ.

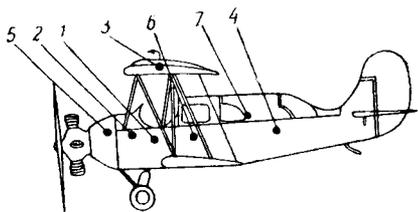


Рис. 176. Схема центровки самолета С-2 выпуска 1943—1945 гг. (назначение — санитарный).

Самолет С-2 — санитарный

Место груза на самолете (рис. 176)	Наименование	Варианты загрузок, кг		
		I	II	III
	Вес конструкции	860	860	860
	Полная загрузка	340	390	455
	В том числе:			
1	Пилот	0	80	80
2	Горючее в переднем фюзеляжном баке	90	90	93
3	» в центропланном баке	—	50	50
4	» в заднем фюзеляжном баке	—	—	57
5	Смазочное	10	10	15
6	Санработник во 2-й кабине	80	80	80
7	Раненый на носилках	80	80	80
	Полетный вес	1200	1250	1315
	Положение ц. т. в % САХ	34	33,3	38,2

Примечания. 1. Вес конструкции дан для самолетов выпуска 1943—1945 гг.

2. Загрузка по варианту III предусматривает заправку горючим во все три бака.

3. Пределы центровок 28,5—40% САХ.

Самолет С-3

В 1939 г. по инициативе инженера Филатова была сделана санитарная кассета для двух лежащих раненых, устанавливаемая на самолетах По-2, АП и СП (рис. 177).

Кассета устанавливается сверху на фюзеляже самолета. Она состоит из двух частей: самой кассеты, расположенной вдоль фюзеляжа, где размещаются двое раненых рядом, и заднего кока (хвостовика), служащего для закрытия фермы фюзеляжа между кассетой и килем. Раненые отделены друг от друга перегородкой.

Самолеты С-3 также нашли широкое применение в период Великой Отечественной войны 1941—1945 гг. и оказали большую помощь в транспортировке раненых.

Существенным недостатком самолета С-3 является невозможность установки стандартных носилок, что вынуждает перекладывать больного с одних носилок на другие.

Техника пилотирования самолета С-3 мало чем отличается от техники пилотирования самолета С-2.

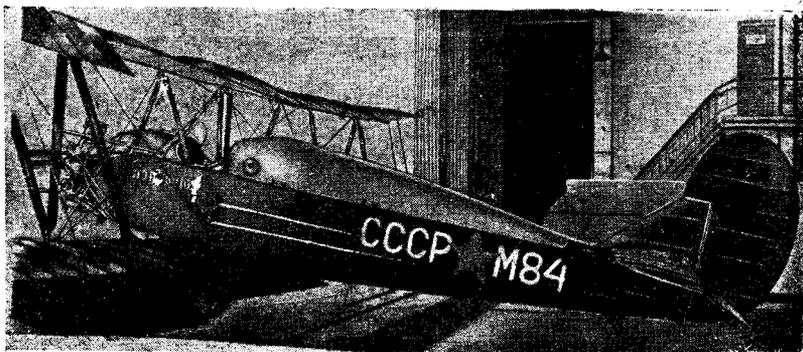
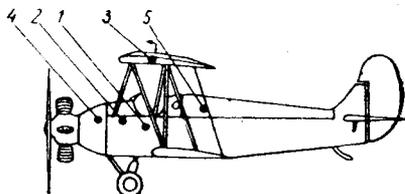


Рис. 177. Самолет С-3.

Рис. 178. Схема центровки самолета С-3 (назначение — санитарный).



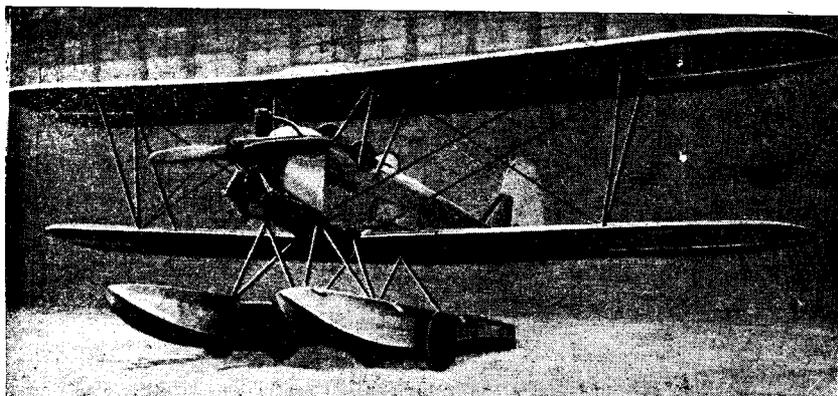
Самолет СП с кабиной конструкции
Филатова (С-3) — санитарный

Место груза на самолете (рис. 178)	Наименование	Варианты загрузок, кг		
		I	II	III
	Вес конструкции	714	714	714
	Полная загрузка	352	302	276
	В том числе:			
1	Пилот	80	80	80
2	Горючее в фюзеляжном баке	50	50	26
3	» » центропланном баке	50	—	—
4	Смазочное	12	12	10
5	Раненые	160	160	160
	Полетный вес	1066	1016	990
	Положение ц. т. в % САХ	38	39	40,5

- Примечания. 1. В вес конструкции включен вес кабины с носилками (44 кг).
 2. Вес конструкции дан для самолетов довоенного выпуска.
 3. Вариант загрузки III соответствует случаю выгорания горючего.
 4. Приведенные варианты загрузок распространяются также на самолеты АП с кабиной Филатова
 5. Пределы центровок 27—41% САХ.

Создание новых модификаций самолета По-2

В 1940 г. был построен и успешно прошел государственные и эксплуатационные испытания самолет СП с поплавковым шасси.



районах, имеющих пригодные для приводнения реки и водные бассейны.

Ниже приводятся особенности пилотирования самолета СП на поплавковом шасси. Варианты загрузок самолета СП на поплавках аналогичны вариантам загрузок самолета СП на колесах, приведенным выше.

Особенности пилотирования самолета СП на поплавках

(полетный вес 1150 кг)

Самолет устойчиво рулит на воде в направлении ветра при 700—800 об/мин. При боковом ветре свыше 6 м/сек почти не удерживается на курсе, но на линию направления ветра возвращается легко. Для отворота самолета от линии направления ветра необходим предварительный разгон и форсирование мотора до 1300—1400 об/мин.

Маневренность самолета при ветре до 5 м/сек вполне достаточная, при ветре свыше 5 м/сек маневренность ограничена (по причине большой парусности самолета), и руление возможно лишь при углах, близких к направлению ветра. При поворотах к ветру силой 12 м/сек под углом 50° подветренный поплавок сильно погружается в воду, вследствие чего углы поворота к ветру следует ограничить $25-30^\circ$.

При буксировке за носовые рымы поплавков самолет рыскает на курсе даже в плоскости ветра. При буксировке за хвост самолет имеет более спокойный ход за катером и лучше держится на курсе. Поэтому в эксплуатации рекомендуется буксировку самолета производить за хвост. При буксировке катер должен держаться таких курсов, чтобы самолет не подвергался действию строго бокового ветра.

Эффективность водяных рулей достаточная. Прочность поплавков самолета СП позволяет подходить к спуску на работающем моторе.

Взлет самолета происходит нормально при ветре до 5 м/сек и волне 0,25 м. Длина разбега составляет 285 м, время разбега 25 секунд. Скорость отрыва на разбеге — 75 км/час. При ветре от 12 до 16 м/сек и встречной волне 0,2—0,3 м самолет взлетает легко, но в первый момент после дачи полного газа поплавок незначительно зарываюется в гребни волн; при выборе ручки «на себя» носовые части поплавков приподнимаются и самолет, не выходя на редан, после 3—4 (не особенно жестких) ударов и короткого разбега взлетает.

Запас рулей самолета для парирования незначительного зарывания носовой части поплавков в начале разбега вполне достаточен.

Продольных раскачиваний и тенденций к прыжкам на взлете нет.

Устойчивость самолета на всех режимах полета — взлет, набор высоты, планирование и горизонтальный полет на эксплуатационных центровках от 28 до 39% САХ — нормальная.

В горизонтальном полете при центровке 35% САХ самолет хорошо балансируется на скорости 100 км/час по прибору.

Управляемость и маневренность в воздухе самолета СП с поплавковым шасси мало чем отличаются от сухопутного варианта. Самолет устойчиво виражит с креном в 50° на скорости 105 км/час при 1550 об/мин мотора.

Самолет устойчиво планирует с убраннным газом на скорости 100 км/час по прибору.

Самолет садится плавно, тенденций к капотированию поплавков в воду не имеет.

Запас рулей на посадку вполне достаточен.

Для молодых пилотов, летающих на самолетах типа По-2 с колесным шасси, при переходе на поплавокые шасси нужна тренировка в посадках на воду для освоения особенностей посадки.

Посадка на воду требует более высокого подхода по сравнению с колесным шасси из-за большой высоты поплавоквого шасси. (рис. 181, 182).

Контрольные вопросы

1. Каковы наиболее распространенные модификации самолета По-2?
2. В чем заключаются особенности пилотирования самолета АП?
3. В чем заключаются особенности пилотирования самолета С-2?
4. Перечислите варианты загрузки самолета По-2 лимузин.
5. Каковы конструктивные отличия самолета По-2ШС?
6. В чем заключаются особенности пилотирования самолета СП на поплавках?
7. Чем отличается самолет По-2 на поплавках от учебного самолета По-2?
8. Перечислите варианты загрузки и данные центровки самолета С-2 в санитарном и пассажирском применениях.

ГЛАВА 17

ВЗЛЕТ И РЕЖИМЫ ПОЛЕТА САМОЛЕТОВ ТИПА По-2

Определение взлетных характеристик

Количество перевозимого груза—один из основных показателей, определяющих эффективность использования средств транспорта.

Количество груза, с которым самолет может взлететь, значительно меньше груза, который он способен перевозить в горизонтальном полете. Таким образом, количество груза, которое самолет способен перевезти, лимитируется загрузкой самолета при его взлете. Другими словами, взлет самолета определяет эффективность его использования в транспортных перевозках.

Взлет самолета состоит из двух этапов.

Первый этап—разбег по земле, в течение которого самолет развивает скорость, необходимую для отрыва от земли и устойчивого поддержания его в воздухе.

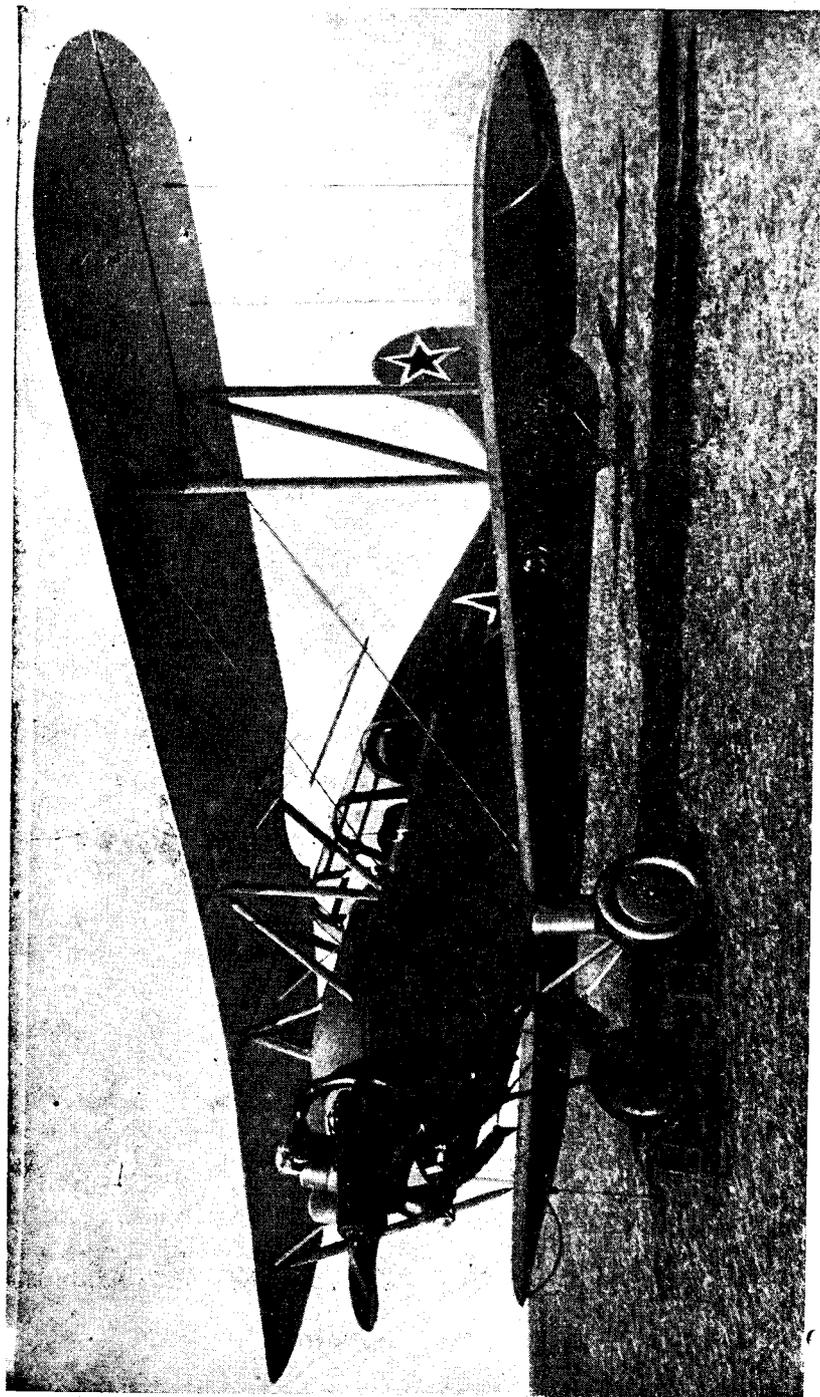


Рис. 181. Самолет По-2 лимузин с радиоустановкой. Вид спереди, ракурс $\frac{3}{4}$.

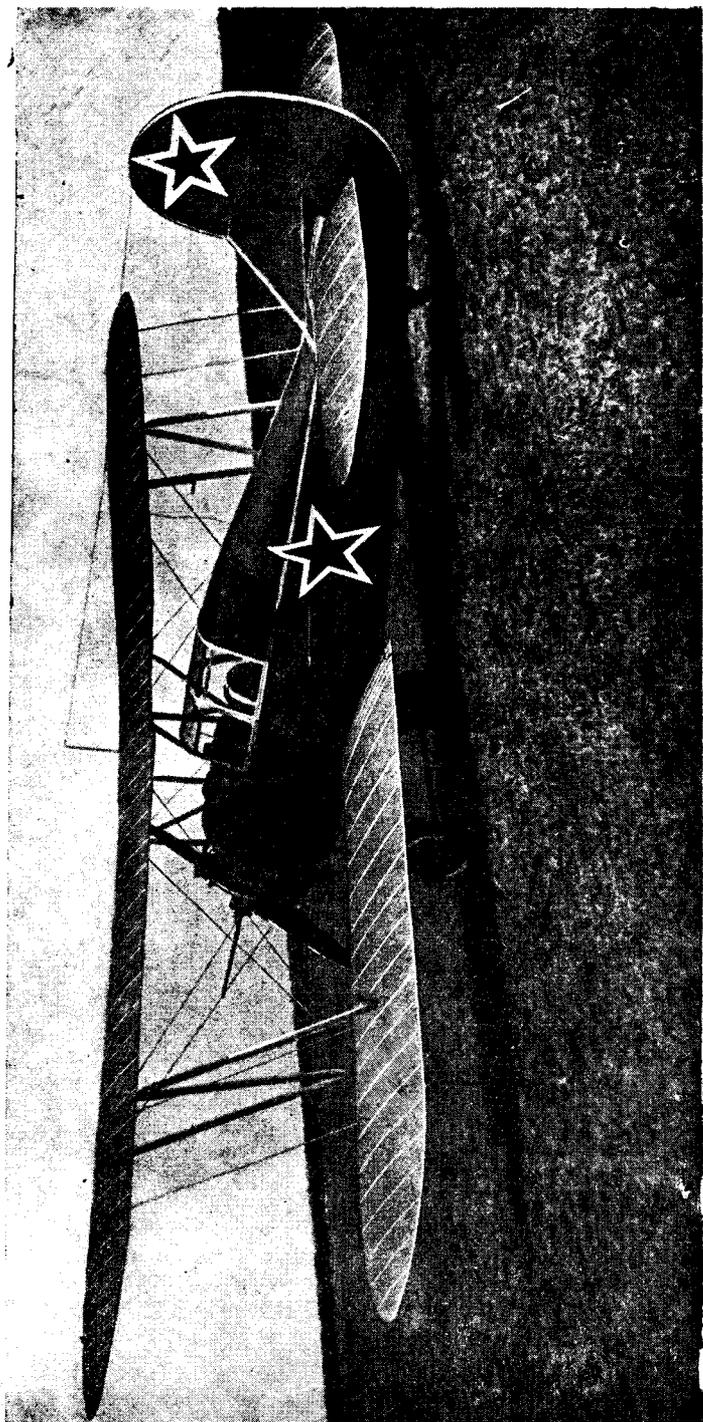


Рис. 182. Самолет 110-2 лимузин с радиоустановкой. Вид сзади, ракурс

Второй этап—разгон самолета до скорости, необходимой для набора высоты и преодоления препятствий, расположенных у границ аэродрома в полосе подхода (здания, мачты, трубы, деревья и т. п.).

На практике может оказаться, что величина загрузки самолета, а следовательно, и его полетный вес, будут зависеть либо от длины разбега самолета, допускаемой размерами аэродрома, либо от взлетной дистанции (расстояния от места старта до препятствия у границ аэродрома).

Однако необходимые для взлета длина разбега и длина взлетной дистанции определяются не только полетным весом самолета, а зависят еще от целого ряда других условий.

Одним из условий, наиболее сильно влияющих на взлет, являются температура и давление воздуха, при которых происходит взлет самолета.

Температура и давление воздуха определяют его плотность. А от плотности воздуха в очень большой мере зависят силы, под действием которых взлетает самолет: сила тяги, развиваемая винтом, и воздушные силы, действующие на самолет.

Плотность воздуха уменьшается с повышением его температуры и уменьшением давления. Плотность воздуха особенно мала в жаркие летние дни, когда температура воздуха доходит до 35—40°С.

Чем меньше плотность воздуха, тем меньше мощность, развиваемая мотором, и, следовательно, меньше также сила тяги винта. Уменьшение силы тяги приводит к тому, что самолет на разбеге медленнее набирает необходимую для отрыва скорость, следовательно, длина разбега у него увеличивается.

Уменьшение тяги винта принуждает самолет набирать высоту после отрыва под меньшим углом к горизонту, и, следовательно, над препятствием у границ аэродрома он пролетает на более низкой высоте.

Иначе говоря, взлетная дистанция до заранее заданной высоты (обычно принимается высота в 25 м) у самолета увеличится.

Если аэродром мал или подходы к нему затруднены из-за препятствий, расположенных близко к границам аэродрома приходится для безопасности взлета часть груза с самолета снять.

Подъемная сила, вызванная движением самолета в воздушной среде, также зависит от плотности окружающего воздуха. Отрыв самолета от земли происходит в тот момент, когда подъемная сила становится равной весу самолета.

С уменьшением плотности воздуха становится меньше и подъемная сила. В этом случае самолету нужно для отрыва набрать большую скорость, чтобы увеличить подъемную силу; следовательно, его разбег по земле увеличится.

Уменьшение подъемной силы из-за пониженной плотности воздуха заставит самолет при наборе высоты взлетать под мень-

шим углом к горизонту, и поэтому взлетная дистанция еще больше увеличится.

Уменьшение плотности воздуха, вызванное понижением давления и увеличением его температуры, уменьшает и величину лобового сопротивления самолета, что несколько облегчает условия взлета. Однако влияние подъемной силы на длину разбега и на длину взлетной дистанции намного больше, чем силы лобового сопротивления, и поэтому влияние последней можно не рассматривать.

Таким образом, для полной безопасности взлета самолета с большой загрузкой необходимо точно учитывать температуру и давление воздуха при расчете длины разбега и взлетной дистанции самолета.

Кроме температуры и давления воздуха, на взлетные характеристики влияют мощность мотора, поверхность аэродрома и скорость встречного ветра.

На взлете используется максимальная мощность мотора (125 л. с.). Используемая мощность мотора определяется числом оборотов. Максимальное число оборотов мотора зависит от скорости движения самолета и от плотности воздуха.

При движении самолета лопасти винта встречают массу воздуха под меньшим углом атаки, чем при вращении винта на месте. При этом нагрузка на лопасти винта уменьшается и винт увеличивает обороты; наибольшее число оборотов получается у винта на максимальной скорости.

Следует, однако, иметь в виду, что при нарастающем движении самолета уменьшение угла атаки лопасти винта уменьшает тягу винта, несмотря на увеличение числа оборотов.

Уменьшение плотности воздуха понижает нагрузку на лопасти винта, поэтому, если при уменьшении плотности воздуха мощность мотора остается постоянной, максимальные обороты винта растут.

Однако у невысотных моторов типа М-11 мощность падает при уменьшении плотности. При этом падение мощности невысотных моторов происходит быстрее, чем уменьшение нагрузки на лопасти винта; вследствие этого максимальные обороты винта при невысотных моторах падают при уменьшении плотности. Уменьшение оборотов вызывает дополнительное уменьшение тяги, ухудшая тем самым условия взлета.

На длину разбега самолета по земле значительно влияет сила трения колес о землю. Чем больше полетный вес и чем хуже состояние поверхности аэродрома, тем большей делается сила трения, препятствующая разбегу. Поэтому при оценке взлетных качеств самолета необходимо учесть трение колес и силу для преодоления препятствий покрова аэродрома.

Наконец, весьма большое влияние на взлет оказывает встречный ветер. Скорость встречного ветра, складываясь со скоростью самолета при разбеге, уменьшает время, потребное для набора скорости отрыва. Вследствие этого при встречном ветре самолет

ранее обычного приобретает необходимую подъемную силу, уравновешивающую полетный вес, и раньше уходит в воздух, сокращая длину разбега.

Встречный ветер также уменьшает длину разбега и траекторию взлета.

Как видно из приведенного многообразия факторов, влияющих на взлет, расчет длины разбега и взлетной дистанции довольно сложен. Чтобы быстро рассчитать, каковы должны быть длина разбега и длина взлетной дистанции при заданной загрузке самолета, в эксплуатации применяют графический метод определения взлетных характеристик с помощью номограмм.

Номограмма строится на основе практических материалов полетным испытаниям самолета.

Зная полетный вес самолета, температуру и давление наружного воздуха в момент взлета, скорость ветра и состояние поверхности аэродрома (бетон, дерновый покров, снег и т. д.), по номограмме можно легко определить, какое расстояние пробежит самолет по земле до отрыва и на каком расстоянии от старта он может преодолеть препятствие высотой в 25 м.

Получив по номограмме ответ на эти вопросы и оценив имеющуюся в наличии взлетную полосу, можно подобрать такой полетный вес самолета, который обеспечит при полной безопасности взлета наибольшую для данных условий величину перевозимого груза.

Пилотирование самолета на взлете

Характер пилотирования во время взлета может в большой степени повлиять на взлетные характеристики самолета.

Приведенные ниже номограммы рассчитаны на нормальные условия пилотирования самолета на взлете, предусмотренные инструкциями по летной эксплуатации самолета По-2. При расчете номограммы принималось, что взлет производится без подрыва и излишнего прижимания самолета на разбеге, без затягивания разгона перед набором высоты. Максимальные обороты мотора (полный газ) сохраняются в течение всего взлета до преодоления препятствий у границ аэродрома.

Описание номограммы

Номограмма состоит из 10 графиков (рис. 183).

График 1 — дает возможность определить превышение аэродрома над уровнем моря по международной стандартной атмосфере (МСА) в зависимости от фактической температуры и давления наружного воздуха.

График 2 — изображает изменение максимальных оборотов мотора на месте (при полном газе) в зависимости от превышения аэродрома.

График 3 — дает возможность определить дистанцию взлета самолета в зависимости от превышения аэродрома и полетно-

го веса самолета при взлете с твердого дернового грунта в безветрие.

Графики 4, 5 и 6 — вносят соответственно в дистанцию взлета поправки на условия, отличные от принятых в графике 3. График 4 вносит поправку на фактическое отличие максимальных оборотов на земле на месте от тех, которые должны быть у мотора при данном превышении аэродрома (указаны на графике 2). График 5 вносит поправку на состояние покрова аэродрома, когда взлет производится не с твердого дернового грунта. График 6 учитывает сокращение взлетной дистанции при наличии встречного ветра.

В нижней части графиков 3—6 помещена шкала, по которой производится окончательный отсчет длины взлетной дистанции до преодоления препятствия высотой в 25 м.

Графики 7, 8, 9 и 10 — полностью соответствуют графикам 3—6, только относятся они не к полной взлетной дистанции самолета, а к длине разбега.

В нижней части графиков 7—10 помещена шкала, по которой производится окончательный отсчет длины разбега самолета.

В зависимости от того, что представляет затруднение при взлете — наличие препятствий у границ аэродрома или ограниченные размеры взлетной дорожки в направлении взлета — следует пользоваться для контроля взлетных характеристик графиками 3—6 или 7—10.

Решение типовых задач

Задача № 1. Определить возможность взлета самолета с аэродрома, имеющего препятствие высотой в 25 м на расстоянии 1200 м от места старта. Температура наружного воздуха $+22^{\circ}\text{C}$, давление 740 мм рт. ст., полетный вес 1200 кг. Поверхность аэродрома — дерновый грунт средней твердости. Встречный ветер 4 м/сек. На полном газе на месте мотор развивает 1530 об/мин. (Решение этой задачи показано на номограмме стрелками.)

Решение. На графике 1 отыскиваем температуру наружного воздуха $+22^{\circ}\text{C}$ (точка А). От точки А проводим линию вертикально вверх до линии «Давление наружного воздуха 740 мм» (точка Б). Точка Б соответствует превышению аэродрома над уровнем моря по международной стандартной атмосфере 510 м.

От точки Б проводим горизонтальную линию вправо до линии оборотов на графике 2 (точка В). В точке В читаем, что на заданном превышении аэродрома мотор должен развивать на полном газе на месте 1570 об/мин. Сравним эту цифру с оборотами, которые дает наш мотор (1530 об/мин), определяем, что наш мотор недодает 40 об/мин.

От точки В ведем горизонтальную линию дальше вправо до линии «Полетный вес самолета 1200 кг» на графике 3 (точка Г). Опустив линию вниз из точки Г до начала графика 4, ведем ее дальше параллельно наклонным линиям графика 4 до пересече-

ния с линией «Падение оборотов в минуту — 40» (точка *Д*). Этим мы вводим поправку на падение оборотов нашего мотора на 40 об/мин по сравнению с теми оборотами, которые должны быть у мотора.

Из точки *Д* проводим линию вниз до начала графика 5 и ведем ее дальше параллельно наклонным линиям графика 5 до точки *Е*. Эта точка находится посередине между горизонтальными линиями «Твердый дерновый грунт» и «Мягкий дерновый грунт» и соответствует дерновому грунту средней твердости. Этим мы вводим поправку в длину взлетной дистанции на состояние покрова аэродрома.

Из точки *Е* проводим линию вниз до начала графика 6 и ведем ее дальше параллельно наклонным линиям графика 6 до пересечения с линией «Встречный ветер 4 м/сек» (точка *Ж*). Этим мы вводим поправку в длину взлетной дистанции на наличие встречного ветра.

Проведя из точки *Ж* линию вниз до окончания графика 4, читаем по масштабу: длина дистанции взлета до преодоления препятствия высотой в 25 м составляет 1070 м.

Поскольку необходимая длина взлетной дистанции, получившаяся в нашем решении, меньше, чем имеющееся в наличии расстояние от места старта до препятствия (1200 м), взлет при данных условиях старта возможен.

Задача № 2. Определить возможность взлета самолета с аэродрома, имеющего длину взлетной дорожки в направлении старта 400 м. Условия взлета те же, что и в задаче № 1. (Решение этой задачи показано на правой части номограммы стрелками.)

Решение. Из точки *В* (график 2) проводим горизонтальную линию вправо до пересечения с линией «Полезный вес 1200 кг» на графике 7 (точка 8). Из точки 8 ведем линию вертикально вниз до начала графика 8.

На графике 8 продолжаем эту линию параллельно наклонным линиям графика до пересечения с линией «Падение оборотов в минуту—40» (точка 9) и опускаем ее вниз до начала графика 9.

На графике 9 продолжаем эту линию параллельно наклонным до уровня, соответствующего дерновому грунту средней твердости (точка 10), затем опускаем ее вниз до начала графика 10 и снова продолжаем параллельно наклонным линиям графика 10 до линии «Встречный ветер 4 м/сек» (точка 11). Проведя из точки 11 линию вниз до окончания графика, читаем по масштабу: длина разбега 290 м.

Поскольку полученная расчетом длина разбега 290 м меньше длины взлетной дорожки (400 м), взлет с данного аэродрома возможен.

Задача № 3. Определить наибольший полетный вес самолета, с которым можно взлететь с аэродрома, если расстояние от места старта до препятствия высотой в 25 м в направлении взлета равно 900 м. Температура наружного воздуха +30°C, давление 730 мм рт. ст. Встречный ветер 3 м/сек. Мотор на полном

газе развивает на месте 1500 об/мин. Поверхность аэродрома — мягкий дерновый грунт.

Решение. На графике 1 отыскиваем температуру наружного воздуха $+30^{\circ}\text{C}$. От этой точки проводим линию вверх до пересечения с линией «Давление наружного воздуха 730 мм». По вертикальному масштабу читаем высоту превышения аэродрома по МСА 900 м. От точки пересечения проводим горизонтальную линию вправо до пересечения с линией оборотов мотора на графике 2. По масштабу оборотов определяем, что мотор на данной высоте аэродрома над уровнем моря должен развивать 1560 об/мин. Таким образом, мы видим, что мотор недодает: $1560 - 1500 = 60$ об/мин.

На графике 6 находим по шкале в нижней части дистанцию взлета до преодоления препятствия — заданную величину 900 м. Из найденной точки проводим линию вверх по вертикали до пересечения с линией «Встречный ветер 3 м/сек» и из точки пересечения — вверх параллельно наклонным линиям до окончания графика 6. Продолжаем линию на графике 5 вверх по вертикали до пересечения с линией «Мягкий дерновый грунт». От точки пересечения проводим линию вверх параллельно наклонным линиям графика 5 до его окончания.

На графике 4 продолжаем линию вертикально вверх до пересечения с линией «Падение оборотов в минуту — 60». От точки пересечения проводим линию вверх до окончания графика 4.

На графике 3 продолжаем линию вертикально вверх до высоты аэродрома над уровнем моря, равной 860 м. Полученная точка находится посередине между линиями полетного веса 1000 и 1100 кг. Таким образом, наибольший полетный вес, с которым при заданных условиях самолет может взлететь с данного аэродрома, равен 1050 кг.

Задача № 4. Определить наибольший полетный вес, с которым можно взлететь с аэродрома, взлетная дорожка которого в направлении старта имеет длину 240 м. Температура и давление наружного воздуха и обороты мотора на месте те же, что и в задаче № 3. Взлет — в штиль с аэродрома, имеющего твердый дерновый грунт.

Решение. Находим на шкале под графиком 10 длину разбега 240 м. Из найденной точки проводим линию вертикально вверх через весь график 10 (так как взлет при штиле), через весь график 9 (так как взлет с твердого дернового грунта) до линии «Падение оборотов в минуту — 60» на графике 8. Из полученной точки пересечения проводим линию вверх параллельно наклонным линиям графика 8 до окончания графика 8 и далее по вертикали продолжаем ее на графике 7 до высоты аэродрома над уровнем моря 900 м. Эта точка совпадает с линией «Полетный вес самолета 1000 кг».

Таким образом, наибольший полетный вес самолета, с которым самолет может взлететь при заданных условиях старта, равен 1000 кг.

Режимы полета самолетов типа По-2 с мотором М-11Д

В учебных полетах режимы работы мотора, как правило, зависят от характера упражнений и устанавливаются пилотом-инструктором. Кроме этого, в учебном варианте самолет По-2 имеет полетный вес значительно меньше, чем в условиях транспортной работы. Поэтому в книге не разбираются подробно режимы работы мотора для учебных полетов, а даются рекомендации для летно-технического состава эксплуатационных подразделений.

Все же приведенный ниже материал даст возможность курсантам ознакомиться с действительными режимами полета самолетов По-2 и несомненно будет полезен им в дальнейшей практической работе.

Практика эксплуатации самолетов типа По-2 с увеличенным полетным весом, особенно в условиях повышенной температуры воздуха, вызвала необходимость уточнить режимы полета, установленные раньше для нормальных полетных весов.

Для обеспечения нормальной эксплуатации самолетов типа По-2 с полетным весом 1200 кг режимы работы мотора М-11Д, соответствующие крейсерскому горизонтальному полету, устанавливаются в зависимости от температуры наружного воздуха.

В табл. 2 и 3 приводятся рекомендуемые крейсерские характеристики для самолетов С-2, По-2 лимузин, АП и СП с полетным весом 1200 кг.

При эксплуатации самолетов С-2 с мотором М-11Д на высоте 500 м рекомендуется производить полеты на скорости 100 км/час по прибору. Это объясняется тем, что обороты мотора для температур наружного воздуха от $+30^{\circ}\text{C}$ до -30°C не выходят за пределы 1640 об/мин.

На скорости 110 км/час разрешается производить полеты только до температуры наружного воздуха $+10^{\circ}$, так как при более высоких температурах для сохранения скорости 110 км/час с полетным весом 1200 кг требуется держать обороты мотора больше чем 1640 об/мин, что в эксплуатации недопустимо.

Таблица 2

Самолет С-2

Скорость по прибору

У з е м л и			
100 км/час		110 км/час	
температура наружного воздуха, $^{\circ}\text{C}$	обороты мотора, об/мин	температура наружного воздуха, $^{\circ}\text{C}$	обороты мотора, об/мин
+30	1530	+30	1640
+20	1500	+20	1620
+10	1480	+10	1590
0	1460	0	1560
-10	1430	-10	1540
-20	1410	-20	1520
-30	1390	-30	1500

На высоте 500 м			
100 км/час		110 км/час	
температура наружного воздуха, °С	обороты мотора, об/мин	температура наружного воздуха, °С	обороты мотора, об/мин
+30	1570	—	—
+20	1550	—	—
+10	1530	+10	1640
0	1500	0	1620
-10	1480	-0	1590
-20	1450	-20	1560
-30	1420	-30	1540

Таблица 3

Самолеты По-2 лимузин, АП, СП с полетным весом 1200 кг

Скорость по прибору

У з е м л и			
100 км/час		110 км/час	
температура наружного воздуха, °С	обороты мотора, об/мин	температура наружного воздуха, °С	обороты мотора, об/мин
+30	1480	+30	1590
+20	1450	+20	1570
+10	1430	+10	1540
0	1400	0	1510
-10	1380	-10	1490
-20	1360	-20	1470
-30	1340	-30	1450

На высоте 500 м			
100 км/час		110 км/час	
температура наружного воздуха, °С	обороты мотора, об/мин	температура наружного воздуха, °С	обороты мотора, об/мин
+30	1520	+30	1630
+20	1500	+20	1610
+10	1480	+10	1590
0	1450	0	1570
-10	1420	-10	1540
-20	1400	-20	1510
-30	1380	-30	1490

Контрольные вопросы

1. Из каких этапов складывается взлет самолета?
2. Какие факторы влияют на длину разбега и взлетную дистанцию?
3. Что можно определить с помощью номограммы?
4. Определите наибольший полетный вес самолета, с которым можно взлететь с аэродрома, если расстояние от места отрыва до препятствия высотой в 50 м в направлении взлета равно 600 м, температура наружного воздуха $+20^{\circ}\text{C}$, давление 730 мм рт. ст., встречный ветер 4 м/сек, мотор на полном газе развивает на месте 1600 об/мин, поверхность аэродрома — дерновый грунт.
5. В зависимости от чего устанавливаются режимы работы мотора, соответствующие крейсерскому горизонтальному полету?
6. На какой скорости на высоте 500 м рекомендуется производить полеты самолета С-2? Какие причины заставляют выдерживать эту скорость?
7. Какие надо держать обороты мотора самолетов По-2 лимузин с полетным весом 1200 кг при скорости 100 км/час и температуре наружного воздуха $+30^{\circ}\text{C}$ и при -30°C ?

ГЛАВА 18

УХОД, ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И ХРАНЕНИЕ

Уход за самолетом

Техническое обслуживание самолета должно обеспечить сохранение его летно-технических качеств и постоянную боевую готовность. Уход за самолетом По-2 в основном связан со свойствами дерева, так как конструкция По-2 деревянная.

Основное зло для деревянной конструкции самолета — сырость, которая вызывает гнивание, а также расклейку деревянных деталей. Поэтому основным в уходе и эксплуатации самолета является предохранение его частей от влаги, которая при дожде, снегопаде или небрежной мойке проникает через щели внутрь самолета.

Влага образуется также вследствие того, что температура воздуха в крыле и фюзеляже всегда выше окружающей. Понижение температуры наружного воздуха вызывает охлаждение обшивки. Разность температур приводит к конденсации водяных паров и осадению росы на внутренних деталях самолета.

Необходимо следить за состоянием дренажных отверстий. Самолет в ангаре надо держать с открытыми люками и снятыми чехлами, создавая возможность вентиляции, а на открытом воздухе, наоборот, следует закрывать все люки и надевать чехлы. В сухую погоду открываются люки и снимаются чехлы для предотвращения.

В ангаре с наступлением вечера чехлы надеваются, чтобы выпадающая роса не проникла внутрь самолета. Закрывать самолет влажными, непросохшими после дождя чехлами не следует, так

как хранение самолета под такими чехлами вреднее, чем без чехлов. Только просушив чехлы, можно надеть их на самолет.

Полеты в сухую погоду лучше всего предохраняют деревянные детали самолета от загнивания, расклейки и растрескивания.

Поверхность самолета должна очищаться от грязи, пыли и масляных пятен чистыми тряпками, смоченными водой, нагретой не выше, чем до 30°. Если поверхность не поддается очистке, следует промыть ее чистой ветошью, смоченной в теплой мыльной воде, после чего протереть сухой мягкой ветошью.

Уход за фюзеляжем

Уход за фюзеляжем в основном заключается в предохранении его деревянных частей от загнивания. Наблюдается загнивание лонжеронов, особенно нижних, чаще в хвостовой части килевой стойки. На стыке нижних лонжеронов грузовой и хвостовой частей фюзеляжа наблюдается также появление синевы и грибка. Чтобы предотвратить появление этого дефекта, надо тщательно и своевременно очищать хвостовую часть фюзеляжа от влаги и грязи. Вместе с тем необходимо возобновлять алюминиевое аэролаковое покрытие в местах, где оно повреждено.

Поврежденное место следует промыть антисептиком (5% формалина в спиртовом растворе), просушить и покрыть два раза алюминиевым аэролаком.

Дефекты в фюзеляже могут возникнуть из-за неудовлетворительного состояния дренажных отверстий хвостовой части: их засоренности, неудачного расположения или малого диаметра.

Вследствие грубых посадок или неравномерного изменения влажности могут появиться трещины на лонжеронах около узлов крепления передних и задних подкосов шасси.

В эксплуатации наблюдается ослабление и обрыв лент-расчалок переднего отсека фюзеляжа и хвостовой части, что является следствием как грубых посадок, так и деформации частей в связи с изменением температуры.

При установке аккумулятора в условиях ночных полетов необходимо следить за тем, чтобы кислота аккумулятора не пролилась на пол фюзеляжа. При попадании кислоты на пол пораженное место немедленно нейтрализовать обмывкой (10-процентный водный раствор соды), после чего просушить и возобновить покрытие.

Уход за несущими поверхностями

Если в крыло попала влага, то она может вызвать трещины в бобышке, расположенной в торцевой части лонжерона, отклейку его фанерных стенок и расклейку реек полок на заднем лонжероне в месте крепления элерона, а также расклейку переднего лонжерона элерона. Расклейка и синева лонжерона могут появиться также в результате плохой вентиляции крыла.

Особо подвержены загниванию: хвостовики нервюр, задний лонжерон от 9-й нервюры до консольной части, место крепления элерона, а также носки нервюр и фанерная обклейка передней кромки крыла. За их состоянием надо постоянно следить.

Ослабление обшивки крыла можно определить по вибрации и морщинистости полотна. Для проверки крепления нажать пальцем на обшивку с обеих сторон нервюр. При ослаблении полотно значительно осядет. Нельзя допускать даже незначительного разрыва обшивки, так как образующееся внутри крыла большое давление воздуха даже при незначительном разрежении над крылом может привести к срыву обшивки в воздухе.

Обшивка самолета в результате попадания влаги загнивает и разрушается. Чаще всего это наблюдается у задних кромок крыла, элеронов, рулей высоты и центроплана, которые своим наклоном способствуют стоку воды. Для мытья покрытия следует применять чистую и мягкую воду — дождевую или речную.

Если обшивка ослабла, но достаточно прочна и окраска на ней сохранилась, то для восстановления натяжения поверхности ее покрывают специальным аэролаком. Аэролак наносится два раза; вторично он наносится через 1,5 часа, когда первое покрытие достаточно высохнет.

При обнаружении загнивания обшивку следует заменить.

Запрещается: 1. Мыть самолет, поливая его водой; надо вытирать сырой тряпкой. 2. Оставлять непотертые досуха места. 3. Оставлять самолет на солнце для высыхания (для обсушки произвести полет или протереть поверхность сухой чистой ветошью). 4. Мыть обшивку самолета керосином, бензином, кислотами, щелочью и растворителями. 5. Втирать для блеска масло. 6. Употреблять для удаления окраски жесткие предметы или металлические щетки. 7. Допускать посадку в самолет экипажа в грязных сапогах и в грязной одежде.

Уход за органами приземления

Наибольшей нагрузке шасси подвергается при посадке. Поэтому оно требует от технического состава значительного времени на уход и осмотр. Карданные сочленения подкосов во избежание заедания и для уменьшения износа необходимо держать чистыми и периодически смазывать. Следует наблюдать и за подкосами, в которых при грубых посадках обрываются амортизация и расчалки, гнутся оси и в узлах крепления появляются трещины.

При уходе за колесами необходимо предохранять пневматики и амортизацию от действия бензина, масла и кислот, разрушающих резиновые покрытия пневматиков. При хранении самолета вне ангара пневматики надо закрывать от солнечных лучей специальными чехлами. Если самолет хранится вне ангара, надо подложить под колеса деревянные щиты.

Давление воздуха в пневматике проверяется по манометру, а при отсутствии манометра — по обжатию пневматика, которое

должно быть равно 15—20% толщины пневматика, измеряемой от наружной точки окружности до реборды обода при нормальном весе самолета. Выпускать самолет со слабо накачанными пневматиками запрещается. Слабо накачанный пневматик при ударе колеса о неровность (камень, кочка) может обжаться до обода; это может привести к повреждению обода и, как следствие, к разрыву камеры. Надо строго следить, чтобы в пневматиках поддерживалось нужное давление.

В результате старения резины на поверхности ее появляются мелкие трещины, которые, как и царапины и неглубокие надрезы резинового слоя, если они не доходят до корда, не являются препятствием для эксплуатации покрышки.

Нельзя допускать к эксплуатации пневматики, у которых обнажены бортовые металлические кольца покрышки, провернулась покрышка относительно обода, появились трещины в результате проколов, входящих до корда, или же образовались местные вздутия вследствие разрушения нитей корда.

Роликовые подшипники колес требуют регулярной очистки, особенно на пыльных аэродромах, так как пыль и грязь, соединяясь с маслом, образуют своеобразную «пасту», которая приводит к быстрому износу подшипника. Загрязненные подшипники промывают керосином и насухо обтирают.

Колесо должно свободно вращаться и не иметь люфта. Предельно допустимый люфт в продольном направлении — не более 1 мм.

В амортизации шасси и костыля встречаются следующие характерные дефекты: 1) повреждение оплетки амортизационного шнура, 2) разрыв резиновых нитей, что обнаруживается по наличию местных вспучиваний на шнуре, 3) растяжение шнура, что легко обнаружить по сильному просвечиванию белых ниток сквозь наружную обмотку, 4) появление «шейки» как следствие внутреннего обрыва нитей шнура.

Амортизатор с указанными выше дефектами необходимо заметить. Амортизационный шнур должен быть круглого сечения и иметь ровную поверхность. Оплетка должна быть однородного сечения по всей длине шнура. Показателем эластичности шнура условно принято усилие, вызывающее удлинение шнура на 60%; так, для амортизатора диаметром 14 мм оно должно быть равно 28 кг.

Основными причинами дефектов шнуровой амортизации являются в основном грубые посадки, а также разрушение оплетки вследствие попадания на нее бензина, масла, воды. Амортизационный шнур должен применяться определенного диаметра, длины и должен быть правильно намотан.

Уход за органами управления

Уходу за органами управления необходимо придавать особое значение, так как повреждение в полете органа управления в большинстве случаев приводит к аварии и даже к катастрофе самолета.

При эксплуатации основными объектами ухода являются проводка управления, крепления проводки, ролики и шарниры.

Тросы необходимо поддерживать в постоянной чистоте, для чего их протирают насухо тряпкой, смоченной в обезвоженном керосине, насухо протирают и смазывают смесью из технического вазелина (25%) и технического бензина (75%). Ржавчина удаляется тряпкой, смоченной в обезвоженном керосине, или оружейным щелоком, после чего тросы насухо протирают и смазывают.

На пыльных аэродромах пыль забивается в ролики управления, образуя с маслом «пасту», из-за которой быстро изнашиваются тросы. При загрязнении необходимо удалить с ролика старую смазку и смазать новой.

Значительный износ троса наблюдается в случае заедания ролика. Натяжение тросов должно быть таким, чтобы ролик, через который проходит трос, вращался от небольшого усилия руки. После постановки новых тросов и проведения первых полетов проверить натяжение тросов и при необходимости отрегулировать их.

Признаками износа троса служат: обрыв отдельных нитей (заершенность), уменьшение диаметра, увеличение хрупкости, вследствие нагартования наружных ниток. В таком тросе при перегибе наружные жилки дают трещины.

При обнаружении какого-либо из этих дефектов и появлении хотя бы одной оборванной нити трос заменить новым. Запрещается наращивать трос сплетением концов.

Там, где применено проволочное управление рулями, на проволоке не должно быть ржавчины, перегибов и узлов. Надо следить, чтобы парные проволоки имели одинаковое натяжение так как различное натяжение может привести к обрыву проволоки. После каждой замены проволоки и тросов проверить натяжение и регулировку управления. Наиболее серьезным и часто встречающимся дефектом является люфт шарнира.

В эксплуатации наблюдаются следующие дефекты роликов: заедание и выработка рабочей поверхности. Текстолитовые ролики изнашиваются быстрее, нежели дюралевые. Смазывать текстолитовые ролики следует только в подшипниках.

Уход за лентами-расчалками

Ленты самолета несут значительную нагрузку, поэтому правильная затяжка лент-расчалок имеет особенное значение. Перетяжка или неравномерная затяжка, а также вибрация (особенно верхних лент-расчалок моторной рамы), может вызвать обрыв ленты в полете.

После каждого полета, особенно после фигурных полетов, следует проверять натяжение и крепление лент.

При осмотре ленты надо обращать внимание на ее законтренность, глубину посадки нарезной части ленты в муфте, контровку пальца муфты и проверять, нет ли трещин в узле крепления ленты-расчалки.

Запрещается уменьшать длину ленты-расчалки путем спиливания ее конца. Лента, упирающаяся наружным концом в ушко муфты, должна быть заменена. Ослабление внутренних расчалок в фюзеляже проверяется через люки, а в крыле постукиванием по крылу; при наличии ослабленных расчалок слышится дребезжащий звук.

Уход за бензо-маслосистемами

Топливная система. В топливной системе необходимо внимательно следить за состоянием дюритовых шлангов и хомутиков их креплений, а также за чистотой дренажных отверстий пробок бензобаков; засоренность отверстий приводит к нарушению подачи горючего.

На самолетах с баком увеличенной емкости трещины могут появиться, как показала практика, не только в местах швов, но и на стенках бака. В начале полетного дня производится слив бензина из отстойников баков.

Запрещается прочищать отстойник в бензобаке уменьшенной емкости с помощью шомпола, так как им можно повредить сетку фильтра, расположенную в отстойнике.

Маслопитание. В маслопитании необходимо периодически осматривать и после каждого летного дня продувать трубку сообщения с атмосферой и дренажное отверстие.

Прекращение сообщения маслобака с атмосферой может привести к разрыву бака парами масла.

Заполнять бак следует на три четверти его объема; при излишке масло выбрасывается наружу, при недостаточном количестве масло перегревается, что приводит в результате к перегреву мотора.

Необходимо следить за состоянием дюритовых шлангов и хомутиков. Замену шлангов и хомутиков в системе масло-бензопитания производить при каждой замене мотора, делая при этом соответствующую отметку в формуляре.

Уход за воздушным винтом. Величина биения конца лопасти винта не должна превышать 2 мм. Неуравновешенность винта допускается в пределах 4 г/м.

После полетов следует протереть винт чистой мягкой ветошью и тщательно осмотреть его. Для удаления грязи и масла можно применить теплую мыльную воду, после чего винт насухо вытереть.

При осмотре винта надо проверить состояние оковки лопасти; на ней не должно быть вспучивания, трещин, выпирания заклепок; отверстия на концах оковки не должны быть загрязнены. Следует проверять затяжку и контровку затяжной гайки винта и целость болтов, крепящих винт.

Лопасты не должны иметь расклеивания в местах склейки, матерчатая обклейка не должна иметь отслаивания. При обнаружении на винте заметного расклеивания лопасти, вспучивания или разрыва оковки и трещин в лопастях винт снять с эксплуатации.

Уход за электрооборудованием

А к к у м у л я т о р. Перед установкой аккумуляторной батареи на самолет следует проверить ее состояние. Основным показателем ее работоспособности является степень заряженности, которая определяется под нагрузкой. Для этого к аккумулятору присоединяют на 1—2,5 минуты прибор (нагрузочную вилку), которым вызывают двукратную против нормальной величину разряда тока, и проверяют напряжение на клеммах аккумулятора; для 12-вольтовой батареи оно должно быть ниже 11,5 вольта, а для 24-вольтовой батареи — 23,5 вольта.

Проверка степени заряженности аккумулятора без подключения нагрузки не допускается, так как в этом случае показания вольтметра не дадут никакого представления о степени заряженности аккумулятора. Состояние заряда аккумулятора можно определить по плотности его электролита, которая изменяется пропорционально количеству имеющейся в батарее энергии. Плотность электролита должна быть замерена в каждом элементе с помощью специальной пипетки с грушей. Замер плотности производится при температуре в 20°. Плотность электролита заряженной батареи должна быть 1,285—1,320 по Боме.

Одновременно с проверкой заряженности аккумуляторов необходимо проверить уровень электролита во всех элементах, который должен быть на 10—12 мм выше верхнего края пластин. Необходимо следить также за соединением проводников с зажимами.

П р о в о д к а. Следует систематически проверять целостность изоляционной поверхности проводников. Нарушение изоляции может привести к короткому замыканию и пожару. Необходимо также следить за контактами в местах соединения.

Осмотр и техобслуживание

Продолжительность эксплуатации материальной части мотора и самолета, а также безопасность полета в большой мере зависят от точного выполнения правил осмотров самолета и мотора и выполнения регламентных работ.

С т а р т о в ы й о с м о т р. Стартовый осмотр производят каждый раз после посадки самолета на старте при учебных полетах, а также при тренировочных полетах в эксплуатационных подразделениях. Стартовые осмотры транспортных самолетов не производятся; вместо них в промежуточных аэропортах выполняют техническое обслуживание при кратковременной стоянке, которое по объему работ больше стартового осмотра.

Стартовый осмотр делается с целью предупредить выпуск в полет самолета с повреждениями. При осмотре обычно проверяют состояние органов приземления, органов управления, состояние и крепление обтекателей и капотов, крышек, люка, отсутствие течей из бензо-маслосистемы.

Послеполетное техническое обслуживание

Назначение послеполетного технического обслуживания — подготовить самолет к следующему полету. Этот вид обслуживания производится после выполнения дневного или ночного полета, а также в конце полетов при использовании самолета как учебно-тренировочного или для специального применения.

Если после окончания полетов самолет по часам налета подлежит периодическому обслуживанию (через 10, 25, 50 и т. д. часов), то послеполетное техническое обслуживание не производится. В этом случае, если периодическое техническое обслуживание выполняется не сразу после полета, производят только указанные ниже предварительные или заключительные работы.

Предварительные работы

1. Закрепить самолет на якорной стоянке, надеть струбцины на элероны и рули поворота и высоты. Привязать ручку управления. Поставить под колеса колодки.

2. Открыть капоты и проверить, нет ли течи бензина и масла в соединениях магистралей, из-под приводов агрегатов мотора и из агрегатов.

3. Зимой слить масло из бака. Для слива масла из трубопроводов слить масло из бака и, не закрывая крана, провернуть винт по ходу на 10—12 оборотов. Снять и продуть С-образную трубку, подводящую масло от помпы к хвостовику коленчатого вала.

Примечание. Если техобслуживание производится не сразу после окончания рейса (переносится на следующий день или на более поздний срок), то, кроме предварительных и заключительных работ, нужно выполнить указания п. 22, стр. 200 и зимой на неостывшем моторе — указанные в пп. 4 и 5.

Винтомоторная установка

4. Очистить и отмыть мотор и винтомоторную установку от грязи, пыли и подтеков масла.

5. Проверить компрессию цилиндров и герметичность клапанов.

6. Произвести внешний осмотр цилиндров, убедиться в отсутствии следов перегрева головок цилиндров и просачивания масла в соединениях головок с гильзами.

7. Проверить крепление стоек коромысел. Осмотреть коромысла и убедиться в отсутствии трещин, заедания роликов и подшипников коромысел. Проверить, надежно ли закреплены и законтрены ударники коромысел.

8. Осмотреть, целы ли пружины клапанов. Смазать направляющие клапанов смесью керосина и масла.

9. Проверить прямолинейность и посадку тяг толкателей.

10. Проверить состояние и крепление всасывающих труб и убедиться в герметичности их соединений.

11. Опробованием на выбор убедиться в надежности крепления цилиндров; особое внимание обратить на затяжку гаек,

крепление цилиндров №№ 3 и 4 со стороны маслоотстойника. Осмотреть, нет ли трещин в картере возле цилиндра № 3.

12. Осмотреть трубопроводы, фильтр, кран и соединения бензиновой системы — нет ли течи, надежно ли крепление.

13. Проверить состояние и крепление маслобака.

14. Проверить состояние и крепление агрегатов мотора: магнето, карбюратора, маслонасоса.

15. Проверить крепление распределителей магнето (крышек, секторов), крепление проводников в распределителях и на свечах и состояние проводников.

16. Осмотреть подмоторную раму — нет ли трещин, деформации кольца, стержней и узлов крепления рамы к фюзеляжу. Проверить контровку болтов крепления мотора к мотораме и последней к фюзеляжу.

17. Проверить состояние подогревателя воздуха, входящего в карбюратор.

18. Проверить шплинтовку соединений тяг управления мотором.

19. Проверить состояние капотов и исправность замков и петель.

20. Проверить состояние винта — нет ли трещин, отставания сетки или обтяжки, исправна ли оковка.

21. Проверить посадку втулки винта на носке вала, покачивая винт за концы лопастей по продольной оси самолета, и убедиться, что продольный люфт коленчатого вала не превышает нормы. Проверить затяжку втулки винта.

Примечание. 1. После первой пробы мотора в случае установки или перестановки винта проверить ключом затяжку гайки втулки винта.

2. После первых 5 часов работы мотора с вновь установленным винтом или втулкой винта, а также при установке нового или ремонтного мотора проверить состояние носка коленчатого вала.

С а м о л е т

22. Осмотреть состояние обшивки самолета. Осмотреть лючки. Очистить загрязненные участки обшивки.

23. Простукиванием (по звуку) проверить состояние натяжения внешних расчалок плоскостей и прочистить вентиляционные отверстия плоскостей и центроплана.

24. Проверить состояние шарниров крепления элеронов.

25. Проверить, нет ли трещин и деформаций в узлах крепления верхних плоскостей к центроплану. Проверить состояние стоек и лент полукоробок и узлы их крепления.

26. Снять гаргрот и проверить натяжение расчалок.

27. На самолетах С-3 проверить крепление кассет к фюзеляжу, привязных ремней, упоров под носилки и состояние замков крышек кассет.

28. На самолетах С-2 проверить крепление съемного бруска и состояние замков гаргрота кабины.

29. Проверить состояние шарнирного крепления рулей и подкосов стабилизатора — нет ли чрезмерного люфта.

30. Осмотреть состояние боуденовской оболочки, тросов, пружин и крепление триммеров руля высоты.

31. Проверить плавность хода ручки управления и ножных педалей. Убедиться в отсутствии продольного люфта вильчатого болта ручного управления. Осмотреть состояние рычагов и тросов управления.

32. Снять обтекатели и очистить шасси.

33. Проверить состояние пневматиков, убедиться в отсутствии проколов, трещин и выпучивания бортов покрышек. Проверить состояние заклепок на дисковых колесах (или спиц на колесах старого образца). Осмотреть контровку колпачков оси.

34. Зимой проверить целостность обшивки лыж и исправность ушков крепления амортизаторов и ограничителей. Освободить от натяжения амортизаторы.

Примечание. При плохом снежном покрове проверить состояние подш лыж.

35. Проверить амортизацию, буферные опоры и задний амортизационный подкос шасси — нет ли трещин. Осмотреть болты крепления стаканчиков амортизационных ног шасси и их контровку. Убедиться в отсутствии трещин в местах сварки верхнего стаканчика.

36. Установить обтекатели шасси.

37. Проверить (визуально) прямолинейность передних ног шасси и узлы их крепления. Проверить натяжение диагональных тросов и состояние муфт шасси.

38. Очистить хвостовую установку. Проверить состояние поворотной трубы рычага управления костылем, состояние узлов крепления костыля, амортизацию и пятку (зимой лыжонок).

39. После каждых грубых посадок и взлета с неподготовленной площадки осмотреть все узловые соединения шасси и костыля, проверяя, нет ли трещин или деформации элементов шасси. Проверить (визуально) накачку пневматиков.

40. Произвести уборку кабины. На самолетах С-3 и С-2 вымыть кабины.

41. Заправить бензобаки горючим.

Приборы

42. Внешним осмотром приборов убедиться в их исправности.

43. Осмотреть состояние трубок Пито и Вентури, убедиться, что они не засорены. Надеть на трубки чехлы.

44. Проверить крепление и контровку приемника термометра масла, приемника манометра масла и крепление гибкого валика тахометра.

45. Зимой проверить обогрев трубки Пито.

Электрооборудование

46. Внешним осмотром установить исправность всей аппаратуры электрооборудования и надежность ее крепления.

47. Если на самолете установлена аккумуляторная батарея, то проверить работу всего электрооборудования под напряжением путем кратковременного поочередного включения отдельных потребителей.

48. Проверить наличие запасных ламп и предохранителей.

49. Проверить напряжение аккумуляторной батареи под нагрузкой 1—1,5 а переносным вольтметром; при этом напряжение должно быть не ниже 23,5 в для 24-вольтовых аккумуляторов и 11,5 в для 12-вольтовых аккумуляторов. Разряженную батарею сдать на зарядную станцию для зарядки. Протереть аккумуляторную батарею чистой сухой тряпкой и отключить от бортовой электросети.

Примечание. В качестве нагрузки при проверке аккумуляторной батареи включить АНО.

50. Зимой при температуре ниже -10°C аккумуляторную батарею с самолета снять независимо от степени ее заряда и сдать на хранение в теплое помещение.

51. Протереть защитное стекло фары чистой, сырой тряпкой и убедиться, что нить не провисла и колба лампы не почернела. При обнаружении этих дефектов лампу заменить.

З а к л ю ч и т е л ь н ы е р а б о т ы

52. Провернуть винт против хода на десять полных оборотов для предупреждения коррозии цилиндров.

53. Протереть винт, повернуть его так, чтобы лопасти были расположены горизонтально.

54. Зачехлить винт, мотор и кабины. Убрать аэродромное оборудование.

П р е д п о л е т н о е т е х н и ч е с к о е о б с л у ж и в а н и е

Назначение предполетного технического обслуживания—окончательно проверить готовность самолета к полету. Этот вид обслуживания производится перед выпуском самолета в рейс во всех случаях его работы.

П р е д в а р и т е л ь н ы е р а б о т ы

55. Снять чехлы, освободить рули и элероны, отвязать самолет. Проверить, установлены ли колодки под колеса.

Зимой—предварительно подогреть мотор подогревателем.

56. Слить немного (до 0,5 л) горючего из фильтра бензосистемы.

В и н т о м о т о р н а я у с т а н о в к а

57. Проверить состояние винта, контровку гайки крепления винта, крепление проводников на свечах.

58. Проверить, не засорены ли дренажные трубки бензобаков и трубка, соединяющая поплавковую камеру с атмосферой.

З и м о й — слить бензин из-под пробок жиклеров карбюратора. Слив производить после запуска и прогрева мотора.

59. Залить масло в бак. Убедиться в чистоте дренажной трубки горловины и проверить контровку маслокрана.

60. З и м о й заправку маслобака производить маслом, подогретым до 80—100°С, непосредственно перед запуском мотора.

61. Проверить контровку сливных краников, пробок и герметичность масло- и бензосистем.

62. Проверить крепление проводников зажигания с переключателем и массой.

63. Проверить крепление всех агрегатов мотора, приемников масломанометра, термометра и привод тахометра.

64. Проверить действие рычагов управления мотором.

65. Запустить и опробовать мотор. Во время пробы мотора убедиться в отсутствии вибрации капотов и течи масла и бензина.

С а м о л е т

66. При обледенении и снегопаде удалить снег и лед с самолета.

67. Осмотреть обшивку плоскостей, крепление стоек, подкосов центроплана, лент и шарнирное соединение элеронов.

68. Осмотреть состояние обшивки фюзеляжа.

69. Проверить (визуально) накачку и состояние покрышек колес шасси.

З и м о й осмотреть лыжи, натянуть амортизаторы и закончить пальцы.

70. Осмотреть обшивку оперения, болты крепления подкосов стабилизатора и контровку пальцев подвески рулей, тросы управления рулями, рычаги и проверить исправность их.

71. Осмотреть амортизацию, пятку и узлы крепления костыля к фюзеляжу.

72. Проверить заправку самолета горючим.

73. Отвязать ручку управления. Проверить исправность действия рулей и элеронов.

П р и б о р ы

74. По расположению стрелок приборов убедиться в их исправности.

75. Установить стрелку высотомера и вариометра на нуль.

76. Сверить и завести часы.

77. Снять с трубок Пито и Вентури чехлы.

78. З и м о й проверить обогрев трубки Пито.

79. Протереть стекла приборов.

Э л е к т р о о б о р у д о в а н и е

80. Проверить напряжение аккумуляторной батареи под нагрузкой 1—1,5 а переносным вольтметром; при этом напряжение должно быть не ниже 23,5 в для 24-вольтовых аккумуляторов и

11,5 в для 12-вольтовых аккумуляторов. Разряженную батарею сдать на зарядку.

81. Опробовать все электрооборудование поочередным включением.

Хранение самолета в ангаре

Ангары должны содержаться в чистоте. Летом при уборке пол ангара следует опрыскивать водой и посыпать влажными опилками. Бетонные и асфальтовые полы мыть швабрами с поливкой водой. Земляной пол обрызгивать водой не реже двух раз в день.

Запрещается хранить в ангаре какое-либо имущество, за исключением противопожарных средств и ангарного оборудования.

При хранении самолетов ширина прохода между стенками ангара и самолетами должна быть 0,5—1 м. Перекрытие крыла одного самолета крылом другого не разрешается. Кабинки, приборы, моторную установку и вооружение необходимо закрывать чехлами.

Для уменьшения растяжения амортизатора костыля последний устанавливают по направлению оси фюзеляжа. Все пробки и краны бензо- и маслосистем должны быть плотно закрыты. Винт мотора должен находиться в горизонтальном положении.

При хранении самолета со снятым хвостовым оперением привязать самолет за кольцо причала хвостовой части. Слабина веревки или троса должна быть выбрана.

Хранение самолета под открытым небом

При хранении под открытым небом самолет должен быть максимально огражден от действия ветра.

Для уменьшения действия на самолет сильных ветров следует устанавливать самолеты винтами друг к другу, что уменьшает подъемную силу крыльев на 15—20%. Крепление должно препятствовать перемещению и раскачиванию самолета. В местности с сильными ветрами самолеты устанавливаются хвостами против ветра. На рули должны быть надеты струбцины, ручка управления привязана. Под колесами устанавливаются две тормозные колодки (рекомендуется с шипами).

Швартовка самолетов осуществляется фалами за специальные кольца-причалы; фалы — хлопчатобумажные или льняные диаметром не менее 10 мм. При отсутствии фала крепление можно произвести круглым прутковым железом, которое должно быть достаточно прочным и устранять возможность разгибов крючков крепления. Крепление осуществляется к 9 штопорам, ввернутым в землю под углом, по 3 под каждой плоскостью и 3 под хвостом. Расстояние между штопорами должно быть 1 м.

Если грунт слабый и не выдерживает крепления штопоров, то вместо них на глубину 1,5—2 м зарыть деревянные бруски, шпалы или рельсы длиной не менее 1,5 м. К бруску привязывается трос или прутковое железо.

Вывод и заводка самолета

Для вывода самолета По-2 требуется 4—6 человек. По команде «по местам» личный состав, участвующий в выводе, занимает свои места: 2 человека под хвост и по 2 у каждой плоскости самолета.

По команде «Поднять хвост» сопровождающие поднимают хвост, придерживая самолет за костыль и места охвата.

Разрешается при выводе самолета брать за нижние концы стоек плоскостей, за подкосы шасси, за предохранительные дужки и за переднюю кромку крыла в местах усиленных нервюр.

Запрещается тянуть и толкать самолет за ленты-расчалки, за стабилизатор, за рули хвостового оперения, за элероны, за среднюю часть подкосов и за кромку обтекания.

Во избежание срыва покрышки пневматика, а также скручивания шасси оба колеса при разворотах должны описывать дуги.

При выводе и заводке подаются команды: «Внимание», «На мотор», «Правое придерживать», «Стоп». Команда «Стоп» дублируется поднятием обеих рук; «Внимание» — поднятием правой руки.

Ночью команды подаются голосом и световыми сигналами. Команда «Стоп» дублируется движением фонаря взад и вперед.

В военное время выводка самолета ночью производится с электрическим фонарем (с синим стеклом).

После вывода самолет ставится на красную линию. Красная линия должна быть тщательно очищена и оборудована огнетушителями (не менее одного на два самолета) и ящиком с песком и лопатой. Расстояние между рядом стоящими самолетами должно быть 1,5 м.

При установке в один ряд самолеты устанавливаются хвостами в поле.

При установке в два ряда самолеты устанавливаются моторами один против другого.

В военное время на полевом аэродроме расстановка самолетов определяется обеспеченностью маскировки их и наличием предохранительных мер от огня противника.

Техническое обслуживание самолета и мотора при хранении в полевых условиях

Мотор, винт, кабины должны быть закрыты чехлами для предохранения от дождя или снега. В сырую или ненастную погоду необходимо ежедневно осматривать мотор, удаляя с него воду и снег.

Самолет при хранении должен быть надежно закреплен согласно специальной инструкции.

После дождя необходимо:

1. Снять чехлы и просушить их.
2. Удалить влагу, попавшую внутрь самолета.
3. Прочистить вентиляционные отверстия в центроплане и плоскостях.

4. Протереть самолет снаружи.

5. Просушить самолет.

Лучший способ просушки — полет продолжительностью 15—20 минут.

6. После просушки самолет зачехлить.

Во время хранения летом проворачивать винт мотора через каждые 3—4 дня на 8—10 оборотов.

Зимой удалить снег с плоскостей и фюзеляжа мягкими войлочными щетками, избегая повреждения покрытия самолета. Вокруг самолета отрыхлить снег для возможности технического обслуживания.

Если предполагается перерыв в работе мотора более пяти дней мотор подлежит консервации. Консервацию производить в следующем порядке:

1. Опробовать мотор на чистом бензине в течение 15—20 минут.

2. Вывернуть свечи и продуть мотор, провернув винт против хода на 10—12 оборотов.

3. Залить с помощью шприца в цилиндры по 50 см³ смеси, состоящей из $\frac{2}{3}$ керосина и $\frac{1}{3}$ масла МК, проворачивая при этом винт.

Если предполагается, что мотор не будет эксплуатироваться более 10 дней, то заливку цилиндров произвести чистым маслом МК.

Масло заливается при помощи шприца через выхлопные патрубки.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ. *Перед запуском хранившегося мотора обязательно его расконсервировать. Особое внимание обратить на полное удаление масла из цилиндров № 1 и 3, чтобы предотвратить гидроудар при запуске.*

Контрольные вопросы

1. Какие причины вызывают загнивание и расклейку деревянных деталей?

2. В чем заключается уход за фюзеляжем?

3. В чем заключается уход за несущими поверхностями?

4. Перечислите основные правила ухода за органами приземления.

5. Перечислите основные правила ухода за органами управления самолета.

6. На что нужно обращать особое внимание в уходе за лентами-расчалками?

7. В чем заключается уход за бензо-маслопитанием?

8. Перечислите правила ухода за воздушным винтом.

9. Какие показатели определяют работоспособность аккумуляторной батареи?

10. Какие существуют виды осмотров самолета, какая между ними разница?

11. В чем заключаются предварительные работы по обслуживанию винтомоторной группы и самолета?

12. В чем заключается назначение предполетного техобслуживания?
13. В чем заключаются предварительные предполетные работы по винтомоторной группе и самолету?
14. Какие детали проверяются в системе электрооборудования перед полетом?
15. Перечислите правила хранения самолета в ангаре.
16. В чем заключаются особенности ухода за самолетом при хранении под открытым небом?
17. Какие команды подаются при выводе самолета из ангара? Какие места самолета разрешается использовать как точки опоры при его выводе?
18. Каковы особенности технического обслуживания самолета и мотора при хранении в полевых условиях?

ГЛАВА 19

ПОЛЕВОЙ РЕМОНТ САМОЛЕТА

Полевой ремонт самолета По-2 заключается в ремонте или замене деталей и агрегатов в полевых и ангарных условиях. Полевой ремонт производится силами технического состава подразделения или в подвижных авиаремонтных мастерских (ПАРМ).

Настоящая глава посвящена разбору наиболее характерных видов ремонта.

Замена амортизатора шасси

1. Самолет вывесить так, чтобы колеса не касались поверхности земли (см. стр. 132).
2. Снять обтекатель с задних подкосов, разрезать заплетку и снять старый амортизатор; осмотреть амортизационный подкос и при наличии трещин и деформации заменить его.
3. Взять новый амортизатор длиной 2200 мм, диаметром 14 мм и намотать на ползун и нижнюю обойму подкоса шестью полными витками.
4. После намотки амортизатора витки его сдвинуть вплотную один к другому и концы сплести английским шпагатом диаметром 2—2,5 мм (предварительное натяжение амортизатора соответствует его десятипроцентному удлинению). Заделка шпагата должна быть равна 50 мм; концы шнура должны выступать из заделки на 15—20 мм. Каждую петлю шпагата при заделке хорошо затягивать, а узлы располагать на одной линии между соединенными концами шнуров.

Замена амортизатора костыля

1. Снять амортизатор, для чего поднять хвостовую часть фюзеляжа и поставить на козлок, освободив таким образом амортизатор от нагрузки.
2. Через люк хвостовой части отвернуть болты катушки и снять ее вместе с амортизатором.
3. Разрезать оплетку и снять старый амортизатор.

4. Новый амортизатор, который должен иметь длину 1600 мм, диаметр 14 мм, намотать в три витка и надеть на катушку; концы его заделать на участке длиной 5 см.

5. Закрепить катушки при помощи болтов.

Замена тросов управления элеронами

1. Для замены троса поставить струбцинку на элерон противоположного крыла.

2. Отсоединить межэлеронные ленты, привязать к концу заменяемого троса шпагат и снять трос вместе с роликом крыла, так как предохранитель ролика не пропустит коуш троса.

3. Измерить длину троса и к замеренной длине прибавить на заплетку 140—180 мм.

4. Концы тросов перевязать в двух местах проволокой во избежание распускания прядей, после чего приступить к подготовке и заплетке тросов.

Ремонт полотняного покрытия

При незначительных разрывах полотна ремонт можно произвести в полевых условиях, для чего:

1. Место разрыва очистить от лакокрасочного покрытия ацетоном или другим растворителем с таким расчетом, чтобы заплатка перекрывала разрыв не менее чем на 50 мм в каждую сторону.

2. Кромки заплата разделить бахромой или зубцами, крайние нитки основы и утка выдернуть по кромкам заплата на ширину 10—15 мм.

3. Очищенный от краски участок обшивки и заплата покрыть аэролаком первого покрытия А1Н; по истечении 30 минут нанести второй слой аэролака А1Н и наложить заплата.

4. Тщательно разгладить морщины и складки заплата, затем сверх заплата нанести еще два слоя аэролака А1Н с выдержкой 1,5—2 часа, после чего вновь покрыть аэролаком плоскость. Покрытие производится два раза.

5. Если заплата ставится из полотна, бывшего в эксплуатации, предварительно испытать его в лаборатории на крепость по нормам прочности. Заплата ставить окрашенной поверхностью вниз.

Ремонт лакового покрытия

Места с поврежденным покрытием необходимо покрыть аэролаком, для того чтобы предохранить деревянные детали от загнивания. Для этого:

1. С поврежденного участка удалить старое аэролаковое покрытие, очистить участок стеклом или шкуркой и тщательно просушить.

2. Замасленные места протереть бензином, прогрунтовать составом ДД113 с выдержкой 1,5 часа и дважды покрыть аэролаком с выдержкой между покрытиями не менее 2 часов.

3. Деталь с возобновленным лаковым покрытием обязательно просушить.

В летнее время в полевых условиях разрешается возобновлять покрытие при ясной погоде и при температуре воздуха не ниже $+15^{\circ}\text{C}$. В зимнее время просушивать окрашенные детали теплым воздухом, например, от лампы АПЛ-1

Ремонт капотов мотоустановки

1. При появлении в обтекателях и капотах трещин, пробоин и разрывов вырезать по контуру вокруг разрыва заплату с таким расчетом, чтобы вырез был перекрыт на 15—20 мм в каждую сторону.

2. Выколотить заплатку киянкой или молотком по профилю ремонтируемого участка.

3. Заклепки заплатки ставить в шахматном порядке с шагом 15 мм, диаметр заклепки 2—2,5 мм.

4. При наличии трещин на капотах и обтекателях края трещины засверлить сверлом диаметром 1,5—2 мм.

5. Вмятины выправлять в холодном состоянии киянкой и молотком.

Замена узлов

Наиболее подвержены нагрузкам нижний, передний и задний узлы крепления подкосов шасси. При замене того или другого узла необходимо:

1. Вывесить самолет.

2. Снять капоты и отъединить от узла подкос и расчалку моторной установки, трос шасси и переднюю несущую ленту.

3. Вывернуть по три шурупа крепления противопожарной перегородки, отогнуть перегородку, отъединить наружные стяжные ленты и расчалку.

4. Для предохранения лонжерона от повреждения поставить между продольными лонжеронами фюзеляжа распорку, которая должна быть на 5 мм длиннее нижней горизонтальной распорки, освободить узел от болтов крепления и снять его.

Установка новых узлов производится в обратном порядке.

Монтаж пневматика

Монтаж пневматика без съемной реборды

1. Убедиться, что обод не имеет трещин и вмятин, очистить его от грязи и смазки и насухо протереть ветошью.

2. Протереть внутреннюю поверхность крышки и пересыпать тальком.

3. Проверить камеру, для чего наполнить ее воздухом и опустить в воду. Если давление в камере падает, о чем свидетельствуют пузырьки воздуха, это значит, что имеется прокол или пропускает ниппель. Исправную камеру протереть тальком.

4. Надеть на колесо покрышку, вмонтировав ее во впадину обода, для чего приподнять лопаткой второй борт покрышки над ободом и заправить внутрь камеры, подкачать воздух для расправления камеры.

5. Заправить второй борт покрышки с помощью двух или трех лопаточек, предупреждая при этом возможность разрыва борта, после чего заполнить камеру воздухом так, чтобы покрышка поднялась и находящийся во впадине борт встал по всей окружности на свое место.

6. Постукиванием деревянным молотком по боковой поверхности пневматика заставить покрышку расправиться и лечь в обод.

Монтаж пневматика со съемной ребордой

1. Сдвинуть съемную реборду по ободу, тем самым освободив разрезное кольцо.

2. Снять кольцевой замок и шпильки, предохраняющие реборду от проворачивания.

3. Снять с колеса реборду, надеть на колесо один борт покрышки и заправить камеру, как было указано выше.

4. Надеть другой борт покрышки, реборду и, сдвигая ее по ободу колеса, вставить шпильки и поставить замок, после чего создать нормальное давление, равное 2,5—3,5 ат. Допустимый радиальный люфт — 0,35 мм, продольный — 0,2—1,0 мм.

Ремонт винта и установка его на носок вала

Винт, поступивший для ремонта в мастерские, проверяется на эквипаторном станке. Дебалансировка винта может быть устранена путем осторожной подпайки оковки и покраски концов лопастей.

Затяжку болтов на ступице следует делать равномерно и плотно, подтягивая гайки поочередно друг против друга ключом длиной 200—300 мм.

Чрезмерное затягивание болтов может смять древесину под фланцем.

Перед постановкой втулки необходимо осмотреть ступицу — нет ли трещин или каких-либо дефектов.

Чтобы предотвратить появление трещин на носке вала, наклеп на носке и втулке винта, а также закусывание натяжной гайки, винт ставят на самолет по существующим правилам, соблюдая при этом следующие условия:

1. Обязательно проверить на краску посадку втулки винта. Площадь прилегания рабочей поверхности носка вала втулки винта должна быть не менее 90%. При недостаточной площади прилегания втулку винта необходимо притереть по носку вала ластой ГС-20 или наждачным порошком зернистостью 120. Проверка должна производиться на собранном моторе с обязательной полной затяжкой гайки винта.

2. Запрещается производить шабровку рабочих поверхностей на носке вала и втулке винта, так как это нарушает правильность

посадки втулки винта на носок вала и может вызвать биение лопастей винта, тряску мотора, наклепы и трещины носка коленчатого вала.

3. Перед постановкой винта убедиться в чистоте поверхности носка вала и втулки винта, в чистоте и отсутствии забоин на резьбе носка вала и затяжной гайки, а также покрыть носок вала смазкой НК-50 или солидолом (жировым) с добавкой 5—7% графита марки С-1.

4. При постановке втулки на носок вала винт должен садиться свободно от руки на всю длину рабочей поверхности.

5. Надежно навернуть затяжную гайку втулки винта — сначала рукой, а затем затянуть при помощи метрового рычага.

6. Проверить затяжку гаек втулки винта после:

а) установки и первой пробы мотора;

б) первых 10 часов работы мотора;

в) каждые 20 часов работы мотора.

7. После установки винта обязательно проверять биение лопастей винта. Биение проверять по задней кромке на расстоянии $\frac{1}{3}$ длины лопасти, считая от конца лопасти. Биение допустимо не более 2 мм.

Если на оковке винта обнаружены мелкие повреждения, они устраняются путем подпайки оловом и зачисткой поврежденного места. Выбоины в покрытии можно устранить подшпаклевкой или заливкой нитролаком и подкраской нитроэмалями с последующей зачисткой мелкой шкуркой.

Пулевые пробоины заделываются мелкими деревянными пробками на клею, подгоняемыми в предварительно рассверленные отверстия по возможности точно с последующей заливкой нитроклеем и покраской.

При более серьезных повреждениях ремонт производится в условиях мастерских с соблюдением всех правил технологии.

Межремонтные и амортизационные сроки службы самолетов По-2, По-2Л, По-2ЛС

1) Средние ремонты производятся при смене мотора в линейных мастерских.

2) Очередные капитальные ремонты производятся после 1000 часов налета или после двух лет службы самолета со времени последнего ремонта.

3) Амортизационные сроки службы самолета—3000 часов налета или 5 лет со времени выпуска из завода.

Контрольные вопросы

1. Как заменить амортизаторы шасси и костыля?
2. Перечислите правила замены тросов элеронов.
3. В чем заключается ремонт полотняного покрытия?
4. Каким способом восстанавливается алюминиевое аэролаковое покрытие?

5. Как наложить заплату на трещину капота?
6. Каков порядок замены второго узла фюзеляжа?
7. Как заменить пневматик колеса со съемной и без съемной реборд?
8. Какие правила необходимо соблюдать при замене воздушного винта?
9. Что необходимо проверить в воздушном винте после его замены (ремонта)?

Приложение I

ГЛАВНЕЙШИЕ ИЗМЕНЕНИЯ САМОЛЕТА По-2 с 1941 по 1946 г.

Планер

1. Установлены триммеры на рулях глубины.
2. Установлены лючки в крыле и в фюзеляже.
3. Изменена задняя часть несъемного кока.
4. Ролики управления самолетом изготавливаются из текстолита взамен алюминиевых.
5. Изменен костыль с поворотной трубой и пята костыля.
6. Установлена съемная ручка во второй кабине.
7. Для прицела при бомбометании в правом крыле между первой и второй нервюрами устроено окно. С 1946 г. установлен трап.
8. Склейка лонжеронов и нервюр на большинстве самолетов производится без применения гвоздей (безгвоздевой запрессовкой).
9. Изменен состав грунтовки и окраски каркаса самолета.
10. С 1946 г. установлены подножка, новый пылефильтр и флексигласовый козырек, улучшен дренаж.

Винто-моторная группа

1. Изъяты специальный бензиновый сливной кран и сливная бензомагистраль из фюзеляжного бензобака с диаметром протока 12 мм. Слив осуществлен через бензокран отстойника, в котором диаметр отверстия увеличен до 8 мм.
2. Установлен бензобак увеличенной емкости.
3. Гибкий валик тахометра проведен не через отверстие масляного бака, а вне его. Отверстие в масляном баке ликвидировано, в связи с этим увеличилась его емкость.
4. Проводка на массу установлена с правой стороны мотора (под болт правого магнето).
5. Проводка капилляров манометра и термометров вынесена на левый верхний лонжерон боковины.
6. Изъят рычаг сектора управления опережением зажигания магнето, так как магнето поставлено с автоматическим опережением зажигания (БСМ-5).
7. Рычаг сектора управления подогревом воздуха (черный шарик) перенесен в верхнюю часть сектора. Сектор имеет амортизационный зажим рычагов.
8. Мотор устанавливается на мотораму на шести болтах (раньше устанавливался на десяти болтах).

9. Перекрывной бензокран вынесен из фюзеляжа за противопожарный щит на специальный кронштейн.

10. Тяга управления бензокраном устанавливается под углом для удобства проводки триммера.

Оборудование

1. Установлены парные бортовые АНО, АБ-42 на верхних крыльях.

2. Установлена кодовая кнопка для сигнализации верхними и нижними АНО.

3. Установлены лампы для освещения карт в кабинах инструктора и ученика.

4. Установлено светопосадочное оборудование на левом нижнем крыле; фара закрытого типа ФЗС-155-44.

5. Установлен реостат на приборной доске второй кабины для освещения шкалы прицела.

6. Установлены кронштейны для противогазов в обеих кабинах.

7. Установлены ракетный пистолет и патронташ к нему.

8. Укорочена схема зажигания мотора, так как изъято управление зажиганием из второй кабины (в самолете По-2ВС).

9. Установлен деревянный (с 1946 г. металлический) контейнер, утепленный войлоком.

Приложение 2

ДОПОЛНИТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ МОТОРОВ, ВЫПУСКАЕМОЕ ЗАВОДОМ № 23

Подогреватель воздуха, поступающего в карбюратор

Самолеты По-2 для улучшения работы мотора (при низких температурах окружающего воздуха) снабжаются подогревателем воздуха, поступающего в карбюратор.

В настоящее время в эксплуатации применяются подогреватели завода № 23, а также подогреватели конструкции инж. Эвича и инж. Трещалова.

С 1943 г. на снабжение авиационных подразделений ГВФ поступают подогреватели только промышленного изготовления.

Принцип работы этого подогревателя заключается в использовании тепла отработанных газов цилиндров № 3 и 4.

Каждая половина подогревателя крепится к самолету в 3 точках: к цилиндру мотора, к центральному воздухоприемнику и кронштейну выхлопного патрубка (рис. 184).

Кулачок подогревателя состоит из цилиндра с вваренной в него батареей подогрева. К верхней части цилиндра подходит конус расширения, переходящий в трубу, которая приварена к фланцу крепления корпуса подогревателя.

Нижняя часть цилиндра сужается в конус, который в свою очередь переходит в трубу. На этот отрезок трубы насаживается и крепится стяжным болтом выхлопной патрубков. Батарея подогрева состоит из отдельных секций, изготовленных из листовой стали.

Когда заслонка открыта, воздух через раструб забирается в мотор помимо подогревателя. Когда заслонка закрыта, воздух проходит через подогреватель. Таким образом, открывая больше

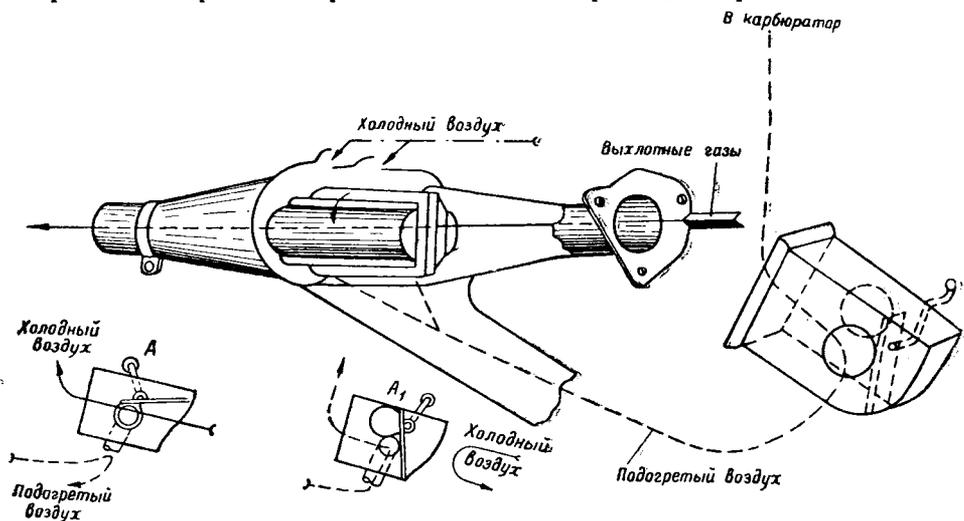


Рис. 184. Подогреватель воздуха, поступающего в карбюратор.

или меньше заслонку, можно регулировать температуру подогрева воздуха в полете.

Эксплуатация подогревателя воздуха на самолете

1. Строго соблюдать выполнение всех регламентных работ по осмотру и уходу за подогревателем воздуха.

2. Необходимость замены подогревателя устанавливается на основании результатов очередного периодического осмотра самолета.

Правила пользования заслонкой подогревателя

1. Для обеспечения наибольшей мощности и устойчивой работы мотора на всех режимах необходимо отрегулировать заслонку подогревателя воздуха таким образом, чтобы при закрытой заслонке температура смеси была в пределах от $+2^{\circ}$ до $+6^{\circ}\text{C}$.

2. При полетах в условиях повышенной влажности наружного воздуха, когда в прогнозе погоды указана возможность обледенения, для предупреждения льдообразования в карбюраторе необходимо открывать заслонку настолько, чтобы температура смеси была в пределах от $+6^{\circ}$ до $+10^{\circ}\text{C}$.

3. При пробе мотора на земле на полном дросселе заслонку следует устанавливать в положение, дающее наибольшие обороты мотора.

4. При заданном режиме горизонтального полета и наборе высоты заслонку надо устанавливать в положение, соответствующее наибольшему числу оборотов мотора.

5. При полетах в условиях повышенной влажности и пониженной температуры окружающего воздуха для обеспечения хорошей приемистости мотора (при переходе на малый газ) подогрев полностью включить (т. е. закрыть доступ воздуху в карбюратор помимо подогревателя, сектор управления дать полностью «от себя»).

Особенности эксплуатации подогревателя воздуха в летних условиях

1. Подогреватель включать (полностью или частично) только в том случае, если температура смеси не превышает 6°C . При температуре смеси выше $+6^{\circ}\text{C}$ необходимо летать с выключенным подогревателем, так как повышенная температура смеси вызывает падение мощности мотора.

Примечание. Наивыгоднейшее положение заслонки воздухоприемника необходимо подбирать не по показаниям термометра, точность которого для регулировки недостаточна, а исходя из условий максимальных оборотов мотора.

2. Для выключения подогревателя необходимо заслонку открыть, т. е. сектор подогрева взять «на себя», а для включения заслонку закрыть, т. е. сектор дать «от себя».

3. Систематически следить, не появляется ли зазор между боковыми клапанами заслонки и стенками коробки воздухоприемника.

4. Через каждые 30 часов работы мотора проверять, нет ли трещин и прогара в батарее кулачка подогревателя.

Шумо-пламегаситель ШПГ-2

Шумо-пламегаситель ШПГ-2 (рис. 185) выполнен в коллекторном варианте. Отработанные газы от всех цилиндров поступают в две ветви коллектора, которые заканчиваются шумо-пламегасителями. Из шумо-пламегасителей отработанные газы отводятся в атмосферу.

Трубы подогрева воздуха пропущены внутри ветвей коллектора выхлопа. В верхней части трубы подогрева выходят из коллектора и заканчиваются воздухоприемными раструбами. В нижней части трубы подогрева выходят к воздухоприемной коробке карбюратора. Воздухоприемная коробка карбюратора аналогична коробке подогревателя конструкции завода № 23 и отличается от нее тем, что ее заслонки устроены по принципу дроссельных заслонок карбюратора.

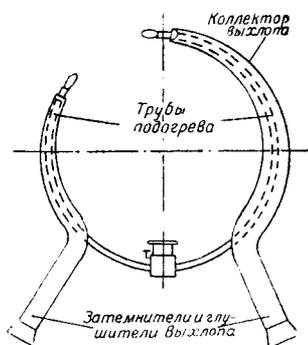


Рис. 185.
Шумо-пламегаситель.

ВЕСА АГРЕГАТОВ И ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА

№ п/п.	Наименование	Вес, кг
	Винтомоторная установка	224,2
1	Винт со втулкой	18,6
2	Мотор	165,0
3	Кольцо моторамы	3,9
4	Подкосы моторамы с расчалками	5,0
5	Капот мотора	8,9
6	Противопожарная перегородка	3,8
7	Управление мотором	3,5
8	Система выхлопа и подогрева	9,5
9	Отепление ВМГ	2,0
10	Магнето	4,0
	Фюзеляж	157,6
11	Передняя часть фюзеляжа	58,3
12	Задняя часть фюзеляжа	24,5
13	Гаргрот	4,6
14	Передний кок с козырьком	12,5
15	Киль	3,5
16	Руль поворота	6,9
17	Стабилизатор	14,0 - 14,0
18	Рули глубины	9,5
19	Костыль	4,3
20	Маслобак с трубопроводом	5,0
21	Бензобак с арматурой	15,0
	Коробка крыльев	246
22	Крыло верхнее с центропланом	97,1
23	Крыло нижнее с фарой и держателями	98,1 75гг.
24	Стойки и расчалки коробки	28,8
25	Стойки и расчалки кабана центроплана	9,5
26	Центропланый бак	12,5
	Шасси	57,1
	Оборудование	63,5
27	Ножное управление	8,0
28	Ручное управление	7,0
29	Сиденье инструктора	6,5
30	Сиденье ученика (откидное)	4,0
31	Приборная доска инструктора	6,9
32	Приборная доска ученика	4,0
33	Аккумулятор	14,5
34	Электрооборудование	6,0
35	Бортсумка	6,6
	Спецоборудование	17,6
36	Подфюзеляжный держатель	6,0
37	Шкворневая установка	9,6

№ п/п.	Наименование	Вес, г
38	Визуальный прицел со сбрасывателем	2,0
	Пустой самолет	766
	Полная нагрузка	584
39	Пилот	80
40	Ученик	80
41	Бензин	90
42	Масло	10
43	Вооружение	10
44	Боеприпасы	14
45	Нагрузка	300
	Полетный вес : :	1350

Примечания. 1. Таблица дана для весов агрегатов и оборудования самолета По-2ВС выпуска 1945 г. При отсутствии центропланного бака увеличивается количество горючего, заливаемого в основной бензобак.

2. Самолет По-2 учебного варианта не имеет веса нагрузки в 300 кг, поэтому полетный вес его равен 1050 кг.

3. Полетный вес учебного варианта По-2 без спецоборудования (17,6 кг), вооружения (10 кг), боеприпасов (14 кг), нагрузки (300 кг) составляет около 1000 кг.

Приложение 4

МЕТОД ПОДСЧЕТА ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА

Выше (в главе 16) по каждой модификации самолета По-2 приведены наиболее ходовые в эксплуатации варианты загрузок и центровок. Однако в практике эксплуатации могут встретиться случаи загрузки самолетов, не приведенные в настоящей книге. Для облегчения работы эксплуатационников ниже приводятся исходные данные и способы подсчета центровки.

Определение положения и величины САХ самолета По-2

Расчеты по определению средней аэродинамической хорды показали, что величина САХ, приводимая в заводских описаниях, не соответствует действительности, так как она определялась по устаревшим формулам.

Ниже (стр. 219) приводится таблица расположения грузов в самолете, составленная по новым формулам.

Пример расчета центровки

Требуется рассчитать положение центра тяжести самолета С-2. Загрузка самолета (в кг) задана следующая:

Пилот	80
Горючее в переднем фюзеляжном баке	90
» » центропланном баке	50
Пассажир во 2-й кабине	80
Раненый на носилках	80
Смазочное	10
Всего	390

1. Вес пустого самолета равен 760 кг. Центр тяжести соответствует 29,7% САХ (или 0,054 м от передней кромки нижнего крыла).

Определяем полетный вес самолета:

$$760 + 390 = 1150 \text{ кг.}$$

2. Составляем таблицу для подсчета моментов крыла самолета. Плечо для каждой загрузки берем из таблицы расположения грузов в самолете (стр. 219).

№ п/п.	Наименование загрузки	Плечо от передней кромки нижнего крыла до ц. т. груза, м	Вес, кг	Момент, кгм
1	Пилот	0,025	80	2
2	Горючее в переднем фюзеляжном баке	-0,900	90	-81
3	» в центропланном баке	-0,200	50	-10
4	Пассажир во 2-й кабине	0,550	80	44
5	Раненый на носилках	1,680	80	134
6	Смазочное	-1,055	10	-10,5
7	Вес пустого самолета	0,054	760	41
	Итого	-	1150	119,5

3. Определяем смещение центра тяжести (плеча) от всей загрузки самолета: $\frac{119,5}{1150} = 104 \text{ мм}$

4. Определяем расстояние от передней кромки средней аэродинамической хорды до центра тяжести самолета. Оно будет:

$$420 + 104 = 524 \text{ мм.}$$

5. Определяем центровку самолета по формуле:

$$\text{ц. т.} = \frac{524}{1590} \cdot 100 = 32,9 \text{ САХ.}$$

Таким образом, положение центра тяжести для нашего примера определяется величиной 32,9% САХ, что в эксплуатации допустимо.

Плечи расположения грузов в самолетах типа По-2

		Плечо от передней кромки нижнего крыла до д. т. груза, м				
		По-2	С-2	СП	АП	По-2 лимузин
Наименование загрузки						
1	Смазочное	-1,055	-1,055	-1,055	-1,055	-1,055
2	Горючее в переднем фюзеляжном баке	-0,595	-0,900	-0,725	-0,725	-0,595
3	» в крыльевых баках	-0,668	—	—	—	—
4	» в центропланном баке	-0,193	-0,200	-0,110	-0,110	-0,193
5	1-й пилот	0,305	0,025	0,045	0,045	0,305
6	Бомбы	0,850	—	—	—	—
7	1,055	1,055	—	—	—	—
8	2-й пилот	—	0,550	0,545	0,545	0,940
9	Пассажир во 2-й кабине	—	1,215	—	—	1,10
10	2-й пассажир во второй кабине	—	—	—	—	1,68
11	3-й пассажир в самолете По-2 лимузин	—	—	1,205	1,205	—
12	Пассажир в 3-й кабине	—	—	—	—	—
13	Раненый на носилках в самолете С-2	0,600	1,680	0,600	0,600	—
14	Раненые в кабине констр. Бакшаева	—	0,600	1,080	1,080	—
15	Раненые в кабине констр. Филатова	—	1,760	—	—	—
16	Горючее в заднем фюзеляжном баке самолета С-2	1,545	—	—	—	—
17	Задняя пулеметная точка с запасом патронов	0,600	—	—	—	—
18	Крыльевая пулеметная установка с запасом патронов	—	—	—	—	—
19	Яд в баке	0,530	—	—	—	—
20	Груз в подфюзеляжной кассете	1,695	—	—	0,565	—
21	» в 3-й грузовой кабине самолета По-2	—	—	—	—	2,25
	Багаж на самолете По-2 лимузин	—	—	—	—	—

Примечания. 1. Расстояние от носка вала мотора до передней кромки нижнего крыла:
 для самолетов По-2, АП, СП 2145 мм
 для самолета С-2 2440 »

2. Расстояние от передней кромки до передней кромки нижнего крыла:
 САХ по горизонтали равно 420 мм.

3. Величина САХ равна 1590 мм.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Часть первая	
КОНСТРУКЦИЯ, ОБОРУДОВАНИЕ И РАБОТА ОСНОВНЫХ ЧАСТЕЙ САМОЛЕТА По-2	
Глава 1. Характеристика и летные данные самолета	3
Общие сведения	3
Краткое описание конструкции	5
Технические данные самолета	6
Летные ограничения	9
Глава 2. Фюзеляж	10
Передняя часть фюзеляжа	10
Хвостовая часть фюзеляжа	16
Киль	22
Работа частей фюзеляжа	26
Контрольные вопросы	29
Глава 3. Коробка крыльев	30
Конструкция крыльев	31
Элероны	38
Стойки, ленты и узлы крепления	40
Центроплан	43
Работа коробки крыльев	46
Контрольные вопросы	50
Глава 4. Хвостовое оперение	51
Стабилизатор	51
Рули высоты	54
Руль направления	55
Триммеры	56
Работа хвостового оперения	59
Контрольные вопросы	61
Глава 5. Органы приземления	61
Назначение и конструкция шасси	61
Устойчивость самолета на земле	61
Колеса самолета	66
Лыжи	68
Костыль	71
Работа органов приземления	73
Контрольные вопросы	75
	221

	Стр.
Глава 6. Управление самолетом	76
Ручное управление	77
Ножное управление	81
Конструкция управления	83
Контрольные вопросы	88
Глава 7. Винтомоторная группа	88
Подмоторная установка	88
Воздушный винт	92
Работа винта и мотоустановки	94
Контрольные вопросы	95
Глава 8. Управление мотором	95
Секторы управления мотором	96
Схема зажигания	97
Контрольные вопросы	100
Глава 9. Питание мотора	100
Система питания горючим	100
Система маслопитания	108
Контрольные вопросы	112
Глава 10. Оборудование самолета	112
Аэронавигационное и моторное оборудование	113
Вспомогательное оборудование	116
Электрооборудование	120
Управление огнями	122
Подготовка к ночному полету	125
Контрольные вопросы	126

Часть вторая

РАЗБОРКА, СБОРКА И РЕГУЛИРОВКА

Глава 11. Разборка и сборка самолета	127
Разборка самолета	127
Сборка самолета	133
Глава 12. Регулировка самолета	136
Регулировка шасси	137
Регулировка центроплана	138
Регулировка коробки крыльев	139
Регулировка хвостового оперения	143
Регулировка рулей и элеронов	144
Контроль деталей	146
Контрольные вопросы	147
Глава 13. Дефекты регулировки	147
Влияние установочных углов	147
Нарушение выноса крыльев	148
Различные поперечные «V» крыльев	148
Перекося крыльев в плане	149
Влияние положения центра тяжести на самолет	150
Деформация хвостовой части самолета	151
Деформация шасси	152
Методика определения летных дефектов	152
Контрольные вопросы	153

Часть третья

ОБСЛУЖИВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТОВ ТИПА По-2

Глава 14. Указания по эксплуатации мотора	154
Подготовка к запуску и запуск	154
Прогрев мотора	155