

САМОЛЕТ

И-153

С МОТОРОМ М-62

КНИГА II

ОБОРОНТА - ПАРТ
1940

Экз. № 0528

~~Фонд
Читального зала~~

САМОЛЕТ И-153

С МОТОРОМ М-62

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА ВТОРАЯ

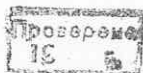
Составлено Бюро технических описаний Эксплуатационного отдела завода



6374/0528э.

ОБОРОНГИЗ—ЦАГИ
МОСКВА — 1940

В книге 1 вклейка
Сир. 144-145 Монтижная схема механизмов.



1950
СИБИРСКИЙ

Все замечания и предложения по данной
книге направлять по адресу: Москва 40
п/ящ. 2402, Эксплуатационный отдел

629.146 (5)

ГЛАВА I

ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА И СИЛОВЫЕ СХЕМЫ

§ 1. КРАТКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА

Одномоторный одноместный истребитель полутораплан И-153 (рис. 1—5) является модификацией самолетов И-15 „чайка“ и И-15 бис, отличаясь от последних:

1. Более мощной винтомоторной группой:

а) с мотором М-62 на нормальной мотораме — винтом изменяемого в полете шага (АВ-1) системы Жданова или системы Басдубова и отдельными выхлопными патрубками;

б) с мотором М-62, укрепленным на укороченной на 100 мм мотораме; в этом варианте мотор снабжен двумя турбокомпрессорами и винтом изменяемого в полете шага (опытный вариант).

Во всех вариантах мотор прикрывается легкосъемным капотом НАСА улучшенной конструкции.

2. Наличием уширенной „чайки“, обводы которой, как и зализ нижнего крыла, построены по принципу плавного перехода от несимметричного профиля Кларк Y. Н. на верхнем и нижнем крыльях к его симметричной модификации в сечениях „чайки“ и зализов у фюзеляжа.

3. Размещением в фюзеляже и крыле, вне сферы влияния воздушного потока, креплений междупланных стоек для лент-расчалок коробки крыльев.

4. Уменьшением числа лент-расчалок коробки крыльев с десяти до восьми и одновременным укорочением их длин.

5. Убирающимся шасси.

6. Заменой льняного полотна более гладким хлопчатобумажным, окрашенным по методу пульверизации с последующей полировкой передних кромок крыльев.

Перечисленные изменения значительно улучшили горизонтальные скорости и скороподъемность самолета, а установка турбокомпрессоров и винта изменяемого в полете шага позволила ему, кроме того, эффективно работать на больших высотах. Наличие на самолете И-153 „чайки“ улучшило обзор верхней полусферы.

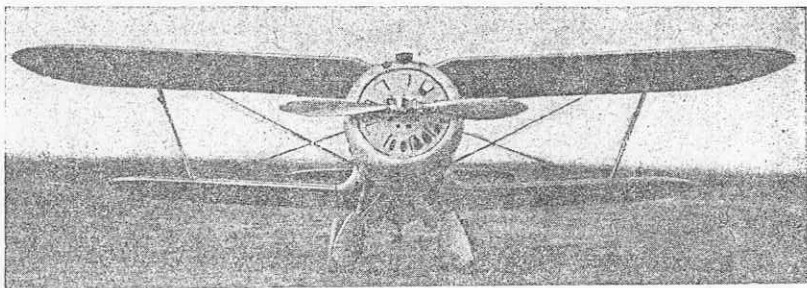


Рис. 1. Общий вид самолета спереди

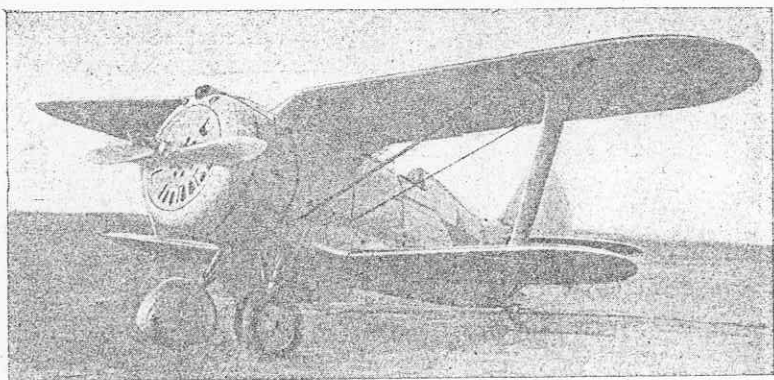


Рис. 2. Общий вид самолета сбоку под углом 45°

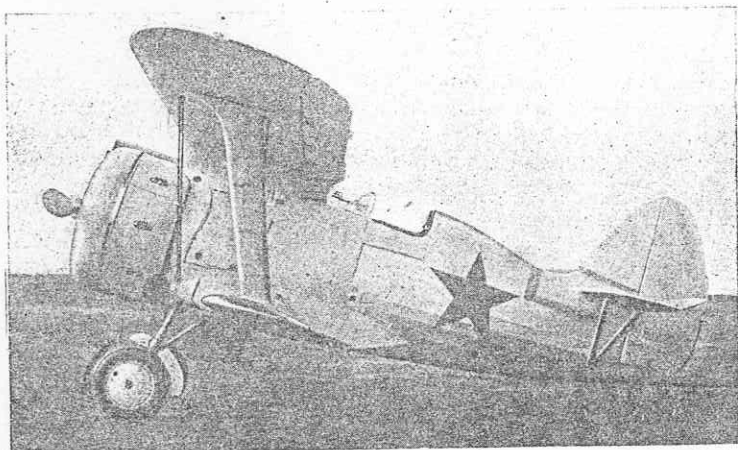


Рис. 3. Общий вид самолета сбоку

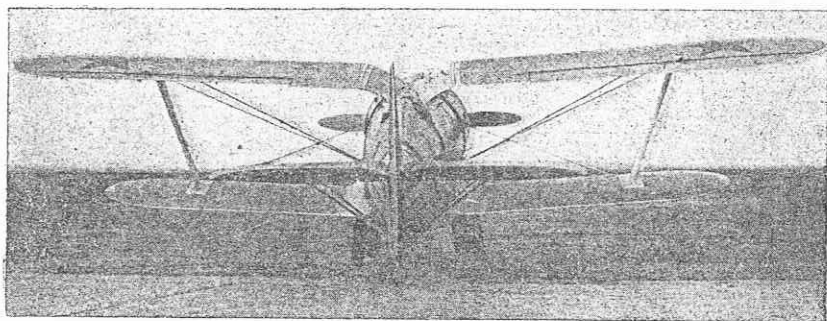


Рис. 4. Общий вид самолета сзади

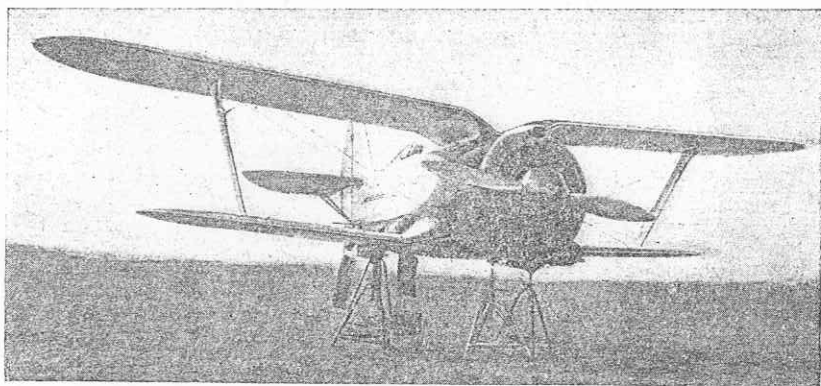


Рис. 5. Общий вид самолета спереди на козелках

Кроме указанных изменений, на самолете И-153 введен ряд новшеств, обеспечивающих повышение его боеспособности и удобства в эксплуатации, установлено новое вооружение и подвесные добавочные бензобаки.

В винтомоторную группу самолета также внесены изменения. Масляный бак из пространства, ограниченного мотором и противопожарной перегородкой, вынесен наверх, на левый борт — в пространство между узлами 1—3 фюзеляжа. Бензиновый бак в фюзеляже покрыт протектором и, кроме того, его заливная горловина размещена наверху в развале „чайки“. Запуск мотора производится самопуском „РИ“.

Конструкция планера также несколько изменена. Дополнительно введен нижний центроплан, состоящий из двух дуралюминовых лонжеронов, набора нервюр и двух куполообразных гнезд, в которых размещаются в убранном положении колеса шасси.

Убирающееся шасси консольно-пирамидального типа состоит из амортизационных ног, подпертых подкосами. Убирается и выпускается шасси сжатым воздухом, поступающим из баллона, размещенного в кабине летчика. В убранном положении колеса и стержневая система шасси находятся в фюзеляже в нижнем центроплане и прикрыты щитками.

Колеса размером 700×150 мм оборудованы пневматическими тормозами, действующими от общей воздушной системы управления шасси. Для дифференцированного торможения при разворотах тормозная система имеет регулятор подачи воздуха, соединенный синхронно с педалями ножного управления. Имеется механический аварийный опускатель, рукоятка которого расположена на правой стороне в кабине. Указатель положения шасси, смонтирован на доске приборов.

На ориентирующемся костыле установлено на роликовых подшипниках колесо, покрытое шиной из литой резины.

Фюзеляж, моторная рама и каркас верхнего центроплана „чайки“ сварены из хроманселевых труб, чашка сидения летчика сделана под форму сложенного парашюта и имеет отверстия для стока воды. Сидение летчика имеет бронированную спинку.

Капот фюзеляжа и разные лючки крепятся замками Джуз.

Козырек летчика спереди ограничен плоской стенкой, отклоненной под углом 45° назад с прорезом для установки стекла коллиматорного прицела. Две боковые стенки козырька поставлены под углом к передней. Все стенки козырька изготовлены из плексигласа и заключены в дуралюминиевую рамку.

Центральная часть приборной доски установлена на амортизаторах повышенной чувствительности, обеспечивающих нормальную работу основной группы приборов (аэронавигационные, моторные и др.).

На приборной доске установлены: двухстрелочный альтиметр (до высоты 12 км), трехстрелочный индикатор, механический бензиномер, указатель скорости до 600 км/час и др.

Приборная доска освещается четырьмя электролампами, прикрытыми специальным экраном (доска с подсветом). В кабине летчика установлен усовершенствованный электрощиток.

Напряжение в электросистеме самолета — 24 вольта.

Самолет оборудован кислородной установкой, аэронавигационными огнями и скрытыми в крыле ракетницами для ночных полетов, а для учебных целей имеет установки под фото-кинопулемет ПАУ-22 и конус.

§ 2. СИЛОВЫЕ СХЕМЫ САМОЛЕТА

Коробка крыльев самолета

Коробка крыльев состоит из двух полукоробок (рис. 6), шарнирно соединенных с верхним и нижним центропланами. Каждая полукоробка в свою очередь состоит из двух крыльев, стойки и двух передних несущих лент-расчалок № 11, одной задней несущей ленты № 14 и поддерживающей ленты № 14.

Две передние несущие ленты $A-A_1$ идут от нижнего узла рамы 1—2 фюзеляжа к узлу на переднем лонжероне верхнего крыла. Задняя несущая лента $B-B_1$ соединяет нижний узел поперечной рамы 3—4 фюзеляжа с узлом на заднем лонжероне верхнего крыла. Поддерживающая лента $B-B_1$ соединяет узел на переднем лонжероне нижнего крыла с верхним узлом рамы 3—4 фюзеляжа.

Силовой скелет верхнего крыла состоит из: переднего лонжерона $\Gamma-\Gamma_1$, заднего лонжерона $D-D_1$, пяти распорных нервюр и восьми внутренних, накрест лежащих лент-расчалок. Силовой скелет нижнего крыла аналогичен силовому скелету верхнего крыла.

Расчеты коробки крыльев на прочность показали, что для отдельных элементов ее оказались расчетными следующие случаи нагружения.

Случай A_k . Криволинейный полет самолета при угле атаки, соответствующем наибольшему коэффициенту подъемной силы ($C_{y_{\max}}$).

Этот случай соответствует резкому выводу самолета из горизонтального полета на „горку“, на угол атаки 16° или выходу самолета из пикирования (рис. 7). При этом на крыло действует вверх нагрузка от воздушных сил $+P$, которая в этом случае принимается равной $G_{\max} n_A$. Вниз на крыло действуют: нагрузка от инерционных сил зеса крыла и собственный вес крыла. Величины этих двух нагрузок равны $G_{кр} n_A$. Следовательно, сила, деформирующая коробку крыльев, будет равна:

$$P_1 = (G_{\text{сам}} - G_{\text{кр}}) n_A.$$

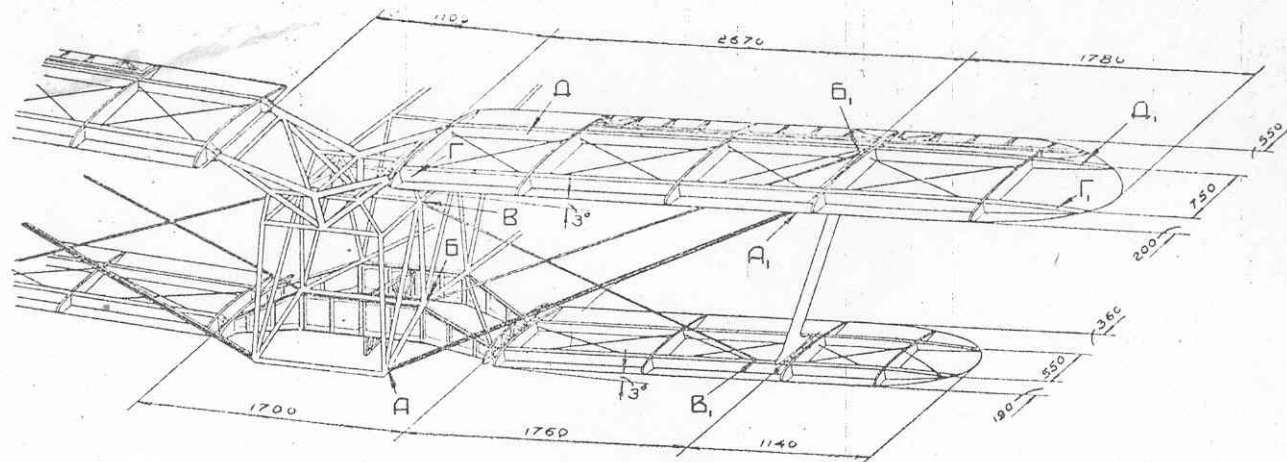


Рис. 6. Силовая схема коробки крыльев

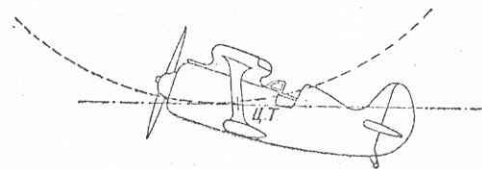


Рис. 7. Случай A_K

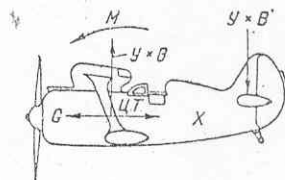


Рис. 8. Случай C_K

На эту силу и рассчитана коробка крыльев ($G_{\text{сам}}$ — вес самолета; $G_{\text{кр}}$ — вес крыла и n_A — расчетная перегрузка на случай A_K), причем перегрузка $n = 13$ на основании норм прочности.

Данный случай является расчетным для переднего лонжерона верхнего крыла и для несущих лент-расчалок, так как ленты-расчалки при этом испытывают максимальные напряжения.

Случай B_K . Криволинейный полет на малых углах атаки, соответствующих максимальному скоростному напору при пикировании или крутом планировании. Скорость установившегося пикирования на основе расчета принята равной 720 км/час. Расчетная перегрузка n_B на основе норм прочности принята равной 8,7.

Этот случай является расчетным для заднего лонжерона верхнего крыла.

Случай C_K . Пикирование. При отвесном пикировании на самолет вначале действует вниз сила, равная весу самолета; в направлении, обратном этой силе, на самолет действует сила лобового сопротивления, которая возрастает пропорционально квадрату скорости движения (V^2).

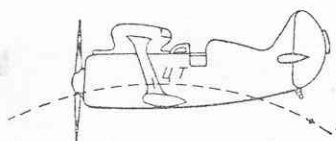


Рис. 9. Случай D_K
(переход в пикирование)

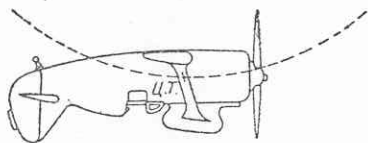


Рис. 10. Случай D_K
(полет на спине)

По достижении самолетом определенной скорости, при которой лобовое сопротивление самолета равно его весу, приращение скорости прекращается, и самолет пикирует уже с постоянной скоростью (со скоростью установившегося пикирования).

При пикировании коробка крыльев рассматривается, как расположенная под углом атаки, соответствующим нулевой подъемной силе; при этом она нагружена силой лобового сопротивления крыльев и скручивающим моментом M (рис. 8). Учитывается и собственный вес крыльев. Момент пикирования всего самолета уравнивается нагрузкой на горизонтальное оперение.

Случай C_K является расчетным для заднего лонжерона нижнего крыла и для Z-образной стойки коробки крыльев.

Случай D_K . Криволинейный полет с нагружением крыльев сверху. Случай D_K соответствует полету самолета по выпуклой

траектории при переходе из горизонтального полета в пикирование (рис. 9) или полету на спине по вогнутой траектории (рис. 10).

На коробку крыльев при этом действует отрицательная подъемная сила P , которая в этом случае принимается равной $G_{\text{сам}} n_D$, где n_D — расчетная перегрузка для случая D_k , а $G_{\text{сам}}$ — вес самолета.

В сторону, противоположную силе P , действует нагрузка от инерционных сил веса крыльев. Следовательно, сила, деформирующая коробку крыльев, будет равна:

$$P_1 = (G_{\text{сам}} - G_{\text{кр}}) n_D.$$

Расчетная перегрузка n_D на основании аэродинамического расчета бипланной коробки принята равной 6,14.

На нагрузки, получающиеся в этом случае нагружения, проверена прочность переднего лонжерона нижнего крыла.

Внутренние ленты-расчалки и распорные нервюры верхнего и нижнего крыльев работают во всех случаях нагружения.

Горизонтальное оперение

Силовая схема горизонтального оперения (рис. 11) состоит из остовов стабилизатора, руля высоты и двух V-образных подкосов.

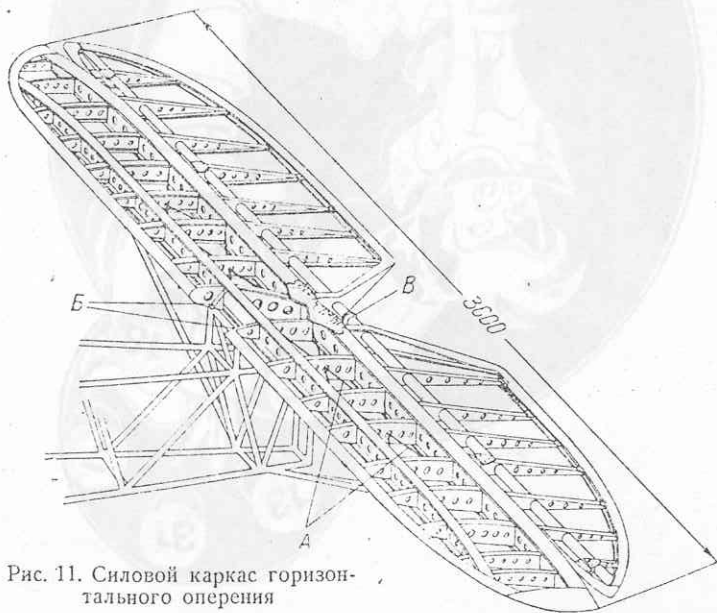


Рис. 11. Силовой каркас горизонтального оперения

Остов стабилизатора состоит из двух лонжеронов и восемнадцати нервюр, из которых четыре усиленные установлены в мес-

тах крепления шарниров руля высоты. Горизонтальную жесткость создают проволочные расчалки *А*.

Воздушные нагрузки, действующие на стабилизатор, передаются на фюзеляж через V-образные подкосы и переднее *Б* и заднее *В* крепления стабилизатора.

Каждая половина руля высоты состоит из лонжерона, семи нервюр и концевого обода, скрепляющего нервюры.

Воздушные нагрузки, действующие на рули высоты, нагружая их, передаются на задний лонжерон стабилизатора через пять шарниров крепления руля к стабилизатору.

Вертикальное оперение

Остов киля (рис. 12) состоит из переднего и заднего лонжеронов, нервюр, носков и носового обтекателя. Воздушная нагрузка воспринимается лонжеронами киля и передается фюзеляжу через его переднее крепление в двух точках *А* и через заднее крепление в двух точках *Б*.

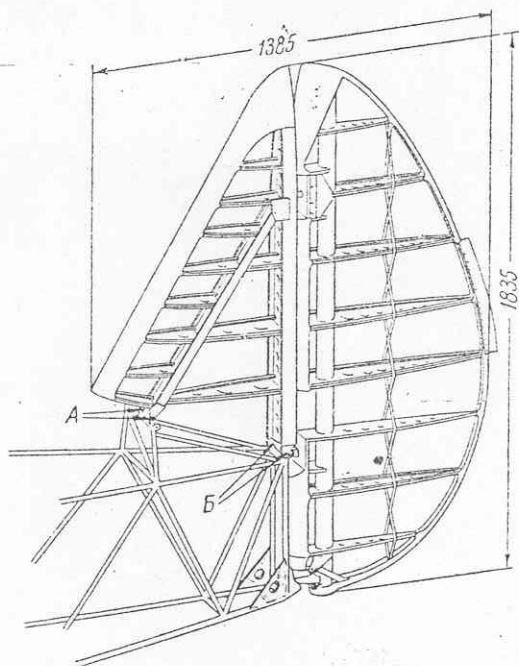


Рис. 12. Силовой каркас вертикального хвостового оперения

Остов руля поворота состоит из лонжерона, восьми нервюр, переднего обтекателя и заднего обода. Для жесткости нервюры в средней части связаны между собой дуралюминовой лентой.

Руль поворота крепится двумя шарнирами к фюзеляжу и одним — к килю; через эти шарниры передается фюзеляжу и киле действующая на руль нагрузка.

Шасси

Консольно-пирамидальное шасси самолета (рис. 13) состоит из амортизированной ноги A , шарнирно укрепленной к карданному узлу Γ фюзеляжа, бокового подкоса B и заднего складывающегося подкоса B .

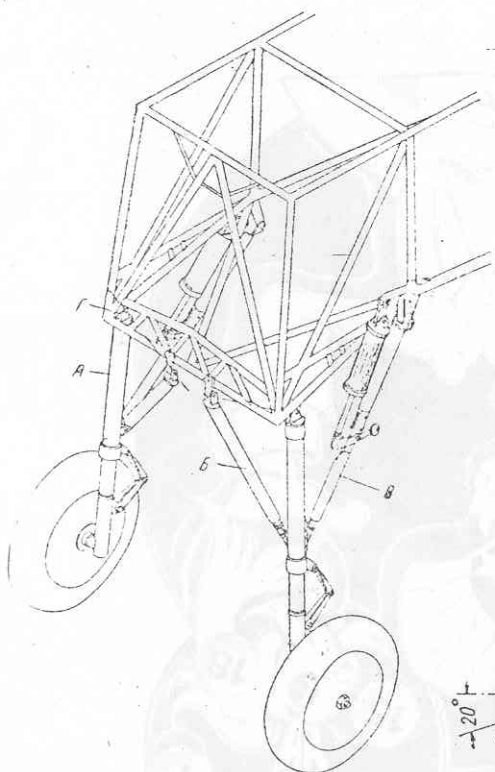


Рис. 13. Силовая схема шасси

Рассматриваются следующие случаи нагружения шасси.

Случай $E_{ш}$. Посадка на три точки (рис. 14).

Расчетная перегрузка $n_E = 6,1$.

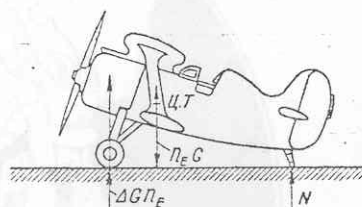


Рис. 14. Случай $E_{ш}$
(посадка на три точки)

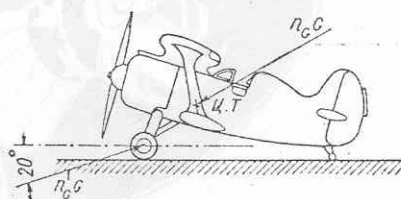


Рис. 15. Случай $G_{ш}$
(передний удар в оба колеса)

Случай $G_{ш}$. Передний удар в оба колеса. В этом случае самолет находится в положении, соответствующем стоянке на земле. Нагрузка проходит через ось шасси и направлена спереди и снизу под углом 20° к горизонту (рис. 15).

Расчетная перегрузка на основе норм прочности принята $n_G = 2,05$. При этом вес самолета передается на оба колеса.

Равновесие самолета достигается приложением инерционных сил.

Случай $F_{\text{ш}}$. Боковой удар в оба колеса. Самолет рассматривается в положении стоянки (рис. 16). Расчетная перегрузка для этого случая определена в соответствии с нормами прочности и равна 1,00.

Расчетная нагрузка на одно колесо при направлении силы от колеса к плоскости симметрии самолета равна $F' = 0,67 n_F G$.

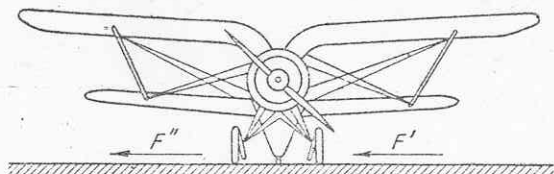


Рис. 16. Случай $F_{\text{ш}}$ (боковой удар в оба колеса)

Расчетная нагрузка на колесо при направлении силы от колеса к концу крыла $F'' = 0,50 n_F G$, где G — вес самолета.

Случай $E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$. Посадка на три точки с одновременным передним ударом в оба колеса (рис. 17).

Расчетная перегрузка в этом случае $n_{(E+G)} = 6,1$.

Случай $E_{\text{ш}} + F_{\text{ш}}$. Посадка на три точки с одновременным боковым ударом в оба колеса. Боковые силы в этом случае определены по следующим формулам:

при направлении силы от колеса к плоскости симметрии самолета

$$F' = 0,375 n_F G_{\text{сам}};$$

при направлении силы от плоскости симметрии к концу крыла

$$F'' = 0,25 n_F G_{\text{сам}}.$$

Для сил, перпендикулярных к земле, в этом случае принята расчетная перегрузка $0,75 n_E = 4,57$.

Посадка на одно колесо и передний удар в одно колесо оканчивались нерасчетными случаями.

На основе расчета установлено, что расчетными случаями для ног шасси являются случаи $E_{\text{ш}}$ и случай $E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$.

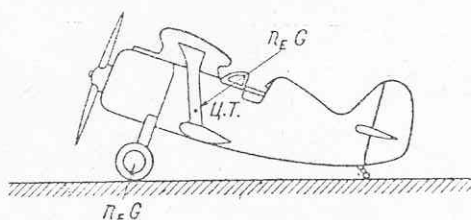


Рис. 17. Случай $E_{\text{ш}} + G_{\text{ш}}$ (посадка на три точки с одновременным передним ударом в оба колеса)

Фюзеляж

Фюзеляж самолета И-153 представляет собой пространственную ферму. Нижние и верхние панели, а также плоскости поперечных рам расчалены. Левая и правая пары лонжеронов с соответственными вертикальными и наклонными стойками образуют вертикальные фермы. Нижняя и верхняя пары лонжеронов с соответственными крестами-расчалками образуют горизонтальные фермы (рис. 18).

Элементы фюзеляжа служат опорами для всех остальных частей самолета, а поэтому прочность фюзеляжа рассматривается в соответствии со всеми случаями нагружения крыла, хвостового оперения, шасси, моторной установки и костыля. Разные участки фюзеляжа испытывают максимальные нагрузки только в некоторых определенных расчетных случаях.

На основе норм прочности фюзеляж условно для расчета разделен на следующие части: передняя часть — от носа самолета до передних лонжеронов крыла; средняя часть — от передних лонжеронов крыла до задних; хвостовая часть — от задних лонжеронов крыла до точек крепления рулей.

Расчеты на прочность показали, что стержни передней и средней части фюзеляжа наиболее нагружены в случаях A_F и

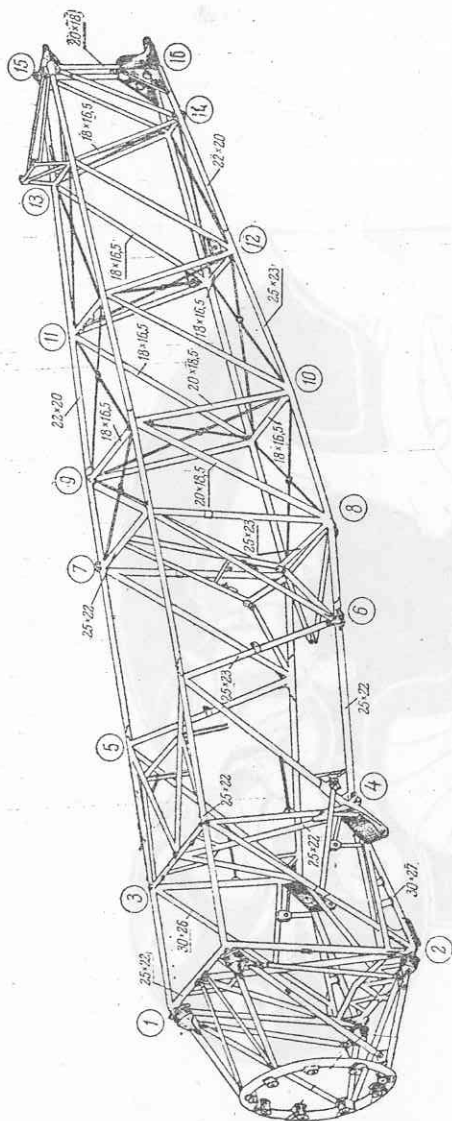


Рис. 18. Силовая схема фюзеляжа и моторамы

E_F а стержни хвостовой части на случай B_F и от нагрузки на вертикальное хвостовое оперение.

Моторная рама

Моторная рама состоит из девяти стержней и кольца с девятью втулками для крепления мотора.

Нагрузка, приходящаяся на кольцо, через стержни моторамы передается узлам фюзеляжа. Разные стержни фюзеляжа испытывают максимальные нагрузки только в некоторых определенных расчетных случаях, а поэтому расчет моторной рамы произведен на все случаи, предусмотренные нормами прочности, а именно:

Случай $A_{м.у.}$ соответствует случаю A_k (рис. 7). Расчетная перегрузка в этом случае равна 15,3.

Случай $D_{м.у.}$ соответствует случаю D_k (рис. 10). Расчетная перегрузка равна 8,4.

Случай $M_{м.у.}$. Работа мотора. В этом случае рама нагружена максимальной тягой и моментом от винта.

Случай $H_{м.у.}$. Боковая нагрузка на моторную раму. Расчетная перегрузка равна 3.

Случай $(M_{м.у.} + A_{м.у.})$ и $(M_{м.у.} + D_{м.у.})$. Рассматривается совместное действие нагрузки в случаях $M_{м.у.}$ и $A_{м.у.}$ (или $D_{м.у.}$).

Костыль

Костыль служит третьей точкой опоры для самолета при посадке и стоянке на земле. В нормах прочности разбираются для костыля четыре расчетных случая:

Случай E_1 — посадка на три точки.

Случай E_2 — одновременное действие усилия случая E_1 и силы трения.

Случай H — боковой удар. Самолет находится в положении стоянки на трех точках. Нагрузка $H = 0,2N$, где N — расчетная нагрузка на костыль при посадке на три точки. Нагрузка приложена в точке касания костыля к земле и направлена параллельно размаху крыльев.

Случай $E_2 + H$ — костыль одновременно нагружается уменьшенными на 25% нагрузками для случаев E_2 и H .

Коэффициент перегрузки для случая E_1 определен на основе расчета масляно-пневматического амортизатора, с учетом воздушной нагрузки на горизонтальное оперение. Он равен 7,85.

ГЛАВА II

КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА

§ 3. ФЮЗЕЛЯЖ

Фермы фюзеляжа (рис. 19) сварены из стальных хромансильевых труб марки С30ХГСА (размеры сечений показаны на рисунке).

Верхние лонжероны *А* и *Б* фюзеляжа расположены в горизонтальной плоскости. Нижние лонжероны *В* и *Г* изогнуты в передней части в местах расположения нижнего центроплана и дальше идут, постепенно поднимаясь в направлении к концевой части.

Места пересечения с лонжеронами поперечин, подкосов и стоек образуют узлы, занумерованные на рис. 19 цифрами, соответственно которым обозначаются рамы фюзеляжа. Рамы фюзеляжа 1—2, 3—4, 7—8 и 13—14, получающие значительную нагрузку от моторной установки, шасси, крыльев и хвостового оперения, усилены добавочными распорками и подкосами.

Концевая часть фюзеляжа в продольном и поперечном направлениях расчалена проволочными расчалками *Д* и *Е* (диаметр проволоки для расчалок—2 мм, марка материала С615).

Сверху рамы 1—2 расположены боковые и средний узлы *Ж* и *З* для крепления моторной рамы и центроплана.

Снизу рамы 1—2 находятся боковые узлы *И*, к которым крепятся передние ноги шасси, подкосы моторной рамы и несущие ленты-расчалки коробки крыльев.

На стойках рамы 1—2 приварены ушки *К* для крепления балансиров нижних пулеметов.

Сверху рамы 3—4 расположены средний и боковые узлы *Л* и *М* заднего крепления верхнего центроплана и поддерживающих лент-расчалок коробки крыльев.

На верхних поперечинах рам 1—2 и 3—4 расположены симметрично кронштейны *Н* для крепления балок под пулеметы и для крепления бензинового бака, расположенного между рамами 1—2 и 3—4.

Нижние узлы рамы 3—4 имеют следующие назначения:

К узлам *О* крепятся шкворни нижних пулеметов, к узлу *П* крепится нижний центроплан и несущая лента-расчалка коробки

крыльев, к узлам Р и С крепятся цилиндр подъема и задние подкосы шасси.

0374/05285

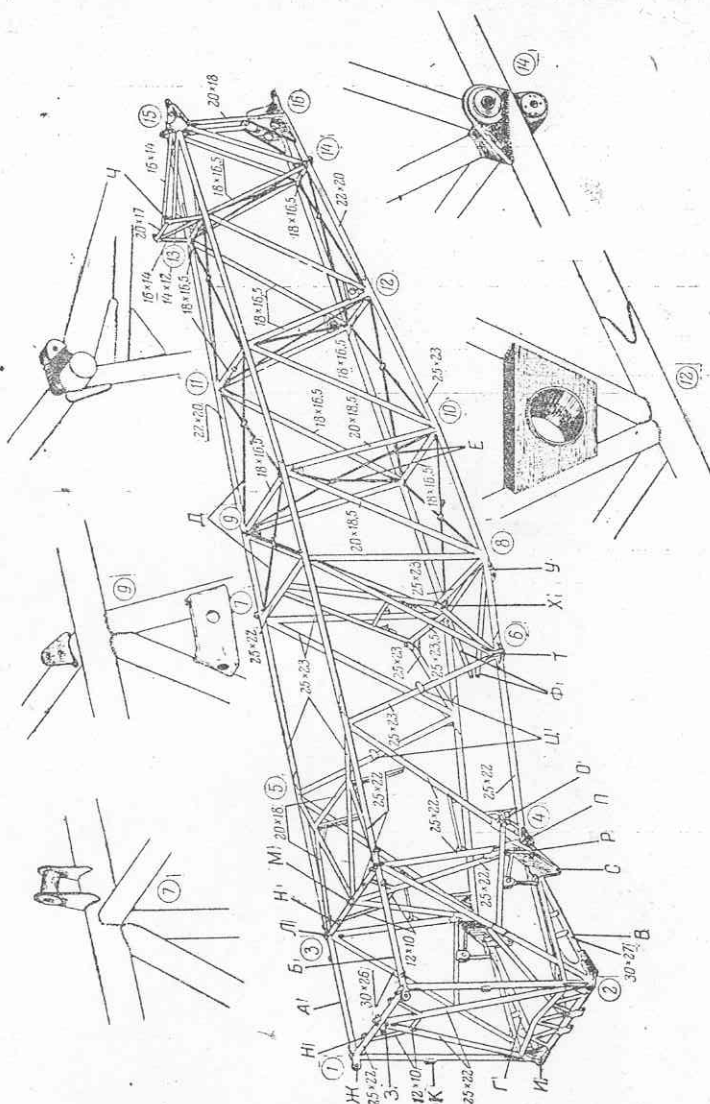
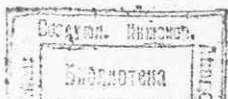


Рис. 19. Фюзеляж

Снизу рамы 5—6 расположены узлы Т крепления нижнего центроплана. Снизу рамы 7—8 имеется ушко У для крепления подкоса нижнего центроплана.



Нижние подкосы фюзеляжа Φ своими свободными концами крепятся к узлу нижнего центроплана и обшивки пола кабины (рис. 33, деталь М).

Средний узел X служит для крепления трубы сидения.

На правом и левом боковых подкосах рамы 5—6 и на правом боковом подкосе рамы 7—8 установлены реперы Π для установки самолета в линию полета.

Ушки верхних узлов 7 и 9 изготовлены из углеродистой стали марки С20 и служат для крепления кока фюзеляжа.

Между нижними концами боковых подкосов 11—12 и 13—12 заварены втулки, изготовленные из стали марки С25 под опорный стальной стержень или трубу, служащую для подъема хвостовой части самолета.

Над верхней поперечиной узлов 13 расположена добавочная рамка с ушками 4, изготовленными из стали марки С25 для переднего крепления стабилизатора. К поперечине рамки крепится на кронштейнах киль.

К нижнему ушку узла 14 крепится ограничительный трос костыля. К боковому ушку этого узла крепится нижний конец подкоса стабилизатора. Ушки изготовлены из малоуглеродистой стали марки С20.

Верхний концевой узел 15 фюзеляжа служит для заднего крепления кия и для крепления амортизатора костыля. На узле 15 установлен средний кронштейн для подвешивания руля поворота.

Нижний кронштейн подвешивания руля поворота установлен на нижнем концевом узле 16 фюзеляжа. В поперечине нижнего узла 16 фюзеляжа вварена втулка под шкворень костыля.

Участки нижних лонжеронов фюзеляжа между узлами 2—4 и 4—6 и боковые подкосы передней части фюзеляжа между узлами 2—3, 3—4 и 4—5 каленые до $K_z = 110—130 \text{ кг/мм}^2$.

Остальные трубы каркаса фюзеляжа нормализованы до $K_z = 70—90 \text{ кг/мм}^2$.

Узлы фюзеляжа

Верхний боковой узел на раме 1—2 (рис. 20) сварен из хромансильевой стали марки 30ХГСА. В узел вварено ухо A под подкос моторной рамы. Сверху расположено усиленное шайбами ушко B для крепления бокового подкоса центроплана. С наружной стороны ушко B усилено ребром B .

Около левого бокового узла рамы 1—2 приварен кронштейн Γ для крепления масляного бака. Такой же кронштейн приварен около верхнего левого бокового узла рамы 3—4 (деталь A на рис. 24).

Верхний средний узел рамы 1—2 (рис. 21) состоит из уха A и двойного уха B , изготовленных из хромансильевой стали марки

30ХГСА и предназначенных для крепления передней рамы и диагональных подкосов верхнего центроплана.

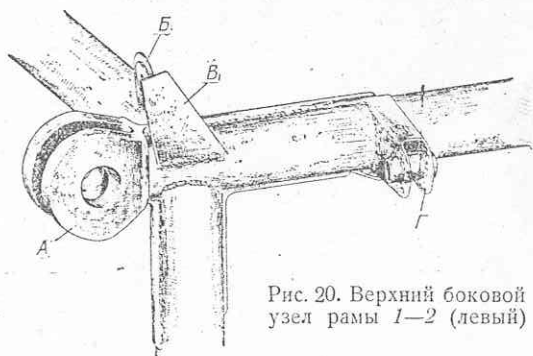


Рис. 20. Верхний боковой узел рамы 1—2 (левый)

С передней стороны к узлу приварено двойное ухо *В* для крепления подкосов моторной рамы. Это ухо изготовлено посредством горячей штамповки из хроманселевой стали марки 30ХГСА и усилено приваренным к нему снизу ребром *Г*, изготовленным из той же хроманселевой стали.

Нижний боковой узел рамы 1—2 (рис. 22) изготовлен из хроманселевой стали марки 30ХГСА и усилен кницами *А*, *Б*, *В* и *Г*.

Узел имеет переднее ухо *Д* под подкос моторама и боковое ухо *Е* под несущие ленты-расчалки коробки крыльев.

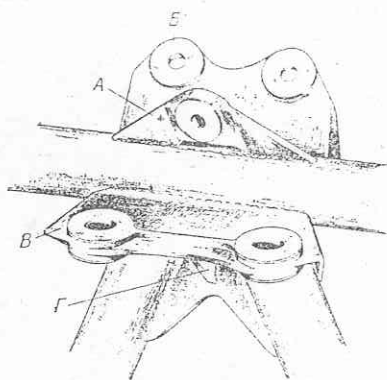


Рис. 21. Верхний средний узел рамы 1—2

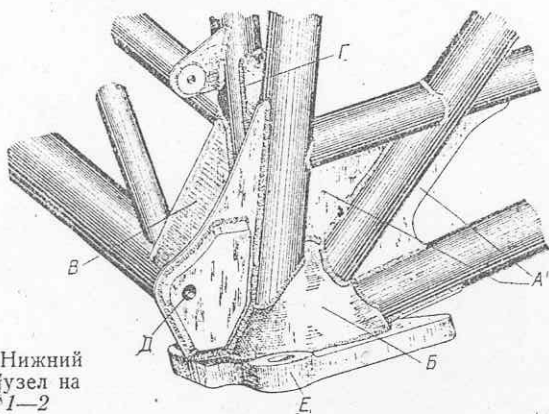


Рис. 22. Нижний боковой узел на раме 1—2

Узел для крепления бокового подкоса шасси (рис. 23), расположенный на нижней поперечине рамы 1—2, состоит из втулки *А*, изготовленной из хроманселевой стали марки 30ХГСА, и накладки *Б*, усиленной ребрами *В*. Накладка и ребра изготовлены также из хроманселевой стали марки 30ХГСА.

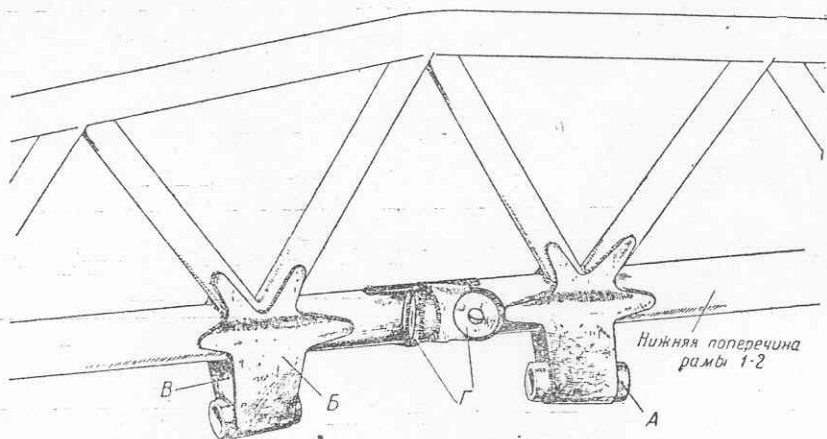


Рис. 23. Узел крепления бокового подкоса шасси на раме 1—2 (вид с внутренней стороны)

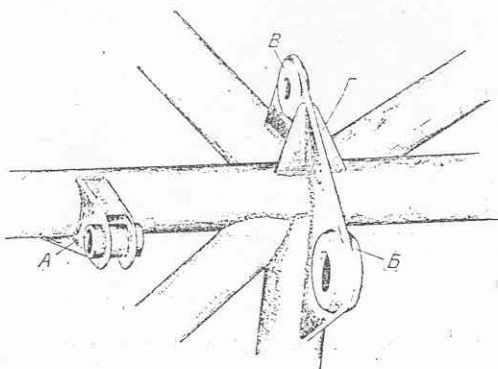


Рис. 24. Верхний боковой узел рамы 3—4 (левый)

Средние подкосы фюзеляжа крепятся к ушкам *Г*, изготовленным из хроманселевой стали марки 30ХГСА, усиленным шайбами и ребрами.

Верхний боковой узел на раме 3—4 (рис. 24) имеет ушки *Б* и *В*, предназначенные для крепления подкоса верхнего центроплана (рис. 36) и поддерживающей ленты-расчалки коробки крыльев.

Ушки изготовлены посредством горячей штамповки из хроманселевой стали марки 30ГХСА и усилены приваренными к ним ребрышками Г (рис. 24).

Средний верхний узел на раме 3—4 (рис. 25), служащий для крепления задней рамы верхнего центроплана, представляет собой ухо А, изготовленное горячей штамповкой из хроманселевой стали марки 30ГХСА.

Нижний узел на раме 3—4 (рис. 26) сварной из стальных хроманселевых трубок и книц.

К верхней части узла приварены втулки А и Б для крепления пулемета.

Втулки В и Г служат соответственно для крепления цилиндра подъема и заднего подкоса шасси. Для крепления нижнего центроплана имеется внутреннее ухо. К сержке Д крепится несущая лента-расчалка № 14 коробки крыльев.

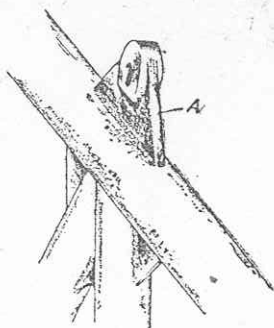


Рис. 25. Средний верхний узел на раме 3—4

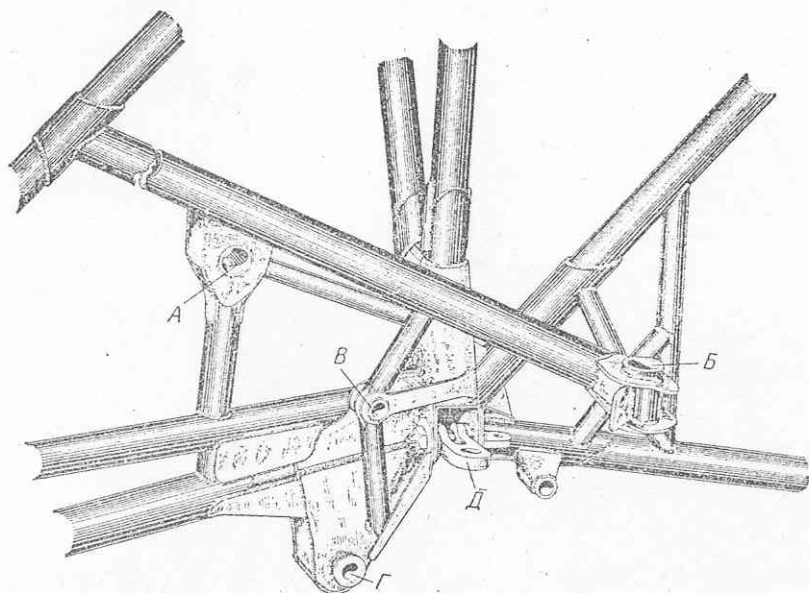


Рис. 26. Нижний узел на раме 3—4

Нижний узел рамы 5—6 заднего крепления нижнего центроплана (рис. 27) состоит из втулок А, изготовленных из хроманси-

левой стали вваренных в косынки *Б*, которые усилены ребрами *В* из той же хроманселевой стали.

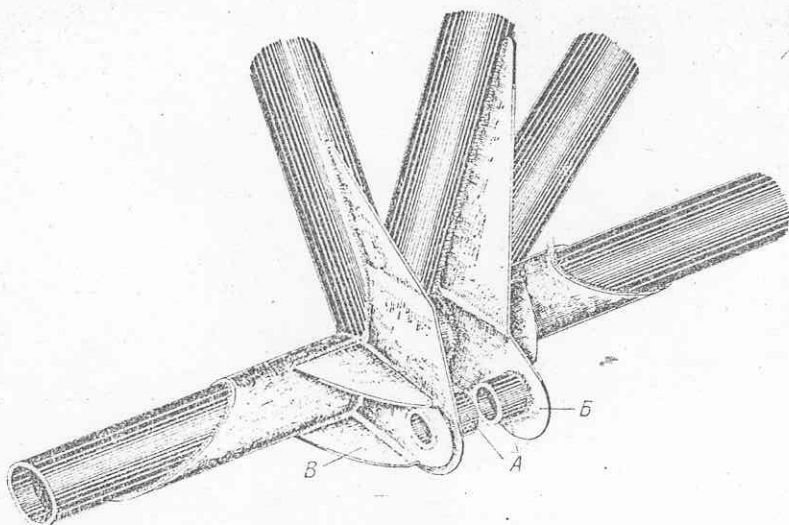


Рис. 27. Нижний узел на раме 5—6

Нижний узел на раме 7—8 (рис. 28) изготовлен из хроманселевой стали марки 30ХГСА. Узел имеет нижнее ухо *А*, внутрен-

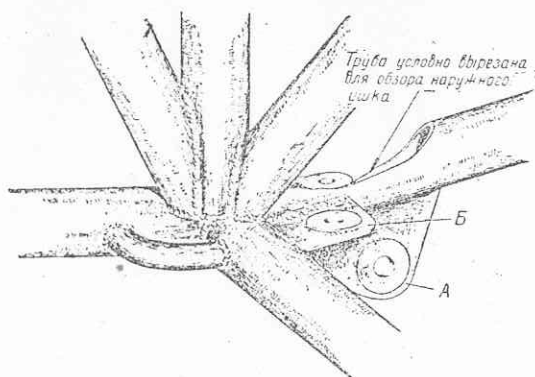


Рис. 28. Нижний узел рамы 7—8 крепления подкоса нижнего центроплана

нее ухо *Б* и наружное ухо для крепления внутренних и наружных подкосов центроплана.

Верхний узел концевой рамы 15—16 фюзеляжа (рис. 29) изготовлен из малоуглеродистой стали марки С20. Он состоит из

вилчатых ушков *А* для заднего крепления кия и кронштейна *Б* для подвешивания руля поворота. К кронштейну *Б* укреплен на болтах шариковый подшипник ШК-6 с запрессованной в него втулкой с диаметром внутреннего отверстия 6^{Аз} мм под болт соединения кронштейна *Б* с кронштейном руля поворота.

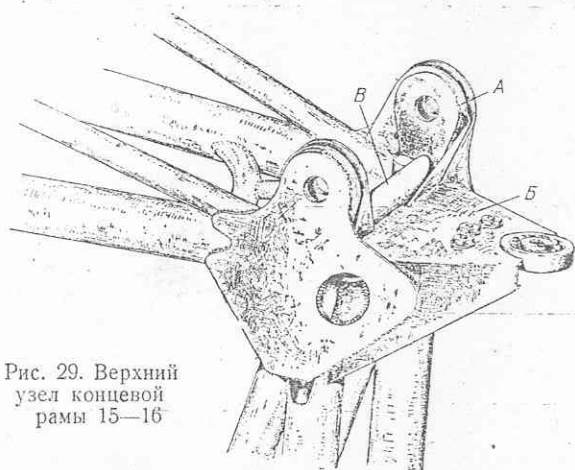


Рис. 29. Верхний узел концевой рамы 15—16

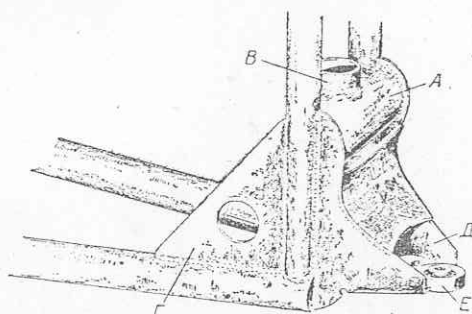


Рис. 30. Нижний узел концевой рамы 15—16

В поперечину *В* фюзеляжа вварена втулка для крепления верхнего конца амортизатора костыля (рис. 79). Поперечина *В* (рис. 29) размером 36×18 мм имеет овальную форму и изготовлена из хроманселевой стали марки 30ХГСА. Вваренная в нее втулка изготовлена из стали марки С25.

Нижний узел концевой рамы 15—16 фюзеляжа (рис. 30) состоит из распорок *А*, изготовленных из хроманселевой стали марки 30ХГСА, связывающих концевые стойки фюзеляжа.

В распорки вварена втулка *В* с нижним кольцом, изготовленная из стали марки С25, имеющая внутренние канавки для смазки, подаваемой из масленки, укрепленной на втулке. Во втулку вставляется шкворень костыля.

С внутренней стороны узел усилен приваренными к нему угольниками Г, изготовленными из малоуглеродистой стали марки С20.

С наружной стороны к узлу приварен кронштейн Д из стали марки С20 для подвешивания руля поворота. К кронштейну прикреплена обойма шарикового подшипника Е.

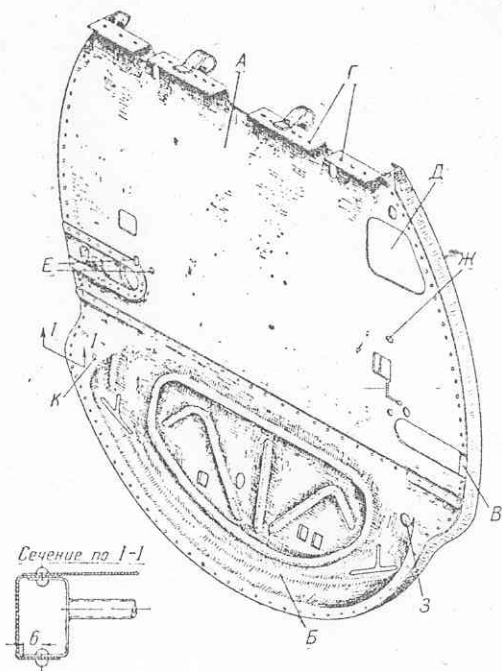


Рис. 31. Противопожарная перегородка

Противопожарная перегородка (рис. 31) состоит из двух склепанных между собой дуралюминовых листов А и Б, укрепленных на заклепках к боковым шпангоутам В дуралюминового каркаса обшивки фюзеляжа.

Верхний край противопожарной перегородки крепится на болтах к обшивке верхней рамки каркаса. Болты проходят через отверстия Г.

В противопожарной перегородке сделан ряд вырезов: Д — под трубопровод от маслобака, Е — для вооружения, Ж — под тягу опережения зажигания, З — под трубку маслопровода и К — под проводку управления пожарным краном.

Сиденье летчика (рис. 32) состоит из чашки А и специальной стальной спинки Б, укрепленной отдельно от чашки к каркасу фюзеляжа на хомутах.

Чашка *А* имеет прикрепленные к ней снизу кронштейны *В*, концы которых шарнирно соединены с концами рычагов *Д*, посаженных на поперечную ось *Е*.

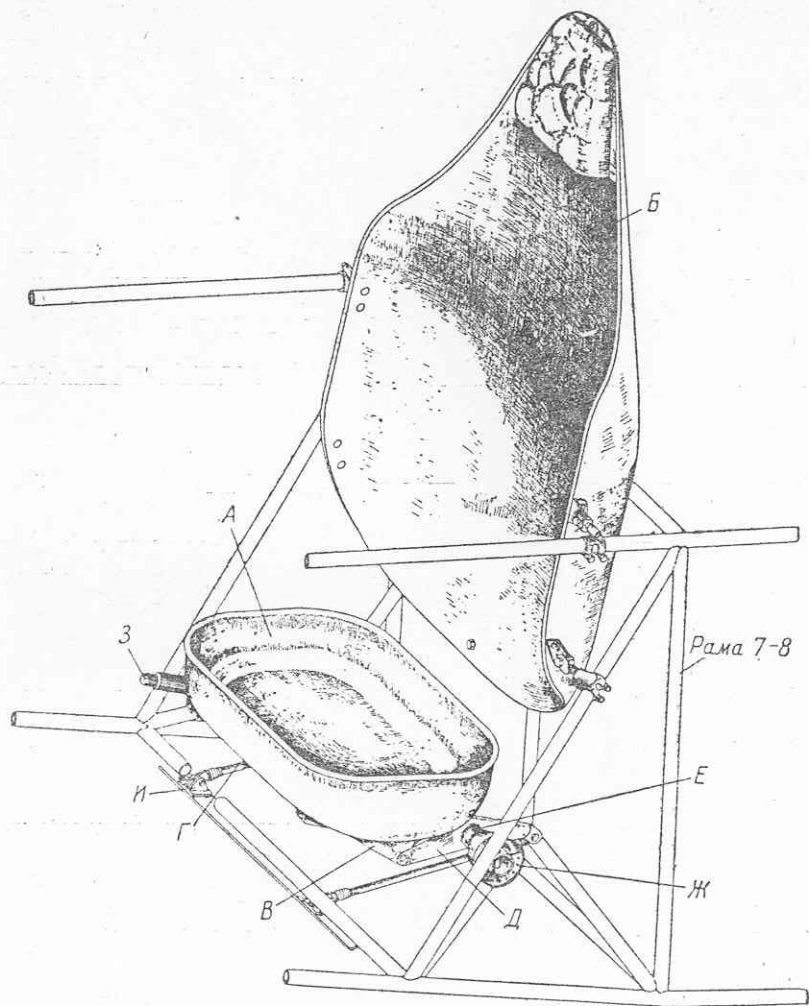


Рис. 32. Сиденье летчика

Концы оси *Е* вращаются во втулках *Ж*, укрепленных к средним подкосам рамы 7—8. На правом конце ось *Е* имеет рычаг *З* для подъема сиденья.

Для облегчения подъема сиденья служат амортизаторы Г, идущие от других концов рычагов Д к ушкам И нижнего центроплана. Величина подъема сиденья 105—110 мм.

Вместо специальной спинки, указанной на рисунке, может быть установлена нормальная дуралюминовая спинка.

Специальная спинка крепится к фюзеляжу хомутами, установленными в пяти точках: две верхние боковые точки расположены на верхних лонжеронах фюзеляжа, две средние боковые — на дополнительных подкосах рамы 7—8 и нижняя точка — на средней распорке рамы 7—8.

Подголовник с мягкой подушкой крепится на трех болтах с внутренней стороны верхней части специальной спинки.

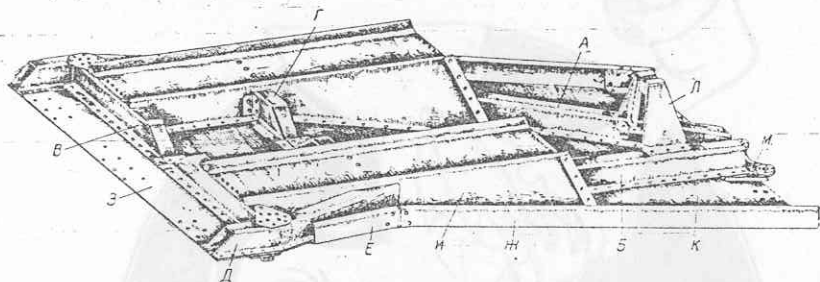


Рис. 33. Пол кабины летчика

Пол кабины летчика (рис. 33) в основном изготовлен из дуралюмина марки ДЗ5М и расположен в нижней части фюзеляжа, над передним и задним лонжеронами нижнего центроплана. Каркас пола состоит из двух диагональных профилей А и Б, связанных поперечными профилями В и Г. С боков пол ограничен профилями Д и имеет отогнутые кверху края Е и Ж.

Настил пола состоит из среднего листа З, двух передних И и двух боковых К листов, склепанных между собою и с профилями.

Между задним лонжероном и концами диагональных профилей заделано двойное ухо М для крепления подкосов фюзеляжа. Оно изготовлено из малоуглеродистой стали марки С20 и усилено шайбами, приваренными точечной электросваркой.

Между профилями А и Б расположен литой алюминиевый кронштейн Л (из материала АС Л7Т4). Кронштейн служит для крепления опорного подшипника продольной трубы ручного управления.

Обшивка фюзеляжа и центроплана

Передняя часть самолета обшита листовым дуралюминием (рис. 34). С каждой стороны имеется по два боковых А и Б, один верхний В и один задний Г съемные листы. Отдельные листы

обшивки укреплены на замках „Джуз“ к дуралюминовому каркасу, который крепится на кронштейнах к фюзеляжу и верхнему центроплану.

Верхняя передняя и концевая нижняя поверхности верхнего центроплана закрыты дуралюминовыми листами, приклепанными к внутренним профилям, укрепленным на кронштейнах к каркасу центроплана.

Торцевая часть центроплана в месте стыка с верхними крыльями ограничена дуралюминовой нервюрой *Д*.

Левый лист обшивки имеет лючок *Е* для доступа к масляному баку. В обоих листах *А* сделаны вырезы для газоотводов и вырезы *Ж* для доступа воздуха, охлаждающего пулеметы.

Боковой лист обшивки *Б* изготовлен из дуралюмина толщиной 0,8 мм. В листе *Б* сделана щелевая прорезь *З* для вывода воздуха, охлаждающего пулемет.

Верхний лист *В* обтекателя центроплана имеет отверстие *И* для газоотвода.

Задняя съемная часть *Г* обтекателя „чайки“ центроплана охватывает сзади и с боков каркас верхнего центроплана и при открытых замках может быть снята при движении назад и вверх.

В верхней обшивке верхнего центроплана сделаны люки *К* для подхода к бензобаку.

Каркас обшивки фюзеляжа состоит из поперечных шпангоутов *Л*, *М*, *Н* и приклепанных к ним стрингеров *О*, изготовленных из дуралюминовых профилей.

Концевая и средняя части фюзеляжа обтянуты полотном, которое пришивается к дуралюминовому каркасу обтекания.

На левой стороне обшивки имеются подножки *П* и ручка *Р* для влезания и дуралюминовый люк *С* для доступа к установке костыля. Люк *С* легкосъемный и запирается замком.

Кабина имеет откидные борта *Т*, из которых правый имеет одну створку, а левый — две створки.

Спереди кабина защищена козырьком *У*, состоящим из склеенных между собой трех листов плексигласс с дуралюминовой окантовкой.

Верхний кок фюзеляжа образован дуралюминовым каркасом и имеет подголовник, снабженный мягкой съемной подушкой, которая снимается в случае установки спецспинки сиденья. За подголовником расположен багажник для борт-сумки. Багажник имеет боковой лючок *Х*.

§ 4. НЕСУЩИЕ ПОВЕРХНОСТИ

Коробка крыльев (рис. 35) состоит из верхнего центроплана *А*, к которому шарнирно укреплены верхние крылья *Б*, связанные *Ζ*-образными стойками *В* с нижними крыльями *Г*, стыковые узлы которых шарнирно крепятся болтами к узлам нижнего центроплана *Д*.

Верхний центроплан *А* крепится жестко к верхним узлам фюзеляжа. Нижний центроплан *Д* укреплен жестко к нижним узлам фюзеляжа. Каждая полукоробка крыльев расчалена несущими лентами *И* (№ 11) и *Е* (№ 14), идущими от нижних узлов фюзеляжа

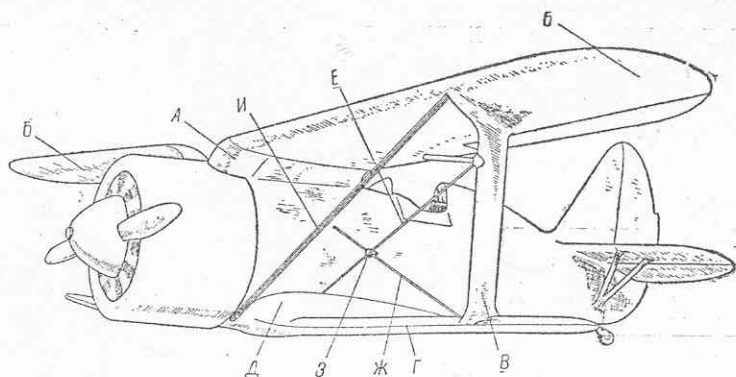


Рис. 35. Коробка крыльев

к верхним подстоечным узлам верхних крыльев, и одной поддерживающей лентой *Ж* (№ 14), идущей от верхнего узла фюзеляжа на раме 3—4 к переднему подстоечному узлу нижних крыльев.

В месте пересечения задней несущей ленты и поддерживающей ленты стоит деревянная уточка *З*, связывающая эти ленты.

Верхний центроплан

Каркас верхнего центроплана (рис. 36) состоит из передней *А* и задней *Б* рам, сваренных из стальных хромансильевых труб марки 30ХГСА, закаленных до $K_z = 140—150 \text{ кг/мм}^2$. Сечения труб указаны на рисунке.

В местах узлов в концы труб вварены косынки из той же хромансильевой стали, закаленные вместе с трубками. Рамы связаны между собой распорками *В*, *Г* и *Д* и диагональными подкосами *Е* и *Ж*.

Диагональные подкосы *Е* и *Ж* изготовлены из хромансильевой стали марки 30ХГСА и закалены до крепости $K_z = 130—150 \text{ кг/мм}^2$.

Средняя распорка *Д* изготовлена из дуралюмина марки Д1, закалена и снаружи оксидирована. Верхние распорки *В* и *Г* изготовлены из хромансильевой стали марки 30ХГСА и термически обработаны до $K_z = 110—130 \text{ кг/мм}^2$.

Передняя рамка каркаса центроплана дополнительно связана с фюзеляжем боковыми подкосами *З* из хромансильевой стали марки 30ХГСА, термически обработанными до крепости $K_z = 130—150 \text{ кг/мм}^2$.

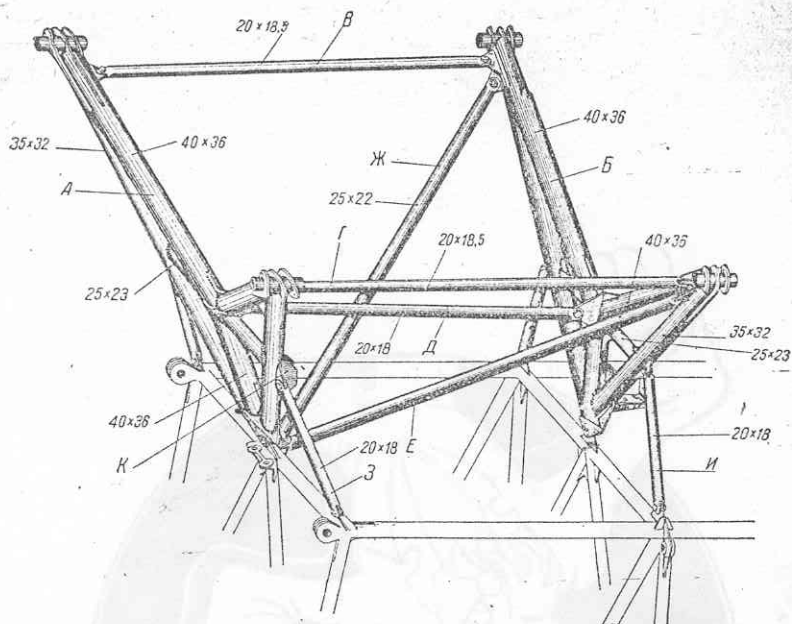


Рис. 36. Каркас верхнего центроплана

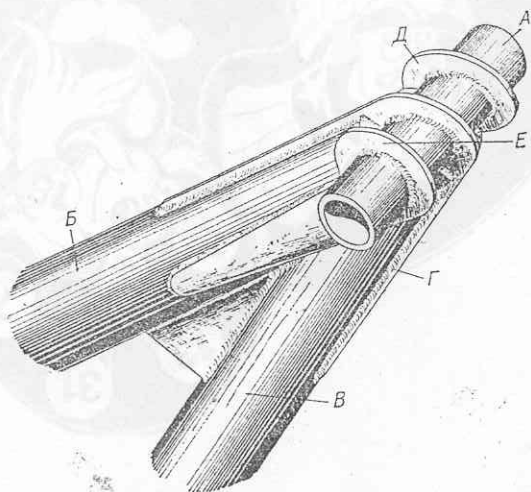


Рис. 37. Передний стыковой узел верхнего центроплана

С внутренней стороны передней рамы к ней приварены ушки *К* для крепления балансиров верхних пулеметов.

Задняя рама каркаса центроплана также имеет боковые подкосы *И* из стали 30ХГСА, термически обработанные до крепости $K_z = 110-130 \text{ кг/мм}^2$.

Передний стыковой узел верхнего центроплана (рис. 37) состоит из втулки *А*, изготовленной из хромансильевой стали марки 30ХГСА, приваренной к концам труб *Б* и *В*. Этот узел усилен внутренней косынкой *Г* и накладками *Д* и *Е*, приваренными к втулке и трубам *Б* и *В*.

Узел закален до одинаковой крепости с рамой каркаса.

Конструкция других стыковых узлов центроплана аналогична конструкции переднего узла.

Нижний центроплан

Нижний центроплан (рис. 38) в основном изготовлен из дуралюмина. Он состоит из переднего *А* и заднего *Б* лонжеронов, связанных нервюрами *В*, *Г* и *Д* и верхними профилями *Е*, крепящимися на заклепках.

Профили *Е* для большей жесткости конструкции связаны между собой распорками *Ж*, *З* и кронштейном *И*.

Консольные половины центроплана имеют трубчатые регулирующие подкосы *К* сечением $25 \times 23 \text{ мм}$, изготовленные из хромансильевой стали марки 30ХГСА.

В каждой половине центроплана сделаны гнезда *Л* диаметром 730 мм для убирания колес шасси, изготовленные из дуралюмина толщиной 0,5 мм и укрепленные к каркасу центроплана на заклепках посредством угольников.

Нижняя обшивка центроплана имеет толщину 0,8 мм.

К переднему и заднему лонжеронам центроплана укреплены на болтах ушки *О* и *П* для крепления центроплана к фюзеляжу. Эти ушки, изготовленные из стали марки 30ХМА, термически обработаны до $K_z = 110-130 \text{ кг/мм}^2$ и снаружи оцинкованы. На концах лонжеронов установлены стыковые узлы *Р* и *С*. На верхней полке переднего лонжерона центроплана укреплены ушки *Т* для крепления бензобака.

С внутренней стороны центроплана к подкосам *К* и профилям *Ж* и *З* укреплен пол кабины.

Лонжероны центроплана имеют двутавровое сечение. Концы заднего лонжерона изогнуты вперед (рис. 39).

Лонжерон состоит из верхней *А* и нижней *Б* полок, соединенных перегородкой *В* и распорками *Г* и *Д*.

Каждая полка состоит из двух угольников. Угольники, распорка *Г*, стенка *В* и распорки *Д* изготовлены из дуралюмина марки Д40.

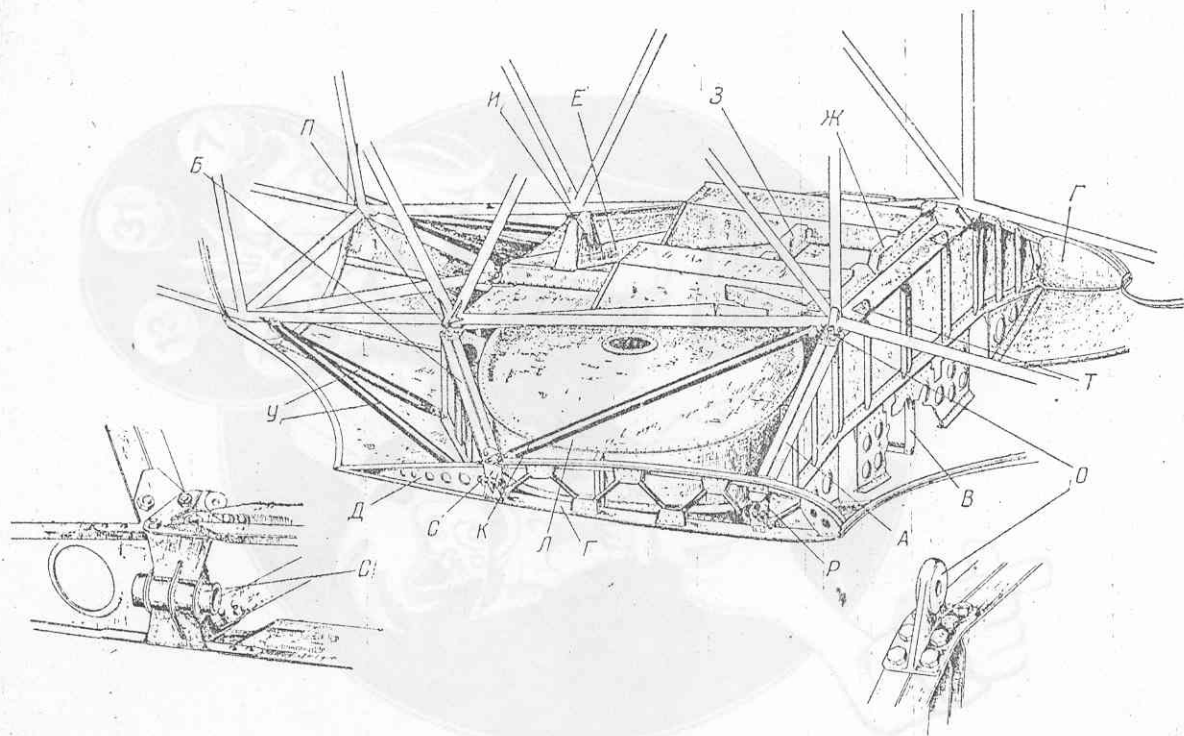


Рис. 38. Нижний центроплан

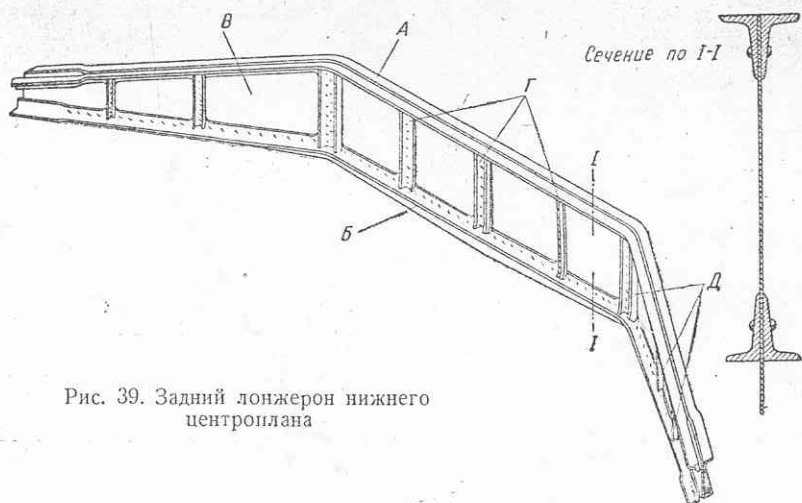


Рис. 39. Задний лонжерон нижнего центроплана

Верхнее крыло

Крыло (рис. 40) в плане имеет прямоугольную форму с вырезом для элерона и с эллиптическим концом.

Остов крыла состоит из переднего *А* и заднего *Б* лонжеронов, отстоящих один от другого на расстоянии 750 мм и 20 нервюр, из которых 14 простых и 6 усиленных (№№ 1, 5, 9, 12, 13 и 17).

Крыло между 1-й и 2-й нервюрами сверху и снизу обшито фанерой толщиной 2 мм.

Снизу, между 2-й и 5-й нервюрами, от задней кромки переднего лонжерона до передней кромки заднего лонжерона крыло обшито 1,5-мм фанерой, которая приклеена к продольным и поперечным распоркам.

Кроме того, для усиления первого отсека между 1-й и 5-й нервюрами проходит коробчатого сечения стрингер *В*. Участок крыла между задним лонжероном и стрингером *В* сверху и снизу, между 3-й и 5-й нервюрами, обшит 1,5-мм фанерой *Ч*. Верхние и нижние полки всех нервюр соединены сосновым стрингером *Г*.

Усиленные нервюры №№ 1, 5, 9, 13 и 17 образуют четыре отсека, которые расчалены плоскими стальными лентами следующих размеров:

Лента	<i>Л</i>	№ 5	длина	930 мм
"	<i>М</i>	№ 6	"	930 "
"	<i>Н</i>	№ 5	"	1065 "
"	<i>О</i>	№ 6	"	1065 "
"	<i>П</i>	№ 5	"	985 "
"	<i>Р</i>	№ 6	"	980 "
"	<i>С</i>	№ 4	"	1095 "

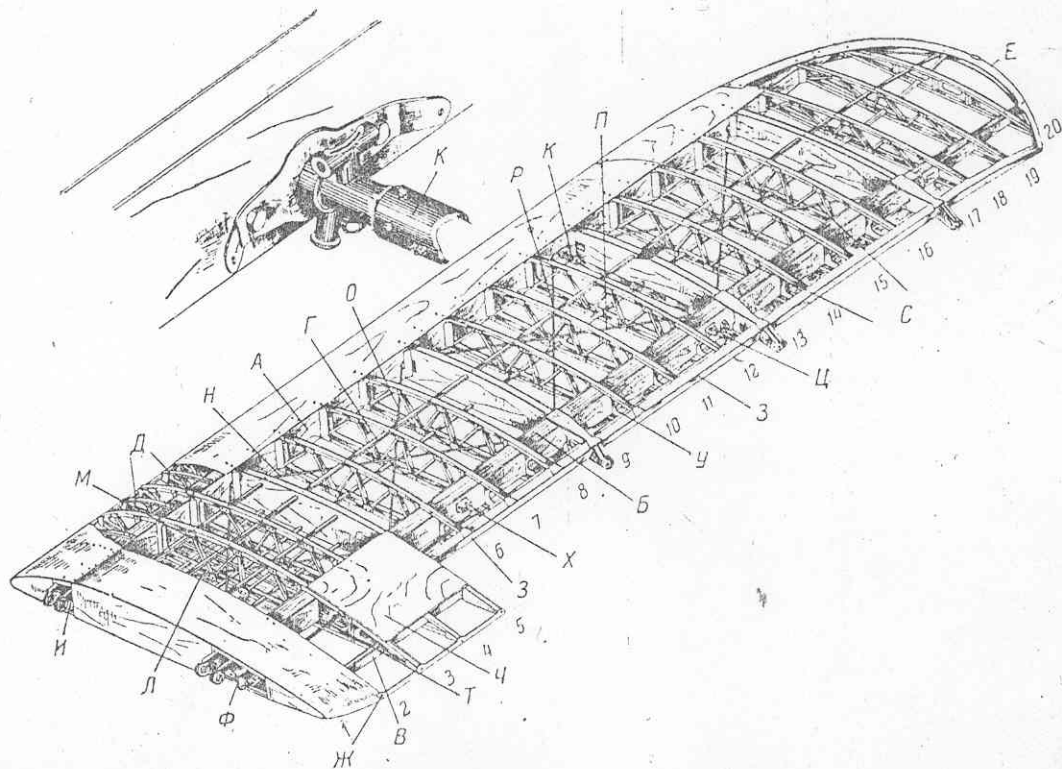


Рис. 40. Верхнее крыло

Расчалки крепятся к лонжерону крыла сержками, поставленными около усиленных нервюр. К лонжерону сержки крепятся болтом, пропущенным сквозь лонжерон. Под гайку, затягивающую болт, подкладывается дуралюминовая шайба. Сержки изготовлены из дуралюмина марки Д35М толщиной 4,5 мм.

Передняя кромка крыла для большей жесткости усилена носками Д, поставленными по одному между нервюрами.

Носки всех нервюр соединены продольным стрингером и обшиты 1,5-мм фанерой, доходящей до задней кромки переднего лонжерона. Обшивка носков нервюр начинается от торца крыла и кончается у 18-й нервюры, от которой она переходит в дуралюминовую дугу Е. Эта дуга крепится к полкам нервюр и к концам лонжеронов стальными шурупами и дуралюминовыми заклепками.

При установке обода, на концы лонжеронов наклеивают деревянные накладные и соединения обматывают киперной лентой на аэролаке.

Хвостовые части нервюр № 2—5 связаны дуралюминовым обтекателем Ж, а концы остальных нервюр соединяются с деревянным обтекателем З, состоящим из двух сосновых реек и 1-мм фанерной обшивки. Крепление обтекателя к нервюрам усилено фанерными накладками. Концы нервюр с № 6 по № 19 укорочены и имеют специальный изгиб по форме передней кромки элерона для крепления обтекателя З.

Низ крыла за задним лонжероном по концам нервюр № 8—18 обшит по всей длине фанерой толщиной 1,5 мм.

На концах лонжеронов у торцевой нервюры установлены стыковые узлы И для присоединения крыла к стыковым узлам верхнего центроплана. У нервюры № 13 установлены подстоечные узлы, укрепленные на распорной разъемной трубе К, расположенной между лонжеронами.

В крыле проходят тяги Т и У управления элеронами, подвешенные на качалках Ф, Х и Ц, установленных на заднем лонжероне. Все металлические части крыла служат радиопротивовесом и для этой цели соединены между собой медной проволокой.

В крыльях идет электропроводка к аэронавигационным огням, для подогрева приемника трубки Пито и трубопроводка к приемнику указателя скорости.

Нижнее крыло

Нижнее крыло (рис. 41) по своей форме и конструкции аналогично верхнему крылу и отличается от него лишь размерами и отсутствием элеронов. Остов нижнего крыла состоит из двух лонжеронов, отстоящих друг от друга на 550 мм, и 14 нервюр, из которых №№ 1, 5, 7, 9 и 12 — усиленные, а остальные — нормальные. Кроме того, в силовую схему крыла входят две балки А бомбодержателей.

Носки нервюр от первой до тринадцатой обшиты 1,5-мм фанерой, доходящей до задней кромки переднего лонжерона. От десятой нервюры идет дуралюминовая дуга *Б*, имеющая для жесткости внутренний вкладыш. Дуга огибает концевую часть крыла и соединяется с концевым обтекателем *В*.

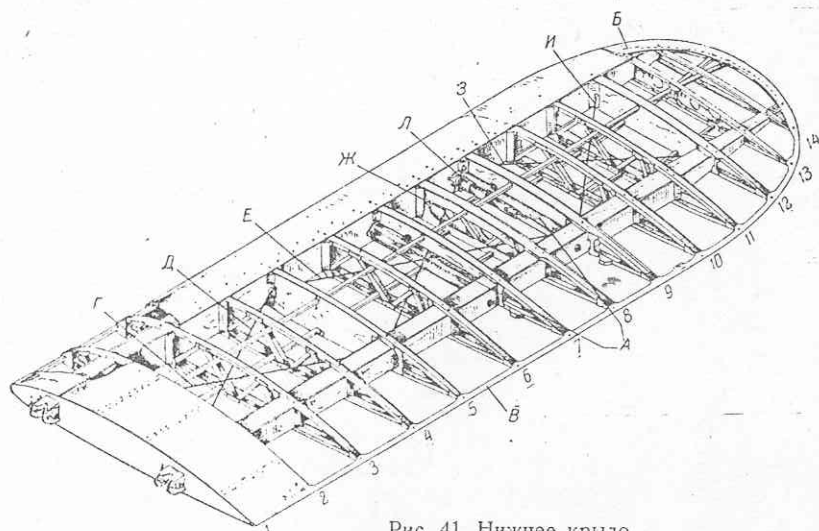


Рис. 41. Нижнее крыло

Усиленные нервюры, так же как и в верхнем крыле, образуют четыре отсека, которые расчалены плоскими стальными лентами.

Лента	Г	№ 7	длиной	920 мм
"	Д	№ 6	"	930 "
"	Е	№ 7	"	790 "
"	Ж	№ 6	"	845 "
"	З	№ 4	"	685 "
"	И	№ 4	"	670 "

Крепление лент-расчалок аналогично креплению их в верхнем крыле.

Нижнее крыло 1-й и 2-й нервюрами усилено распорками и обшито сверху 2-мм, а снизу 1,5-мм фанерой. В нижних крыльях, подобно верхним крыльям, имеется радиопроводка антенного противовеса. В правом крыле имеется электропроводка к подкрыльным факелам.

У нервюры № 9 проходит распорная разъемная труба *Л*, к которой крепятся подстоечные узлы.

В нижних крыльях идет тросовая проводка от бомбосбрасывателя к роликам, расположенным на балках.

Лонжероны верхних и нижних крыльев по конфигурации одинаковы. Они имеют коробчатое сечение. Передний лонжерон нижнего крыла (рис. 42) состоит из верхней *А* и нижней *Б* сос-

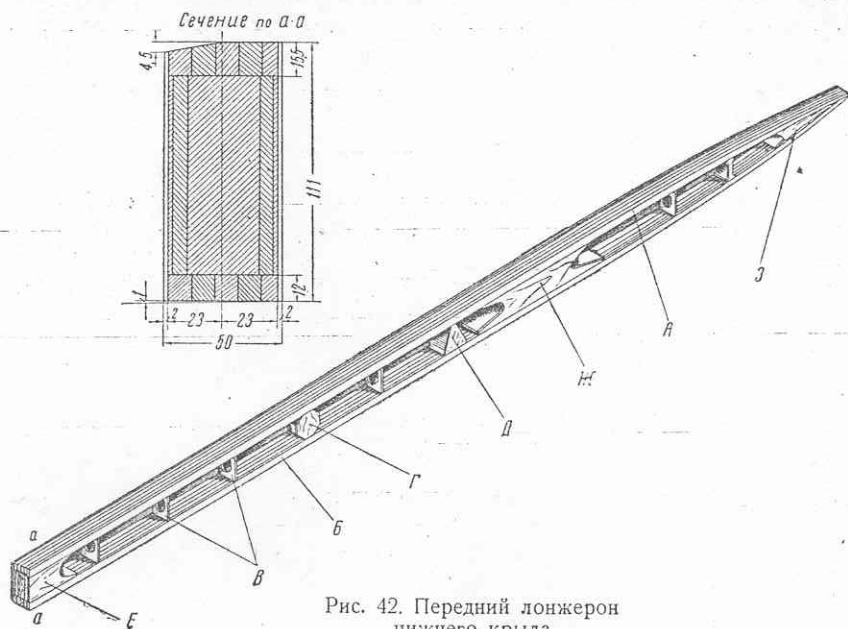


Рис. 42. Передний лонжерон нижнего крыла

новых полок и двух боковых фанерных стенок. Отдельные рейки, идущие на изготовление полок, имеют ширину не менее 10 мм. Рейки склеены по длине, но не должны быть короче 1500 мм. В одном сечении допускается число стыков, равное 25% числа входящих в сечение реек. По длине рейки склеивают на ус; длина уса должна быть в 15 раз больше толщины рейки.

Стенки лонжерона, изготовленные из фанеры толщиной от 2 до 4 мм, по своей длине склеены не более, чем из 4 кусков. Склейка производится на ус, причем наружные слои фанеры должны быть расположены под углом 45°.

Лонжероны собирают на клею в прессах.

Боковые стенки крепят к полкам железными оцинкованными гвоздями размером 0,8×9 мм, поставленными в шахматном порядке.

Внутри лонжерона, в местах крепления нормальных нервюр, поставлены диафрагмы *В*, состоящие из липовой бобышки толщиной 6 мм, оклеенной с обеих сторон 1-мм фанерой, и из двух липовых угольников для крепления диафрагм к полкам.

В местах установки балок и усиленных нервюр, в лонжерон склеены бобышки *Г* и *Д*. Под стыковые и подстоечные узлы

поставлены бобышки *Е* и *Ж*, склеенные из сосны и фанеры. Концы полк связывает концевая бобышка *З*.

Нормальные нервюры (рис. 43) обычной ферменной конструкции состоят из сосновых полк *А* и раскосов *Б*, усиленных в местах соединения фанерными накладками *В*. Для увеличения

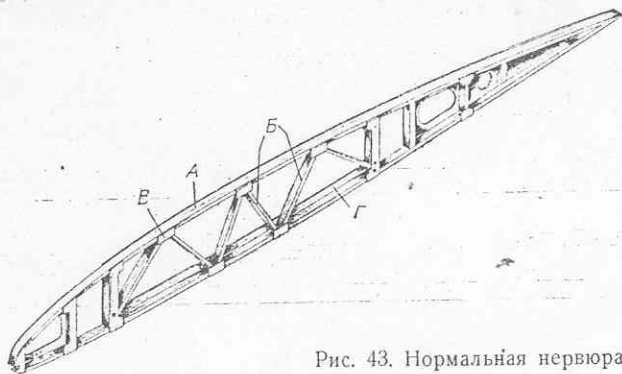


Рис. 43. Нормальная нервюра

продольной жесткости к верхней и нижней полкам крепятся фанерные накладки *Г* толщиной 1 мм с отверстиями для пришивки полотна.

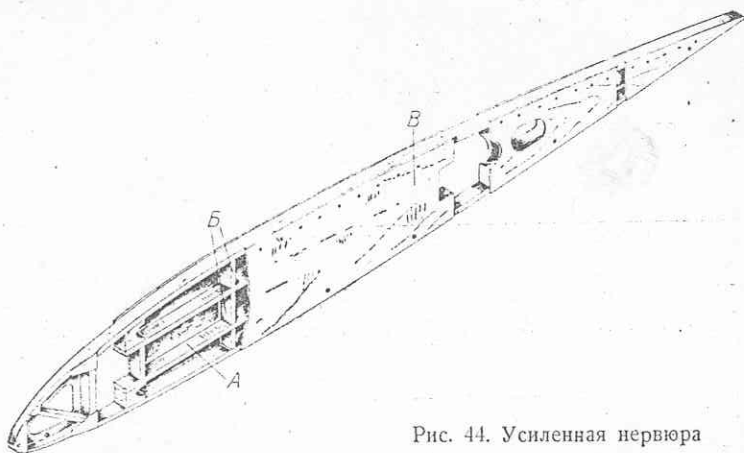


Рис. 44. Усиленная нервюра

Усиленные нервюры (рис. 44) отличаются от простых своей значительно усиленной средней частью. Продольные рейки нервюры *А* подкреплены вертикальными распорками *Б*. Нервюра обшита с обеих сторон 1-мм фанерой *В*.

Фанерная обшивка всех нервюр имеет отверстия для пришивки киперной ленты. Нервюры собирают на казеиновом клею

в прессах. Гвоздями размером $0,7 \times 6$ мм крепят бобышки в носке нервюры, соединяют полки в хвостовой части нервюр и укрепляют вертикальные распорки около лонжеронов.

Нервюры к лонжеронам крепят угольниками, поставленными на клею и на гвоздях размером 1×12 мм.

Нервюры № 7 и 9 нижнего крыла (рис. 41), в отличие от других нервюр, в средней своей части не имеют нижних полок и распорок, так как их заменяют бомбовые балки и подстоечная распорная труба.

Деревянные детали после сборки крыльев два раза покрывают масляным лаком с антисептиком № 20.

Основные узлы коробки крыльев

Стыковые узлы крепления верхних и нижних крыльев по своей конструкции одинаковы и отличаются лишь размерами. Все стыковые узлы сварные из листовой малоуглеродистой стали марки С20.

Передний стыковой узел верхнего крыла (рис. 45) состоит из двух щек *А* толщиной 1,5 мм, охватывающих переднюю и заднюю стенки лонжерона, и коробки *Б* такой же толщины, упирающейся в торец лонжерона. Коробка имеет отверстие для облегчения, которое служит и для контроля точности приторцовки узла к лонжерону.

К щекам башмака приварены 1,5-мм шайбы *В*. Узел крепится к лонжерону болтом *Г*, диаметром 14 мм, одновременно крепящим сережку для лент-расчалок внутреннего креста, и двумя трубчатыми пистонами *Д* размером 20×16 мм. В местах постановки трубчатых пистонов к щекам приварены 1,5-мм шайбы.

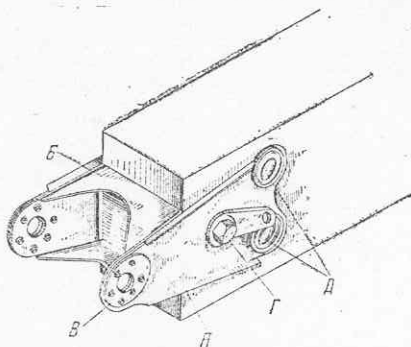


Рис. 45. Передний стыковой узел верхнего крыла

Задний стыковой узел верхнего крыла в основном аналогичен переднему, но имеет приваренные ушки, через которые проходит болт крепления качалки соединительной тяги управления элероном. Узел крепится к лонжерону болтом диаметром 12 мм и двумя пистонами размером 12×10 мм.

Стыковые узлы нижнего крыла по конструкции одинаковы с узлами верхнего крыла. Подстоечный узел нижнего крыла (рис. 46) состоит из фасонных пустотелых болтов *А* и *Б*, изготовленных из углеродистой стали марки С45, проходящих через передний и задний лонжероны крыла и крепящихся гайками *В*.

С передней и задней сторон лонжерона под болты поставлены дуралюминовые шайбы Г и Д. Внутренние шайбы Д имеют ушки для крепления лент-расчалок.

Болты А и Б связаны между собой разъемной хромансильевой распорной трубой Е, состоящей из двух телескопически соединенных кусков.

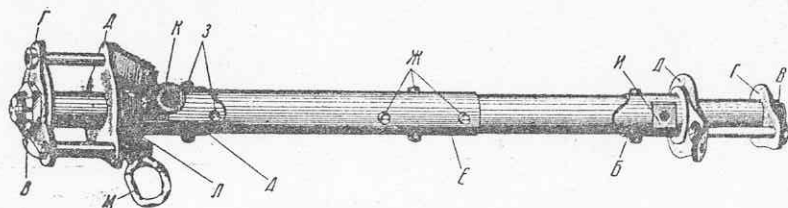


Рис. 46. Подстоечный узел нижнего крыла

Концы труб соединяют специальными болтами (конусными шпильками) Ж и З. Для крепления стоек в болтах узлов сделаны отверстия И. Для крепления ленты коробки крыльев служит муфта К.

К уху Л крепится кольцо М для привязывания самолета, изготовленное из хромолибденовой стали марки 30ХМА и закаленное до $K_2 = 90-110 \text{ кг/мм}^2$. Кольцо М убирается под обшивку крыла и закрывается дуралюминовым люком.

Подстоечный узел сделан разъемным для того, чтобы обеспечить, в случае ремонта крыла, замену одного из лонжеронов.

Конструкция верхнего подстоечного узла подобна конструкции нижнего узла. Кронштейн для подвешивания элерона (рис. 47), установленный на нервюре № 9, состоит из дуралюми-

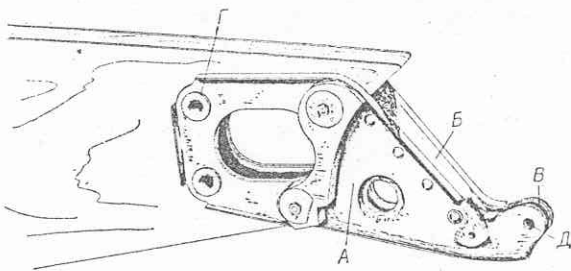


Рис. 47. Кронштейн для подвешивания элерона

новой обоймы А, усиленной вклепанным в нее швеллером Б, в нижнем конце которого вставлен сухарь.

Между щеками обоймы приклепан стальной вкладыш В, согнутый из листовой малоуглеродистой стали марки С20.

Кронштейн крепится к хвостовику нервюры двумя болтами и двумя трубчатыми заклепками Г. Кронштейны, установленные на нервюрах № 14 и 17, отличаются от кронштейна нервюры № 9 только формой своей обоймы.

В кронштейне сделано отверстие Д под болт соединения кронштейна с кронштейном элерона (шариковые подшипники заделаны в кронштейны элеронов; см. рис. 50).

Внутренний кронштейн элерона, установленный у нервюры № 5, отличается от предыдущих кронштейнов тем, что в его вкладыш заделан шариковый подшипник. Кронштейн нервюры № 5 расположен снизу нервюры и крепится к ней тремя трубчатыми заклепками.

Обтяжка и окраска

Перед обтяжкой полотном остов крыла покрывают лаком, а дуралюминовые части — обод и обтекатель — обматывают еще миткалевой лентой.

Обтяжкой служит хлопчато-бумажное полотно АСТ-100, расположенное основой под углом 45° к полкам нервюр. На верхней поверхности крыльев полотно пришивают прошивкой № 24, на нижней поверхности верхнего и нижнего крыльев — прошивка соответственно № 16 бис и № 21. Ленты и полки прихватывают шпагатом.

После пришивки полотно покрывают пять раз светлым аэролаком АН, а затем наносят тонкий слой (грунтовка) алюминиевого аэролака.

Кроме того, нижняя поверхность покрывается один раз алюминиевым аэролаком марки АПАЛ (после облета), а верхняя поверхность покрывается два раза защитным аэролаком марки АПЗ (1 раз до облета и 1 раз после облета).

Все швы и ободы оклеивают миткалевой лентой. Головки болтов и шурупов, крепящих детали к крыльям, оклеивают полотном.

Место установки держателей ракет на нижней стороне правого крыла, между нервюрами № 9 и 12, для предохранения от прожога покрывается листом асбеста и листом дуралюмина.

Около внутренней стенки заднего лонжерона и около обтекателя задней кромки крыла в нижней обшивке крыльев поставлены пистоны для дренажа. Для той же цели сделаны отверстия диаметром 4 мм в дуралюминовом обтекателе задней кромки крыльев.

В нижнем крыле, в нижней его обшивке сделаны четыре люка между нервюрами 1—2, 7—8, 8—9 и 9—10 для осмотра переходных коробок, проводки к балкам бомбодержателей и их рычагов.

Для осмотра качалок управления элеронами и для осмотра

переходных коробок в верхнем крыле сделаны люки между нервюрами 1—2, 6—7, 12—13 и 13—14, из которых люк между нервюрами 12—13 дуралюминовый, а остальные — полотняные.

Для контроля за сроком службы крыльев, на задних лонжеронах в полотне вклеены целлулоидовые пластины, под которыми написана дата выпуска крыла заводом.

Стойка коробки крыльев

Обтекаемая стойка коробки крыльев (рис. 48) состоит из дуралюминового каркаса, собранного из швеллеров *А*, *Б*, *В*, *Г*, *Д* и *Е*, переднего *Ж* и заднего *З* дуралюминовых обтекателей и четырех узлов *И*, *К*, *Л* и *М* крепления стойки к крыльям.

Обтекатели стойки приклепаны к каркасу впотай дуралюминовыми заклепками. По задней кромке обтекателя *З*, с внутренней стороны поставлена текстолитовая прокладка.

Узлы *И*, *К*, *Л* и *М* изготовлены из хромомолибденовой стали марки 30ХМА, закалены до $K_z = 90-110 \text{ кг/мм}^2$ и снаружи оцинкованы. Узел *К* образован приклепанными к стойке стальными заклепками *Н* вкладышем и ввертываемой в него регулирующей по длине вилкой, посредством которой стойка крепится к подстоечному узлу крыла (рис. 46).

Остальные узлы крепятся к стойке на заклепках.

Верхние узлы *Л* и *М* стойки (рис. 48) присоединяются к подстоечному узлу

верхнего крыла посредством промежуточных регулируемых по длине болтов. Это обеспечивает регулировку угла установки крыльев.

С верхнего конца через стойку проходят две дуралюминовые трубки *О* и *П*, идущие к приемнику трубки Пито, который устанавливается на стойке. Рядом с этими трубками проходит труба,



Рис. 48. Стойка коробки крыльев

по которой прокладывают электропровод P для подогрева приемника трубки Пито.

При установке стойки на самолет ее концы закрывают дуралюминовыми обтекателями. У верхнего крыла обтекатель имеет толщину 0,8 мм, а у нижнего крыла — 0,5 мм. Края обтекателя скрепляют шомполом. К крылу обтекатель крепится на шурупах, которые заворачивают в специальные гайки, врезанные в полки нервюр.

Края обтекателей оклеивают миткалевой лентой шириной 30 мм. Щели между крыльями и центропланами закрывают дуралюминовыми лентами толщиной 0,8 мм.

Ленты коробки крыльев

Коробка крыльев (рис. 35) расчалена лентами овального сечения. Несущие ленты работают только в полете, а поддерживающие — при выполнении фигур, в момент посадки, при рулении и на стоянке.

Ленты каждой полукоробки имеют следующие размеры:

передние несущие № 11	— 3 030 мм
задняя несущая № 14	— 2 970 "
поддерживающая № 14	— 2 280 "

Передние несущие ленты идут от нижнего бокового узла рамы 1—2 фюзеляжа к переднему подстоечному узлу верхнего крыла и крепятся около переднего лонжерона.

Задняя несущая лента соединяет нижний боковой узел рамы 3—4 фюзеляжа с подстоечным узлом (около заднего лонжерона) верхнего крыла.

Поддерживающая лента соединяет подстоечный узел, установленный на переднем лонжероне нижнего крыла, с верхним боковым узлом рамы 3—4 фюзеляжа.

Все ленты имеют на концах правую и левую резьбу под муфты, которые валиками соединяются с ушками узлов. Для предохранения от вибраций ленты-расчалки в местах пересечения скреплены уточками (рис. 49), состоящими из двух половин *A* и *B*, выточенных из ясеня и скрепленных тремя шурупами. Вырез для ленты закрывается бобышкой *B*.

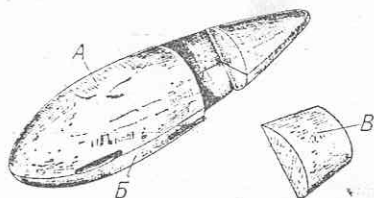


Рис. 49. Уточка для лент-расчалок коробки крыльев

Элерон

Элерон (рис. 50) состоит из двух половин: внутренней и наружной. По всей длине элерон имеет осевую компенсацию, составляющую 25% его площади.

Остов каждой половины элерона представляет собой клепаную дуралюминовую конструкцию и состоит из лонжерона *А*, согнутого из 1-мм листового дуралюмина и нервюр *Б* и *В*, имеющих верхнюю и нижнюю отбортовку.

Все нервюры элерона изготовлены из дуралюмина толщиной 0,5 мм. Лишь торцевые нервюры и нервюры, установленные в местах расположения кронштейнов для подвешивания элерона, изготовлены из дуралюмина толщиной 0,8 мм.

Носки нервюр охватывает обтекатель *Г* из листового дуралюмина. Обтекатель прикреплен к носкам нервюр пистонами, а к лонжерону — заклепками. Сзади элерон окаймлен обтекателем *Д*, укрепленным к концам нервюр пистонами.

Концевые отсеки обеих половин элерона усилены распорками *Е*, имеющими вид обычной нервюры.

Обе половины элерона присоединены шарнирно кронштейнами к соответствующим кронштейнам верхнего крыла.

Кронштейн *Ж* представляет собою ушко из стали С20, усиленное угольником. В это ушко заварена втулка с отверстием диаметром 6^А мм под болт подвешивания элерона. Ушко крепится к элерону на заклепках.

Кронштейн *З* крепится к элерону снизу на заклепках. В него заделан шариковый подшипник.

Кронштейн *И* состоит из двух частей, каждая из которых приклепана к торцевым частям каждой половины элерона.

В ушки кронштейнов вставлены шариковые подшипники *К* № 1008. Сверху кронштейна расположено ушко *Л* для присоединения конца тяги, идущей от качалки, установленной на лонжероне крыла.

Обе половины элерона соединены между собой болтами *М*, крепящими между собою пластины, приваренные к каждой из половин кронштейна. Кронштейн *Н* концевой части элерона такой же, как кронштейн *З*.

К обтекателю *Д* внутренней части элерона на некоторых самолетах приклепан дуралюминовый щиток *О*, служащий для устранения летного дефекта — „валежки“ самолета, что возможно при нарушении регулировки.

Щиток *О* отгибают вверх или вниз в зависимости от того, вправо или влево валится самолет.

Отгибать щиток *О* следует осторожно. Отогнув его края на 1—2 мм, необходимо сделать контрольный полет и, если дефект не устранен, то щиток можно отогнуть еще на 1—2 мм и после этого снова сделать контрольный полет.

Перед полетом после вывода самолета из ангара необходимо посмотреть, не отогнулся ли случайно щиток (могли им за что-нибудь задеть, когда выводили самолет из ангара). Чрезмерный отгиб щитка может вызвать переход самолета в штопор.

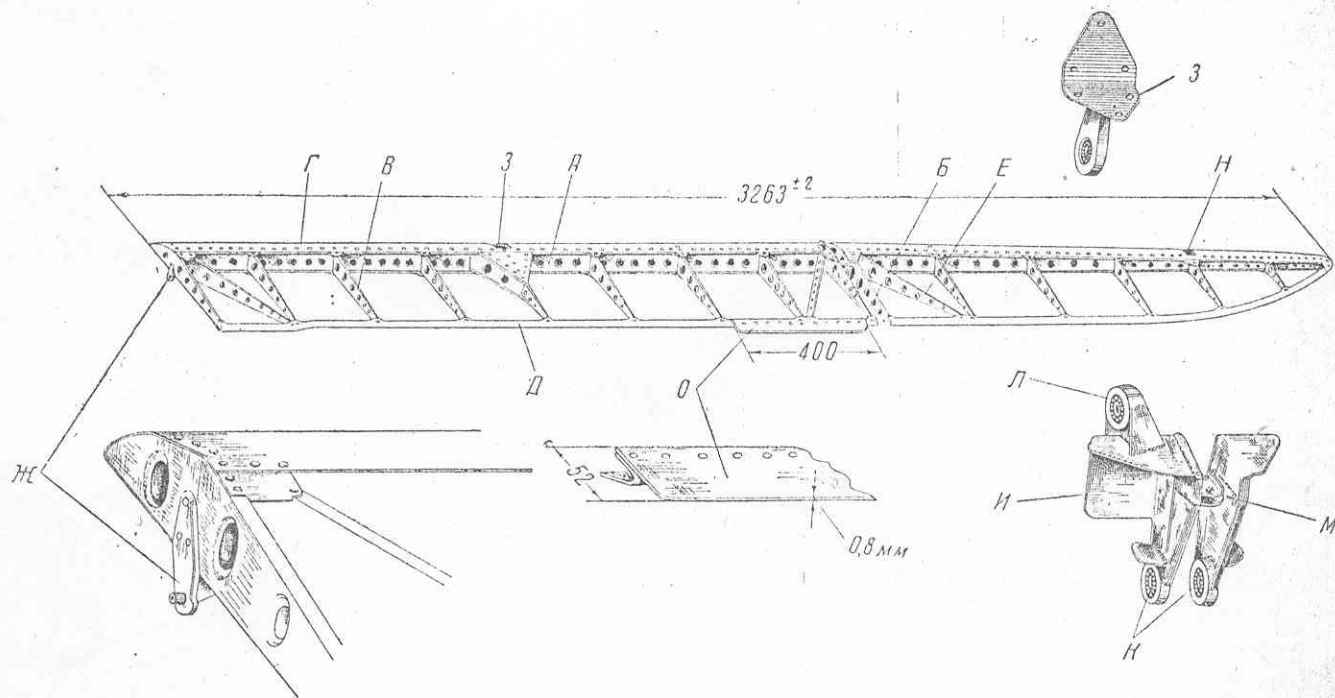


Рис. 50. Элерон

Каркас элерона обтянут полотном, пришитым обычным способом.

§ 5. ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕЕНИЕ

Остов хвостового оперения изготовлен из дуралюмина и снаружи обтягивается полотном (рис. 51).

Стабилизатор *А* в полете не управляется и регулирование его с целью установки под различными углами в пределах от $+1$ до -1° возможно на земле с помощью заднего болта,

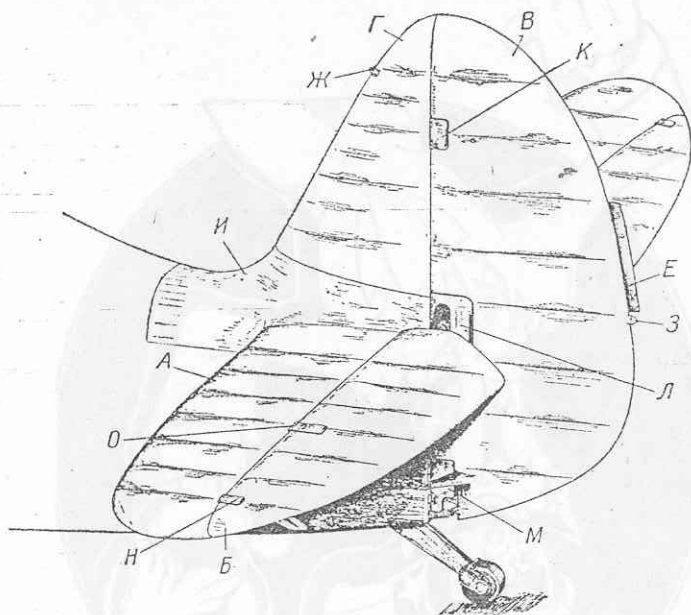


Рис. 51. Общий вид хвостового оперения

которым стабилизатор крепится к гребенчатым прорезям, установленным на заднем лонжероне киля. Эта гребенка служит задним креплением стабилизатора; шаг между зубцами гребенки равен 3 мм.

К фюзеляжу стабилизатор крепится передними ушками и двумя V-образными подкосами.

Руль высоты *Б* и руль поворота *В* имеют осевую компенсацию и подвешиваются: первый—к стабилизатору *А* на пяти кронштейнах, а второй—к кронштейнам, установленным на заднем лонжероне киля *Г* и на концевой раме фюзеляжа. Руль поворота имеет гребешок (щиток) *Е*. К килю укреплен крючок *Ж* для антенны. На руль поворота установлен хвостовой огонь *З*.

Щель между фюзеляжем, стабилизатором и килем закрыта съёмным обтекателем *И*. Кронштейны подвешивания рулей закрыты лючками *К*, *Л*, *М*, *Н* и *О*.

Стабилизатор

Остов стабилизатора (рис. 52) состоит из переднего *А* и заднего *Б* лонжеронов, 18 нервюр и переднего обтекателя *В* корытообразного сечения, охватывающего носовые части нервюр. Консольные части стабилизатора закрыты обтекателями *Г*.

Жесткость каркасу стабилизатора придают четыре креста *Д* расчалок из 1,8-мм проволоки, натягиваемых тендерами.

Лонжероны стабилизатора коробчатой конструкции и представляют собой балку переменного сечения.

Передний и задний лонжероны изготовлены из дуралюмина. Передний лонжерон (сечения *I—I* и *II—II*) состоит из профилей швеллерного сечения, вложенных один в другой и обращенных стенками вперед, склепанных дуралюминовыми заклепками размером 3×7 мм.

Задний лонжерон (сечения *III—III* и *IV—IV*) состоит из профилей швеллерного сечения, к полкам которых приклепаны дуралюминовые накладки.

Стенки лонжеронов имеют отбортованные отверстия для облегчения. Вследствие того, что ось заднего лонжерона искривлена около 5-х нервюр, полки лонжерона в этом месте имеют стык. На задних кромках полок заднего лонжерона установлены пистоны для пришивки полотна.

Все нервюры стабилизатора, кроме пятой и восьмой, одинаковой конструкции и изготовлены из листового дуралюмина толщиной 0,5 мм. Они имеют отбортованные края и отверстия для облегчения. Нервюры 5 и 8 отличаются от других нервюр усиленной средней частью, состоящей из двух коробок, склепанных между собой.

Для подвешивания руля высоты к заднему лонжерону стабилизатора приклепаны пять кронштейнов *Е* и *Ж*. Скобы с ушками 3, приклепанные к переднему лонжерону возле нервюр 1, служат передним креплением стабилизатора к фюзеляжу. Крепление всех кронштейнов к лонжеронам усилено накладками *И*.

Кронштейны *Е* коробчатой формы изготовлены из 1-мм дуралюмина. Вильчатый конец кронштейна усилен приклепанным к нему вкладышем. В ушки кронштейна вставлены и развальцованы стальные втулки. Средний кронштейн *Ж* сварен из стали и представляет собою конусообразный рычаг. К концу этого рычага-кронштейна приварена обойма с заделанным в нее шариковым подшипником.

В рычаге сделано овальное отверстие, через которое проходит трубка с флянцами, которые приклепаны к стенкам дуралюмино-

вой коробки. При установке стабилизатора через трубку проходит болт крепления стабилизатора к гребенке лонжерона кия.

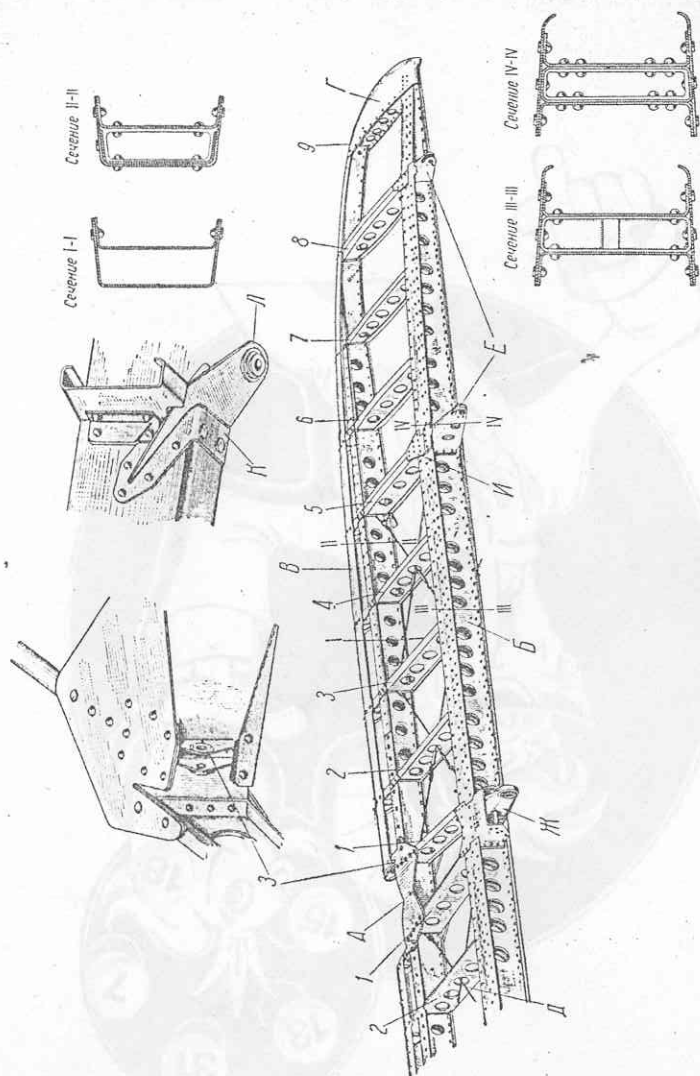


Рис. 52. Стабилизатор

Передний и задний кронштейны крепления подкосов представляют собой стальную скобу *K* с ушком *Л* толщиной 2 мм, к которому с обеих сторон приварены 1-мм шайбы. В ушко *Л* запрессована шаровая опора под болт крепления конца подкоса стабилизатора.

Руль высоты

Руль высоты (рис. 53) состоит из двух половин, соединенных кронштейнами *Е*.

Каркас каждой половины руля высоты имеет лонжерон *Л* нервюры *Б*, передний обтекатель *В*, обод *Г* и кронштейны подвешивания *Д*.

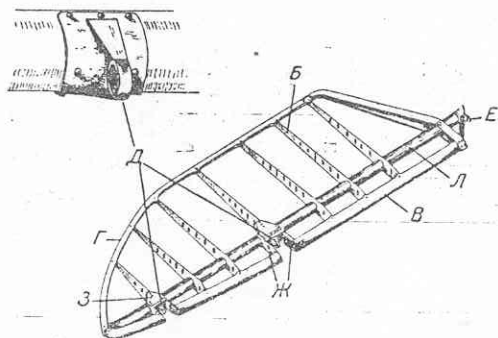


Рис. 53. Руль высоты

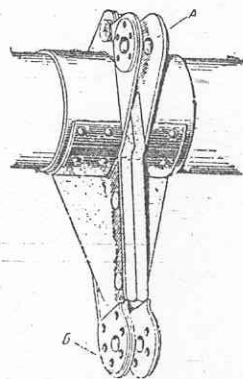


Рис. 54. Установка рычага для руля высоты

Лонжерон *Л*—дуралюминовая труба диаметром 50/47 мм, сплюснутая у наружного конца. Кронштейны *Е*, соединяющие обе половины руля, состоят из хромомолибденовых (марки С30ХМА) штампованных щек толщиной 1 мм, приваренных к патрубкам. Щеки, соединенные между собой болтами диаметром 5 мм, образуют рычаг (рис. 54) с вильчатыми ушками *А* и *Б*, усиленными 1-мм шайбами.

Ушко *А* служит креплением руля высоты к шарниру стабилизатора. К ушку *Б* присоединяется тяга от ручного управления.

Нервюры *Б* руля высоты (рис. 53) выштампованы из листового дуралюмина толщиной 0,5 мм, имеют отбортованные края и отверстия для облегчения; нервюры укреплены к лонжерону заклепками 2,6×6 мм.

Обтекатель и обод согнуты из листового дуралюмина толщиной 0,5 мм и приклепываются к нервюрам и лонжерону пистонами.

Около кронштейнов крепления руля высоты обтекатель разрезан и концы его крепятся на дополнительных носках *Ж*. Кронштейны *Д* состоят из стальной пластины и приваренной к ней обоймы с впрессованным в нее шариковым подшипником.

Места крепления кронштейнов усилены кницами *З*, приклепанными заклепками 2,6×6 мм.

Киль

Каркас киль (рис. 55) склепан из листового дуралюмина толщиной 0,5 и 0,8 мм и имеет: передний *А* и задний *Б* лонжероны, лобовой обтекатель *В*, четыре нервюры и шесть носков *Г*. Крепление нервюр 1 и 4 к лонжеронам усилено кницами.

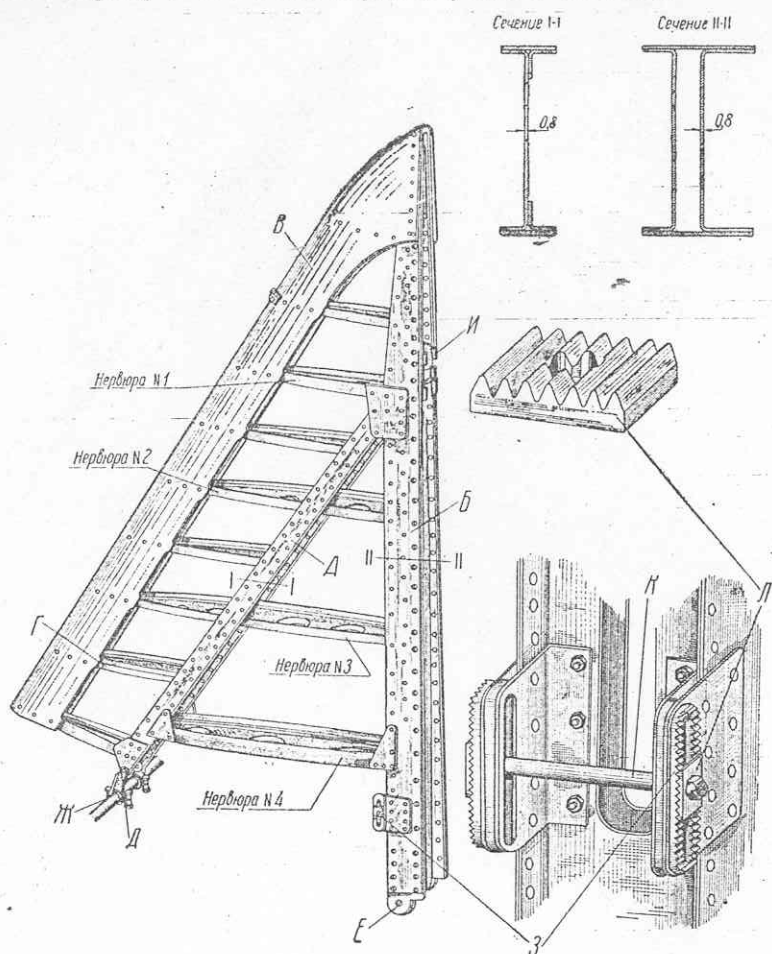


Рис. 55. Киль

Передний лонжерон представляет собой клепаную балку, состоящую из двух профилей. Задний лонжерон—коробчатого сечения. Лонжерон, нервюры и носки имеют отбортованные отверстия облегчения. К нижним концам переднего и заднего

лонжеронов приклепаны стальные уши *Д* и *Е* толщиной 1,5 мм усиленные приваренными 1,5-мм шайбами.

Киль крепится спереди на поперечной трубе хвостовой части фюзеляжа посредством стальных фрезерованных хомутов *Ж*, состоящих из двух половин. Хомуты крепятся к ушкам болтами диаметром 6 мм. Сзади киль крепится конусными шпильками размером 10×8 мм к ушкам, приваренным на концевой раме фюзеляжа.

К ушкам *Е* с двух сторон приварены конусные шайбы, через которые просверлены расположенные под углом отверстия для возможности смещения в левую сторону переднего крепления кия на $1^\circ 32'$.

Стальные гребенчатые пластины *З* служат для регулирования угла установки стабилизатора:

К килю стабилизатор крепится болтом *К*, который проходит через гребенчатые шайбы *Л*.

Кронштейн *И* служит для присоединения соответствующего кронштейна руля поворота.

Руль поворота

Каркас руля поворота (рис. 56), также как и остальные части оперения, представляет собой дюралюминовую конструкцию и состоит из трубчатого лонжерона *А* сечением 50×47 мм, восьми нервюр *Б*, переднего обтекателя *В* и обода *Г* из листового дюралюмина толщиной 0,5 мм.

Передний обтекатель охватывает носовые части нервюр и имеет в двух местах вырезы для прохода кронштейнов подвешивания руля поворота к кронштейнам кия и фюзеляжа.

Нервюры в средней части связаны проходящей зигзагообразно дюралюминовой лентой *Д* толщиной 0,5 мм.

В нижней части лонжерона руля поворота приклепан хромо-молибденовый узел (из стали 30ХМА), закаленный до $K_z = 90 - 110$ кг/мм², имеющий кронштейн *Е* для подвешивания руля пово-

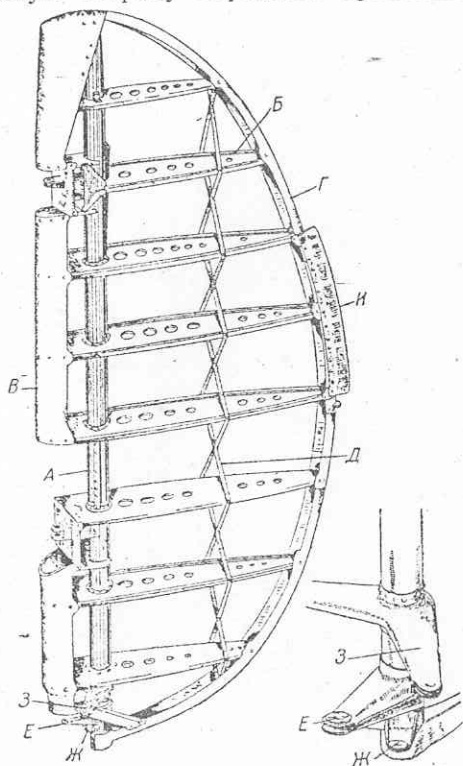


Рис. 56. Руль поворота

рота к кронштейну фюзеляжа и рычаги Ж для присоединения пружин костыля.

Сверху этого узла к лонжерону приклепан изготовленный из того же материала второй узел с рычагами З для присоединения тросов ножного управления.

К ободу Г приклепан дуралюминовый гребешок И (щиток), отогнутый на 3 мм в левую сторону от оси руля поворота.

Гребешок установлен для устранения заворачивания самолета влево. Это помогает действию смещенного в левую сторону киля.

Отгиб гребешка можно изменять в зависимости от поведения самолета в воздухе.

Обтяжка полотном хвостового оперения

Хвостовое оперение обтягивается хлопчато-бумажным полотном марки АСТ-100. Перед обтяжкой полотном передний и задний обтекатели каркаса обтягивают миткалевой лентой, а нервюры обматывают двойной полотняной лентой, прошитой шпагатом.

Полотно к каркасу хвостового оперения пришивают нитками №№ 0 и 00 прошивкой № 14 за исключением верхних поверхностей горизонтального оперения, обшивка которых пришивается прошивкой № 20.

Первый раз обтяжку покрывают четыре раза бесцветным аэролаком. После первого покрытия сверху швов накладывают на аэролак полотняную и поверх ее шифоновую ленты.

Перед вторым покрытием обтяжку грунтуют, нанося тонкий слой алюминиевого аэролака. Затем наносят два слоя защитного аэролака марки АПЗ.

Подкосы стабилизатора (рис. 57) V-образной формы состоят из двух труб А и Б каплевидного сечения, нижние концы которых соединены друг с другом дуралюминовыми накладками В толщиной 1,5 мм, приклепанными к концам труб заклепками размером 3×10 мм.

Нижний конец подкоса образует вильчатое ушко, усиленное 1-мм

стальными шайбами, которые приклепаны к стенкам ушков дуралюминовыми заклепками размерами 3×10 и 2×10 мм.

В верхние концы труб вклепаны дуралюминовые вкладыши Г и Д марки Д1 с резьбой под вильчатые болты Е и Ж.

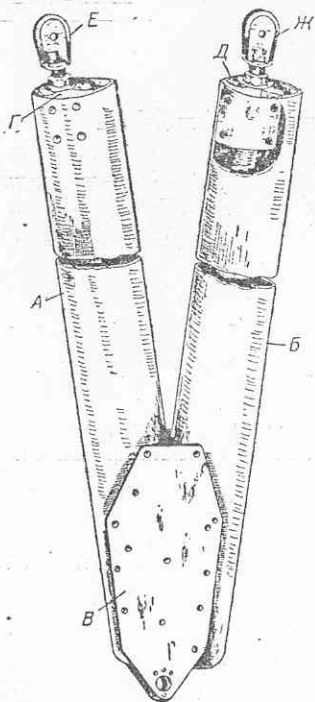


Рис. 57. Подкос стабилизатора

Концы подкоса при установке его на самолет закрываются дуралюминовыми обтекателями толщиной 0,5 мм.

Края обтекателей подкосов, а также и края других обтекателей хвостового оперения оклеивают лентой и закрашивают защитным аэролаком.

§ 6. ШАССИ

Схема шасси

Шасси (рис. 58) — убирающееся консольно-пирамидального типа. Каждая пирамида шасси (рис. 59) состоит из трех стержней главного — амортизационной ноги *А*, несущей полуось с колесом, бокового *Б* и заднего складывающегося *В*. Кроме того, в схему шасси входят карданный узел *Д* и цилиндр подъема *Г*. Пирамида шасси при работе амортизатора геометрически неизменна.

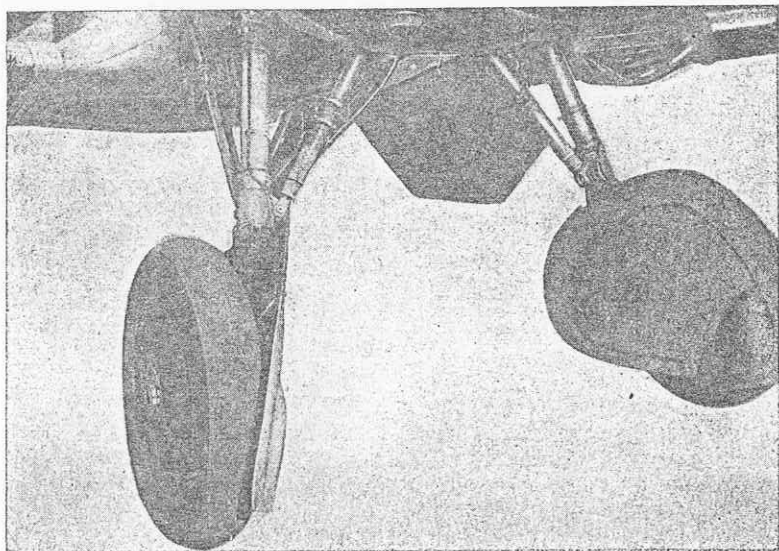


Рис. 58. Шасси

Шасси убирается в нижний центроплан под фюзеляжем.

Убирается и выпускается шасси сжатым воздухом. В момент уборки колесо поворачивается так, что в убранном положении полностью прячется в гнездо центроплана.

Шасси имеет колеса полубаллонного типа размером 700×150 мм с пневматическими тормозами.

Амортизационная нога через специальный карданный узел и боковой подкос крепится на раме 1—2 фюзеляжа. Задний скла-

дывающийся подкос с цилиндром подъема крепится к узлу 4 фюзеляжа на раме 3—4.

Наличие карданного узла позволяет осуществить разворот колеса при убиении шасси.

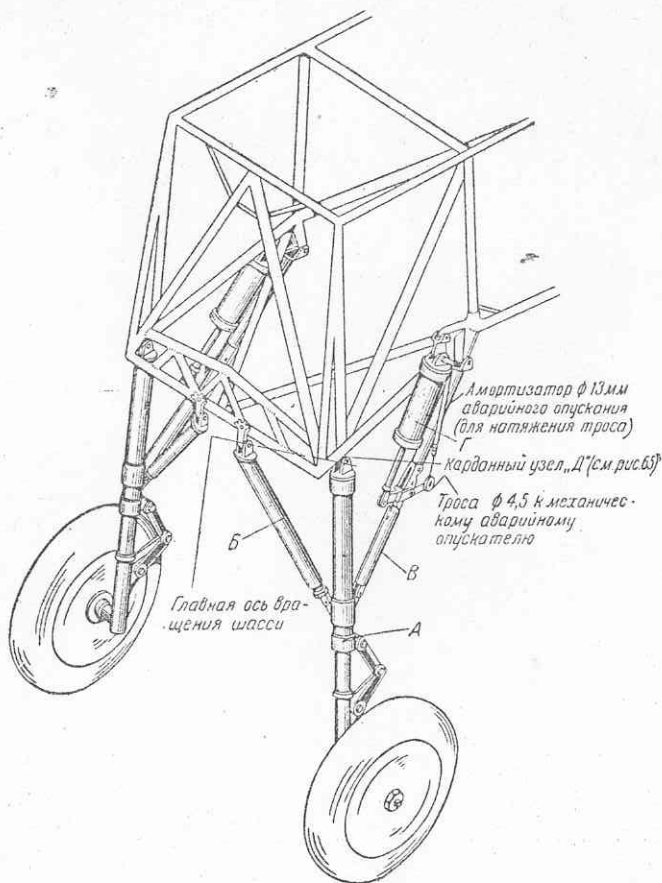


Рис. 59. Схема установки шасси

В убранном положении каждая половина шасси закрывается подвижным щитком (рис. 58), управляемым тягой, а каждое колесо прикрывается щитком, неподвижно закрепленным в нижней части амортизационной ноги.

Для определения положения шасси имеется механическая сигнализация.

Нога шасси

Нога шасси (рис. 60 и 61) состоит из хроманселевого цилиндра *А* и штока *Б*, заканчивающегося полуосью *В* колеса.

Для восприятия ногою шасси крутящего момента, возникающего при посадке самолета, на ноге поставлены две качалки *Г*, которые одним своим концом соединены через болт друг с другом, а другими концами — соответственно с цилиндром *А* и штоком *Б*.

Цилиндр *А* выполнен из термически обработанной ста-

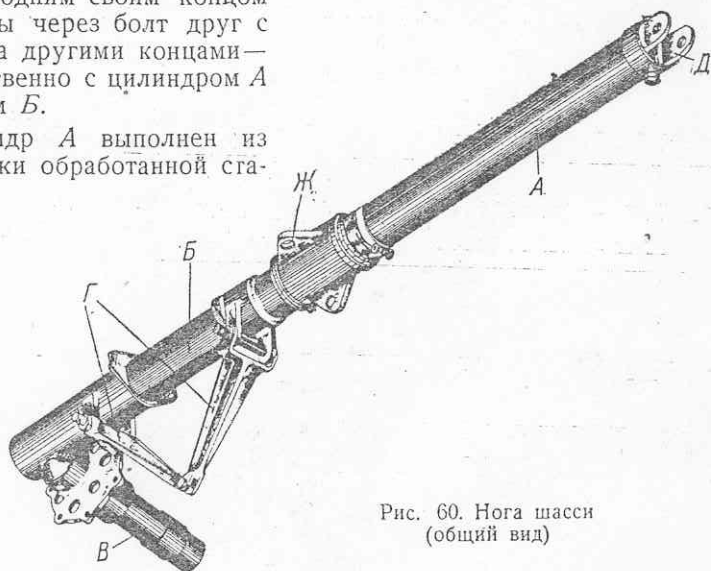


Рис. 60. Нога шасси
(общий вид)

ли и представляет собою трубу, в верхней части которой имеется стаканчик *Д* (рис. 60) с ушками для крепления ноги к карданному узлу шасси (рис. 59).

В верхней части цилиндра (рис. 61) вварен зарядный штуцер *К*, в который ввертывается игольчатый клапан *И*, для зарядки амортизатора воздухом. Отверстие штуцера, служащее для присоединения трубки от воздушного баллона, закрывается пробкой *М*. Игольчатый клапан *И* контрится гайкой *Н* и пломбируется. Внутри штуцера помещены уплотняющие резиновое и фибровое кольца *Л*, которые через шайбочку *П* сжимаются гайкой *У*.

В средней части цилиндра, внутри его помещен диффузор *Е*, прижимаемый к седлу спиральной пружиной.

В нижней части цилиндра, с наружной стороны, помещена поворотная муфта *Ж* (рис. 60) с двумя ушками, к которым крепятся боковой и задний подкосы шасси.

Муфта установлена на цилиндр на бронзовых втулках *З* (рис. 61) и может легко вращаться по цилиндру без люфтов

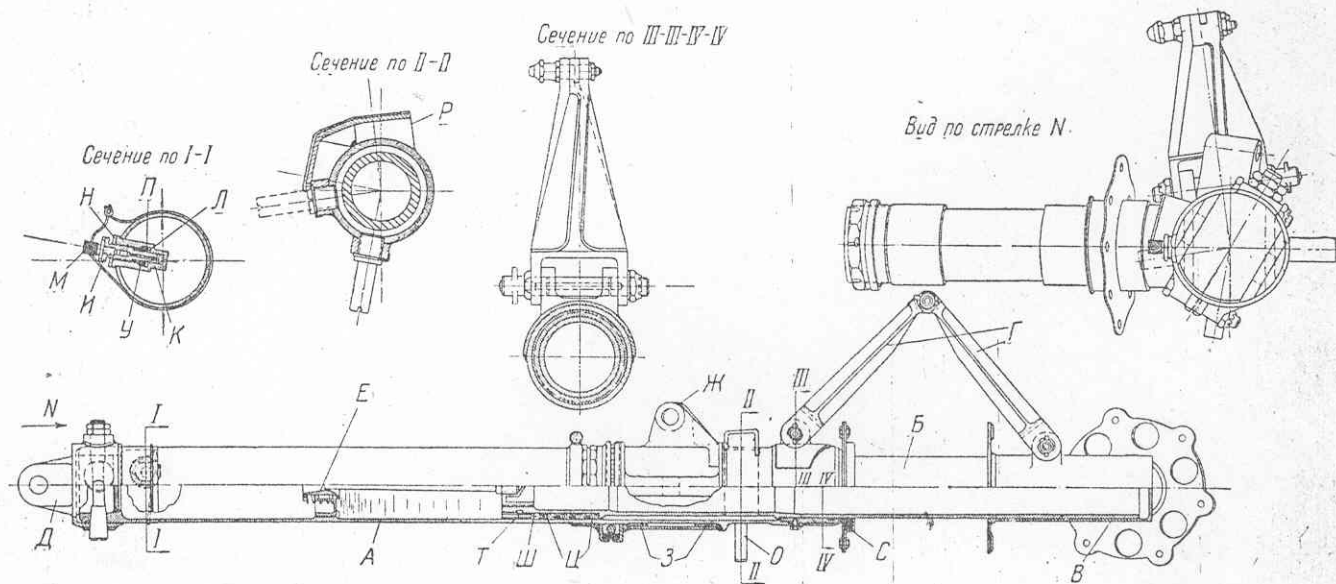


Рис. 61. Нога шасси (разрез)

(скользящая посадка по 2-му классу точности). Муфта выполнена из высоко термически обработанной хроманселевой стали.

За муфтой в специальный прилив цилиндра ввернут хроманселевый „палец“ *O* для подвески шасси в убранном положении (рис. 61).

Под углом в 90° к пальцу *O* приварен упор *P*, которым в убранном положении упирается в резиновый буфер, укрепленный на нижней полке центроплана.

Цилиндр заканчивается двумя приливами—ушками для крепления качалки *Г* (рис. 60).

Снизу цилиндра ввертывается бронзовая гайка *C* (рис. 61), служащая направляющей для штока.

Амортизатор заполняется при сборке 350 см^3 смеси из 70% глицерина и 30% этилового спирта (по объему). Начальное давление в цилиндре $30 \pm 1,5 \text{ ат}$.

Шток *Б* представляет собой термически обработанную хроманселевую трубу переменного сечения. В торце штока укреплена игла—стальной конусообразный стержень. Игла способствует быстрому поглощению работы при резком (ударных—при грубых посадках) движении штока в начальный момент и замедлению хода в конце.

На верхнем конце поршня бронзовой зажимной гайкой *T* закреплены четыре кожаных манжеты *Ц* с прокладными дуралюминовыми кольцами *Ш* с отверстиями. Через эти отверстия под давлением проходит смесь, распирающая манжеты к стенкам цилиндра и штока, что обеспечивает уплотнение.

Пространство ниже манжет с наружной стороны штока заполняется тавотом для смазки.

Полуось *В* (рис. 60) изготовлена из хроманселевой, термически обработанной стали. Она имеет Г-образную форму и крепится к штоку двумя конусными шпильками. На ось надет диск, укрепленный одной конусной шпилькой. К диску крепится тормозной барабан колеса. В верхней части ось *В* имеет кронштейн для крепления обтекателя колеса.

Качалки *Г* изготовлены из хроманселевой стали. К головкам болтов крепления качалок привернуты масленки.

Амортизатор работает следующим образом. Возникающая при посадке самолета нагрузка распределяется между шасси и костылем и поглощается работой их амортизаторов и пневматиков колес.

Во время рабочего хода амортизатора, когда он сжимается, шток вытесняет жидкость из нижней части цилиндра в его верхнюю часть через среднее отверстие диффузора, сечение которого постепенно уменьшается входящей в него конусной иглой. Смесь, заполняя верхнюю часть цилиндра, уменьшает объем сжатого воздуха и тем самым повышает его давление.

Когда сила удара поглощена, то под действием сжатого воздуха нога начинает растягиваться и жидкость вытесняется обратно из верхней части цилиндра в нижнюю. Под давлением смеси диффузор опускается книзу и жидкость протекает не только через его среднее отверстие, но и через пазы по окружности диффузора, сокращая время обратного хода амортизатора и тем самым быстро подготавливая амортизатор к новому рабочему ходу.

На первых экземплярах самолетов ноги вместо качалок снабжены нормальными шлицами.

Боковой подкос

Регулирующийся боковой подкос (рис. 62) представляет собой трубу из хромансильевой, термически обработанной стали, как и все детали бокового подкоса. В один конец трубы вварены ушки



Рис. 62. Боковой подкос

для крепления подкоса к узлу фюзеляжа, а в другой конец — втулка с резьбой, в которую ввернут стаканчик для крепления подкоса к ноге. Стаканчик контрится гайкой.

Задний подкос

Задний подкос (рис. 63) состоит из двух частей: нижней половины А и верхней половины Б, которые при соединении друг с другом образуют замок щекодного типа. Это замок запирает ногу в выпущенном положении.

Подкос изготовлен из хромансильевой термически обработанной стали, и на концах имеет ушки, которыми соответственно крепится к ушку на муфте амортизатора шасси и к узлу фюзеляжа.

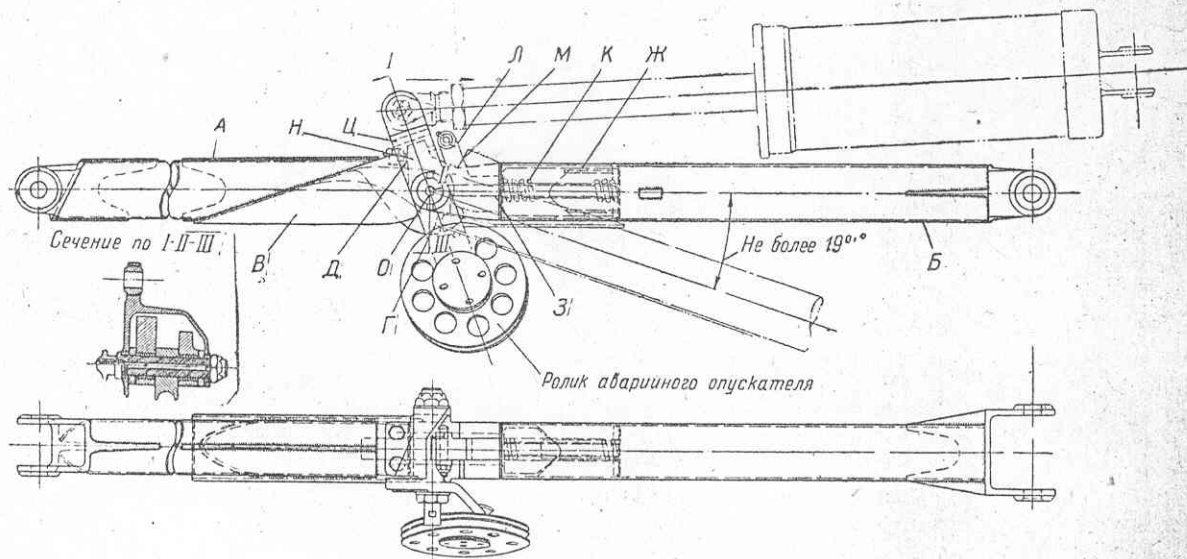


Рис. 63. Механизм подъема с задним подкосом

Нижняя половина *А* подкоса состоит из трубы сечением 40/37,5 мм с ушками для крепления подкоса к ушку муфты ноги и наконечника *В* с гребнем *Г* и упором *Д*.

Верхняя половина *Б* подкоса состоит из трубы сечением 40/37,5 мм с ушками для крепления подкоса к узлу фюзеляжа и наконечника *Ж*, внутрь которого вставлена щеколда *З*, выталкиваемая пружиной *К*.

На болт *О* соединения обеих половин подкоса надета качалка *Ц*, к которой присоединяется шток цилиндра подъема.

В прямолинейном положении подкосу препятствует сложиться в одном направлении упор *Д*, в который упирается зуб *Н* верхнего подкоса, в другом направлении выступ щеколды *З* запирающей гребень *Г* нижней половины подкоса.

Замок открывается следующим образом. Качалка *Ц* при складывании подкоса (рис. 63) штоком цилиндра подъема толкает выступ щеколды *Л* и тем самым выводит щеколду из зацепления с гребнем *Г*.

При дальнейшем движении качалка упирается в выступ *М* наконечника верхней половины подкоса. При этом замок открывается и нижняя половина подкоса имеет возможность складываться вокруг болта *О*.

Цилиндр подъема

Цилиндр подъема (рис. 64) состоит из наружного цилиндра *А*, поршня *И* и штока *Б*.

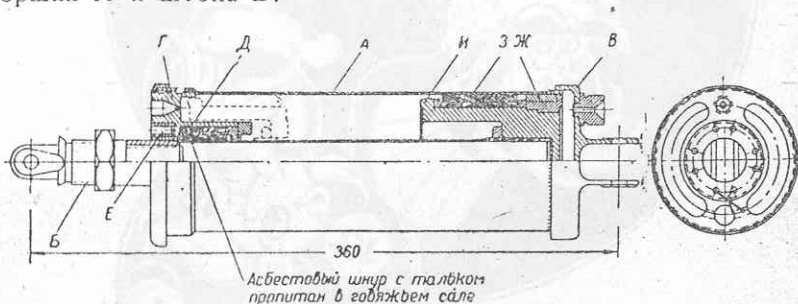


Рис. 64. Цилиндр подъема шасси

Наружный цилиндр *А* представляет собой трубу внутренним диаметром 85 мм, заглушенную крышками *В* и *Г*. Верхняя крышка *В* изготовлена из хроманселевой стали. В дно этой крышки вварен штуцер, к которому подводится воздушный трубопровод (на выпуск шасси).

В нижней дуралюминовой крышке *Г* помещен сальник, состоящий из асбестового шнура с тальком, пропитанного в горячем

сале, и двух кожаных манжет с прокладными дуралюминовыми кольцами *Д* таврового сечения. Сальник прикреплен к крышке зажимной гайкой.

В дне крышки помещен штуцер, к которому подводится другой конец воздушного трубопровода (на подъем шасси).

Наружный цилиндр изготовлен из термически обработанной хромансильевой стали.

На верхнем конце поршня *И* закреплены специальными зажимными кольцами *Ж* четыре кожаных манжеты *З* с дуралюминовыми прокладными кольцами. Шток поршня своим концом крепится к заднему подкосу шасси; верхней крышкой *В* цилиндр крепится к узлу фюзеляжа через кардан. При подаче воздуха со стороны крышки *В* поршень выталкивается из цилиндра; при подаче воздуха со стороны крышки *Г*, поршень, наоборот, втягивается в цилиндр. Ход поршня равен 156 ± 2 мм.

При сборке цилиндра в обе его половины заливают смесь, состоящую по объему из 70% глицерина и 30% спирта. Смесь заливают через штуцер нижней крышки 110 см^3 ; через штуцер верхней крышки— 15 см^3 .

Карданный узел

Карданный узел крепления ноги шасси к фюзеляжу показан на рис. 65. Основание узла изготовлено в виде бочонка из термически обработанной до $K_z = 110-130 \text{ кг/мм}^2$ хромомолибденовой стали марки 30ХМА. Внутри бочонка вставлен фасонный болт *Б* из хромансиля, термически обработанный до $K_z = 140-160 \text{ кг/мм}^2$.

В бочонок впрессованы втулки *Г* из стали марки 15ХА с цементированной внутренней поверхностью.

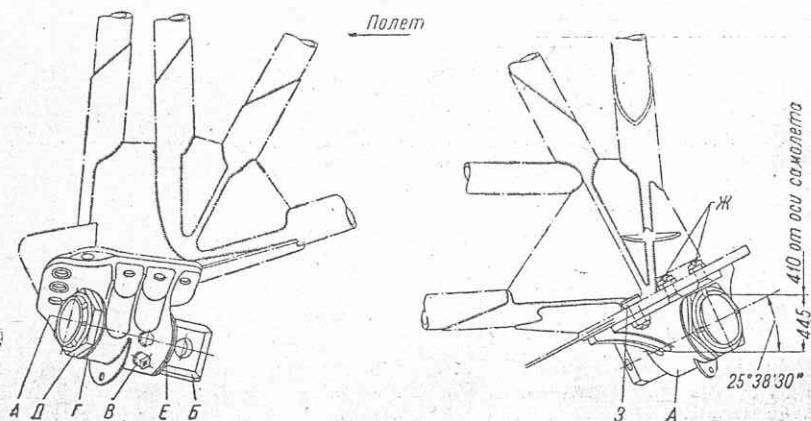


Рис. 65. Карданный узел крепления ноги шасси

Болт *Б* затянут корончатой гайкой *Д*. Под головку болта и гайку проложены бронзовые шайбы *Е* (из материала БрАЖМц).

В бочонок *А* впаяна масленка *В*.

Основание узла крепится к узлу фюзеляжа восемью болтами *Ж* и *З* из хромансильевой стали.

На самолетах головной серии стоял карданный узел, собранный на игольчатых подшипниках.

Щитки шасси

В убранном положении шасси закрывается подвижными щитками, закрепленными на фюзеляже и неподвижным щитком, закрепленным на ноге.

Подвижной щиток (рис. 58) состоит из дуралюминового листа, обработанного по форме нижней части фюзеляжа и усиленного с внутренней стороны профилями жесткости.

Щиток прикреплен к нижней части фюзеляжа на трех кронштейнах и соединен тягой с шасси посредством свободно вращающегося хомута. При подъеме шасси шнуровой амортизатор щитка обеспечивает поворот тяги, необходимый для подтягивания щитка.

Неподвижный щиток (рис. 58) состоит из дуралюминового листа толщиной 1 мм, усиленного с внутренней стороны профилями жесткости. Для крепления щитка к ноге, с внутренней стороны к щитку прикреплены четыре кронштейна. Двумя кронштейнами щиток подходит к верхней части полуоси ноги, а другими двумя — к тормозному диску ноги. На ноге щиток закрепляется шестью болтами.

В верхней части щитка сделан вырез, обеспечивающий ход амортизационной ноги при посадке.

Управление шасси

Механизм управления (рис. 66) состоит из: баллона сжатого воздуха емкостью 8 л, редуктора, фильтра воздушного крана, цилиндров подъема и заднего подкоса с замком. Воздушная проводка шасси выполнена из стальных трубок (сечения их указаны на рис. 66). Соединение трубок нормальное — ниппельное.

Для того, чтобы убрать шасси, необходимо открыть вентиль баллона, а ручку воздушного крана из нейтрального положения перевести в верхнее положение (на подъем).

При этом воздух из баллона по трубопроводу через редуктор и фильтр попадает в золотник подъема воздушного крана, а отсюда по трубопроводу идет в нижнюю полость цилиндра подъема и заставляет поршень перемещаться вверх (см. движение воздуха по стрелке *а*).

В это время верхние камеры цилиндров соединены с атмосферой через отверстие *в* в воздушном кране. Воздух толкает вверх поршень, который, поднимаясь складывает задний подкос и убирает шасси.

Для выпуска шасси необходимо ручку воздушного крана перевести в нейтральное положение (для стравливания воздуха из цилиндров подъема и опускания), отвернуть вентиль баллона

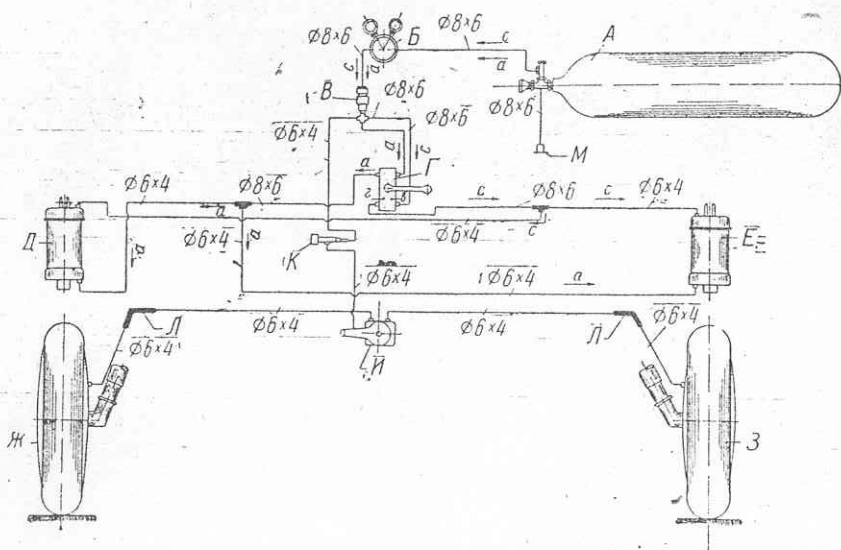


Рис. 66. Схема управления подъемом шасси

А — баллон сжатого воздуха емкостью 8 л, Б — редуктор, В — фильтр, Г — воздушный кран, Д — левый цилиндр шасси, Е — правый цилиндр шасси, Ж — левое колесо, З — правое колесо, И — диффер тормозного управления (на педали ножного управления), К — тормозной клапан ПУ-6, Л — диригетовые трубки, М — зарядный штуцер

сжатого воздуха и перевести ручку воздушного крана из нейтрального положения вниз — на опускание. Затем необходимо проверить через контрольные окна, расположенные в полу кабины, выпущены ли ноги шасси.

На приборе указателя шасси должна быть надпись „шасси выпущено“.

При посадке самолета ручка крана должна стоять вниз — на опускание шасси.

В выпущенном положении шасси замки задних подкосов (рис. 63) запираются автоматически пружиной К. На самолетах последующих выпусков на трубке, соединяющей воздушный кран Г с нижними камерами подъема цилиндров Д и Е, установлена пробка для стравливания воздуха из системы.

Замок подвески шасси

Замок подвески шасси (рис. 67) — бомбового типа. Он состоит из кронштейна *А*, крючка *Б* и рычажка *В*.

В положении „шасси выпущено“ рычаг *В* поднят и крючок *Б* удерживается пружиной *Г*.

Шасси, доходя до верхнего положения, специальным пальцем (деталь *О* на рис. 61), укрепленным на амортизационной ноге, толкает крючок замка *Б* (рис. 67).

Когда амортизационная нога упрется в резиновый буфер, укрепленный на нижней полке нижнего центроплана, замок подвески запирается цилиндрической пружиной *Д*.

Баллон

На самолете установлен цельнотянутый хромансильевый баллон (рис. 68) емкостью 8 л для воздуха, сжатого под давлением 150 ат. На самолетах головной серии было установлено два сварных баллона для сжатого воздуха, емкостью каждый 3,8 л.

Редуктор

В системе управления шасси установлен редуктор (рис. 69) завода им. Матвеева.

Эластичная резиновая мембрана *А* разделяет внутреннюю полость редуктора на правую — регулируемую — и левую — регулируемую — половины.

Регулирующая половина состоит из крышки *Б*, пружины *В*, нажимного грибка *Г* и регулировочного винта.

Регулируемая половина состоит из корпуса, снабженного клапаном *Е*, который прижимается пружиной *Ж*. Другой конец пружины упирается в фасонную гайку *З*.

Клапан *Е* и диафрагма *А* связаны между собою толкачом, который состоит из круглой шайбы *И* и двух упирающихся в нее штифтов *К*, которые проходят через отверстия в корпусе *Д* и другими своими концами упираются в клапан *Е*.

Редуктор снабжен двумя манометрами, показывающими давление воздуха, поступающего из баллона, и давление воздуха, идущего из редуктора в сеть. Предохранительный клапан редуктора открывается, когда давление воздуха в рабочей камере будет около 35—37 ат. Такое давление в рабочей камере может быть только в случае порчи самого редуктора из-за отказа в работе клапана.

До начала впуска воздуха из баллона в редуктор пружина *В*, надавливая на диафрагму *А* через толкач, открывает клапан *Е*, преодолевая натяжение пружины *Ж*.

При подаче сжатого воздуха из баллона он заполняет редуктор и, так как расход воздуха значительно меньше его притока

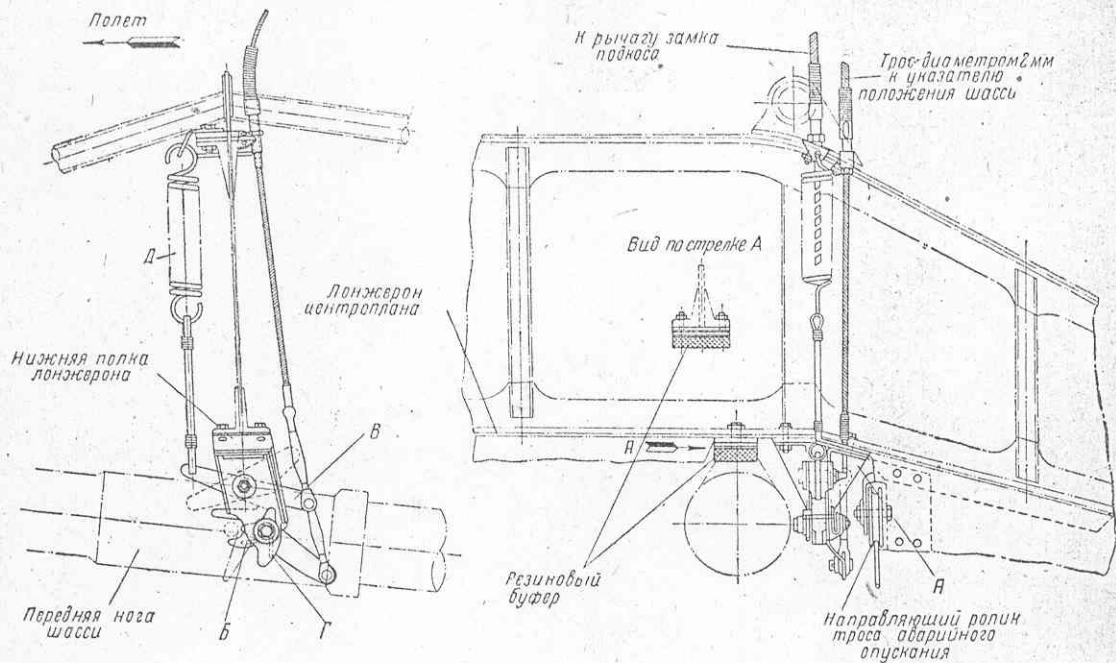


Рис. 67. Замок подвески

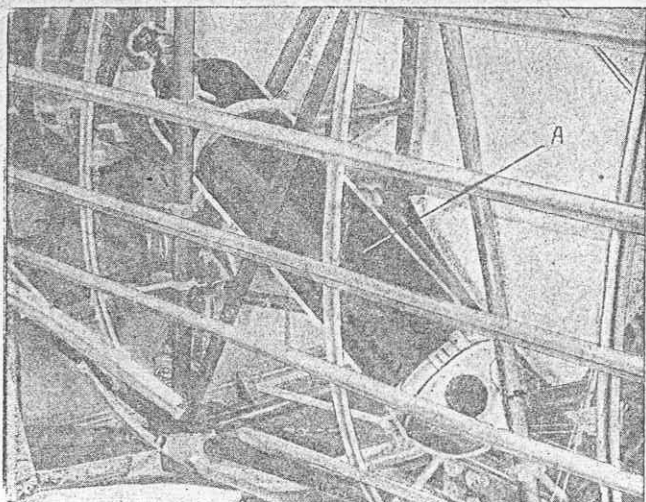


Рис. 68. Баллон .

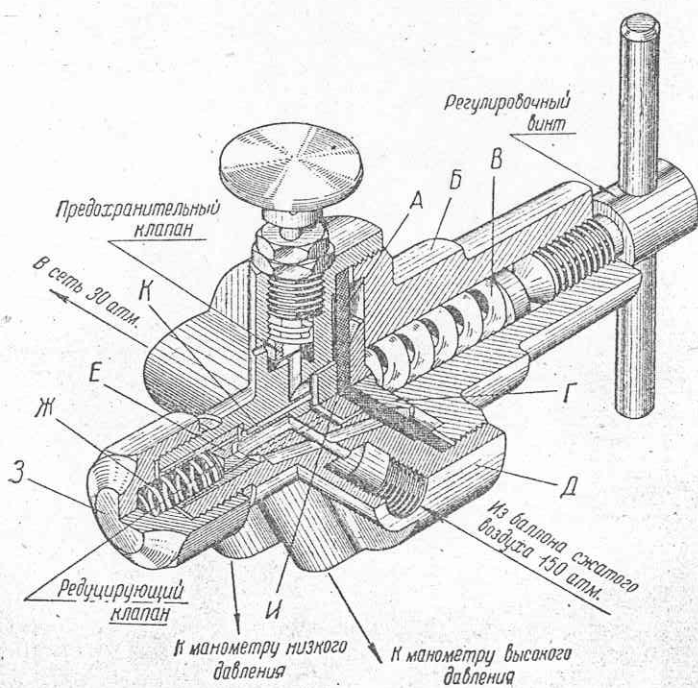


Рис. 69. Редуктор

из баллона, то воздух, надавливая на диафрагму в направлении слева направо, сжимает пружину *В*. При этом клапан *Е* закроется под действием пружины *Ж*.

Если нет расхода сжатого воздуха из редуктора, то пружина *В* будет бездействовать и находится в сжатом состоянии. Как только установится некоторый расход сжатого воздуха, то давление в редукторе падает, пружина *В*, надавливая на диафрагму, преодолевает давление воздуха и через промежуточные детали толкач снова откроет клапан *Е* и подаст порцию сжатого воздуха в рабочую часть редуктора.

После того как подача воздуха из баллона превысит его расход из редуктора, внутреннее давление сжатого воздуха в редукторе возрастет настолько, что пружина *В* будет сжата и клапан *Е* снова закроется.

Так будет продолжаться во все время работы редуктора.

Воздушный кран

Воздушный кран (рис. 70) состоит из корпуса *А*, который разделяется на две симметричные части, каждая из которых снабжена пружиным клапаном *Б*.

Сжатый воздух поступает от редуктора через нижние приемные отверстия крана и при

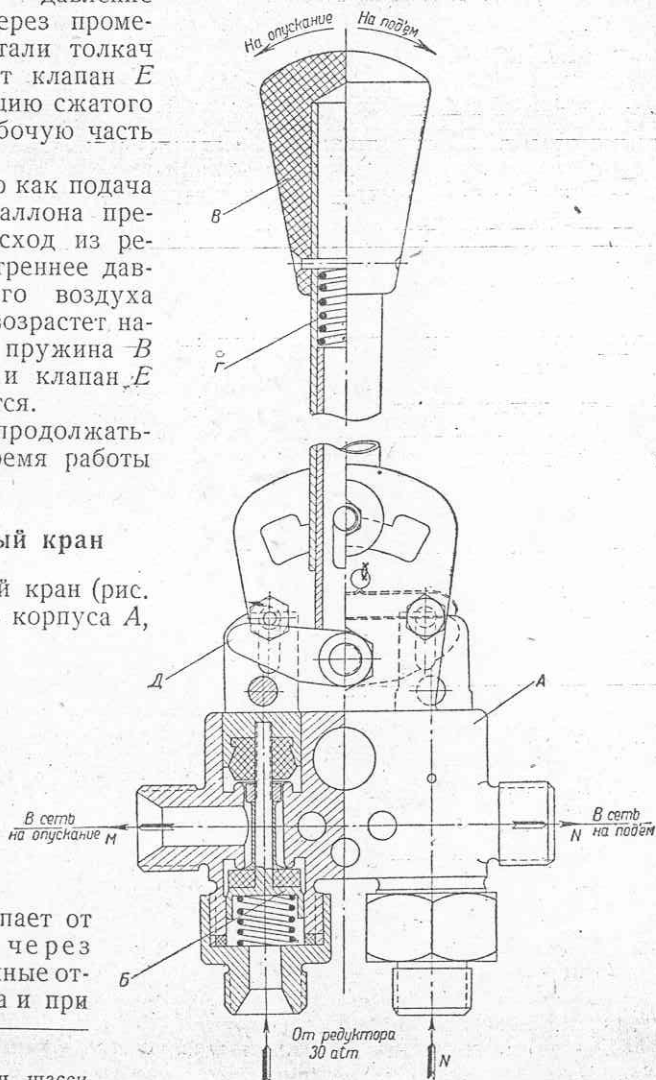


Рис. 70.

Воздушный кран шасси

опускании левого клапана воздух идет в сеть по стрелке *М*—на опускание, а при опускании правого клапана—в сеть по стрелке *Н*—на подъем.

Клапаны приводятся в действие ручкой *В*.

При нажатии на рукоятку ручки *В* внутренняя пружина *Г* сжимается и ручка будет расстопорена.

Перемещая ручку крана вниз рычажком *Д*, мы опускаем левый клапан и подаем воздух в сеть—на опускание. Перемещая ручку крана вверх, мы правым рычажком опускаем правый клапан и подаем сжатый воздух в сеть—на подъем.

Фильтр

Фильтр (рис. 71), улавливающий взвешенные в воздухе частицы пыли, состоит из корпуса *А*, крышки *Б* двух слоев стеклянной ваты *В*, ограниченных латунными сетками *Г*, прижимаемыми пружиной *Д*.

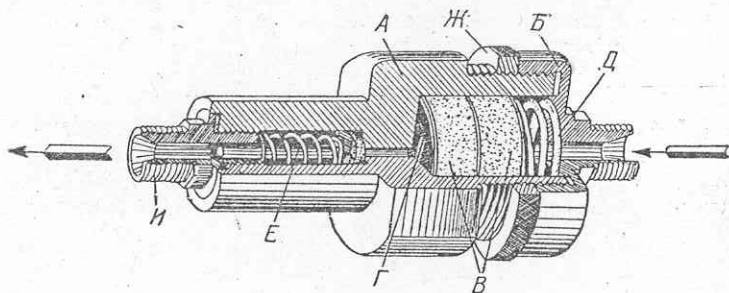


Рис. 71. Фильтр

Воздух поступает в фильтр со стороны крышки *Б*, проходит через слой ваты *В* и через штуцер *Е* попадает в сеть. Крышка *Б* контрится контргайкой *Ж*.

На самолетах последующих выпусков конструкция фильтра изменена. Вместо стеклянной ваты поставлены 4 фетровых прокладки и 5 медных сеток.

Сигнализация

Для определения положения шасси осуществлена механическая сигнализация (рис. 72). Состоит она из крючка замка подвески *Б* и указателя *В* с четырьмя концами тросовой проводки *А*, заключенной в боуденовскую оболочку (два сопряженных конца для левой половины и два—для правой).

Один конец каждой из половин тросовой проводки, идущей от указателя, присоединен к клину замка подкоса *Г*, а другой—к крючку замка подвески *Б*.

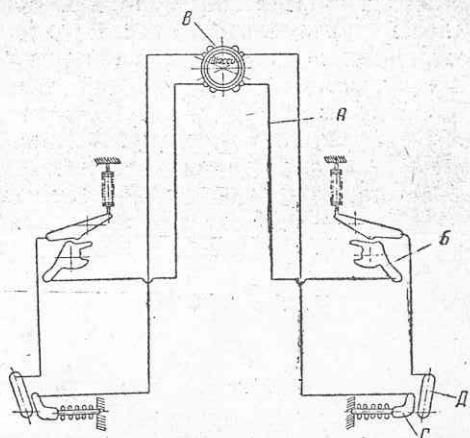
В момент убирания шасси, когда замок открыт поводком, связанным с замком заднего подкоса, крючок замка подвески *Б*

поворачивается. Этим ослабляется трос указателя (трос провисает).

Когда шасси дойдет до верхнего положения и палец на амортизационной ноге начнет закрывать замок подвески, т. е. поворачивать крючок, начнет натягиваться присоединенный к нему второй конец сопряженного троса.

Рис. 72. Схема сигнализации

- А — трос диаметром 2 мм,
- Б — крючок замка подвески,
- В — указатель положения шасси,
- Г — клин замка подкоса,
- Д — рычаг подкоса



Слабина троса при этом выберется, а вместе с этим поворачивается стрелка на указателе, ведомая перемещающимся тросом.

Указатель

Указатель (рис. 73) стрелками своими указывает положение шасси. Состоит он из корпуса А, внутри которого помещены два ролика Б — для левой половины шасси и В для правой его половины. Каждый ролик посредством квадрата посажен на самостоятельный валик. На концах валиков укреплены стрелки Г и Д. Стрелки выполнены так, что, находясь вместе, составляют надпись „выпущено“. На ролике закрепляются тросы указателя. На корпусе наклеена шкала с надписью „убрано“. Вверху под стеклом циферблата укреплен щиток с надписью „шасси“.

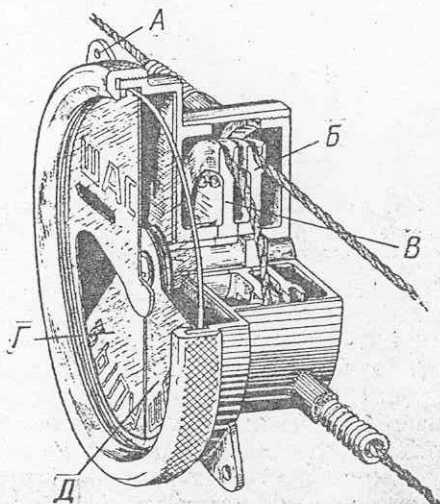


Рис. 73. Указатель положения шасси

Работа указателя

Указатель показывает убрано или выпущено шасси только в конце операции, причем он сигнализирует о главном, о том заперт ли замок, потому что запереть замок невозможно, не опустив или не убрав полностью шасси.

Когда шасси опущено, на циферблате имеется надпись: „шасси выпущено“. Когда операция подъема завершается, то посредством крючка замка подвески начинает выбираться слабина троса, полученная в начальный момент убирания шасси. Трос укреплен на ролике. Вращая ролик, трос вместе с роликом поворачивает стрелку. Стрелка прячется под щиток с надписью „шасси“ и этим открывает надпись „убрано“.

В конце операции появляется надпись: „шасси убрано“.

При выпуске шасси операция совершается в обратном порядке.

Если убрались или выпустились обе ноги шасси, то на щитке имеется полная незакрытая надпись.

Механический аварийный выпуск шасси

На самолете установлен аварийный механический опускаватель шасси на случай отказа воздушного выпускающего устройства.

Механический аварийный опускаватель шасси представляет собой обычную лебедку (рис. 74). Он установлен справа от сиденья летчика и укреплен на боковой ферме фюзеляжа.

Правая и левая половины шасси опускаются каждая самостоятельно одной общей ручкой А. Для выпуска левой половины шасси ручку А, работающую как трещетка, качают вперед. Для опускания правой половины шасси ручку качают назад.

Храповик наматывает на барабан В трос, соединенный с роликом В рычага, установленным на заднем подкосе шасси (рис. 63).

При этом задний подкос выпрямляется и шасси приводится в рабочее положение, т. е. будет опущено.

В случае неравномерного выпуска одной из половин необходимо „дотянуть“ шасси, чтобы обеспечить его полный выпуск. При „дотяжке“ правой половины шасси нужно левую собачку (рычажок) на ручке перекинуть вперед. При „дотяжке“ левой половины шасси — правую собачку перекинуть назад.

Для приведения аварийного опускавателя в рабочее положение после пользования им необходимо выключить собачки Г и Д, расположенные на ручке, и посредством троса вывести контрольные стопоры храповика. После этого трос сматывается с барабана, вследствие натяжения шнурового амортизатора Ж.

После приведения аварийного опускавателя в рабочее положение необходимо включить собачки Г и Д, расположенные на ручке, и запломбировать ручку.

Аварийным опускателем шасси разрешается в полете выпустить шасси только один раз. Поднимать в полете шасси, выпущенные аварийным опускателем, категорически воспрещается.

На самолетах последующих выпусков конструкция ручки А изменилась: вместо собачек Г и Д (верхних рычажков) на ручке установлены (с боков ручки) рычажки. Порядок пользования аварийным опускателем шасси указан в бортовой табличке, прикладываемой к самолету.

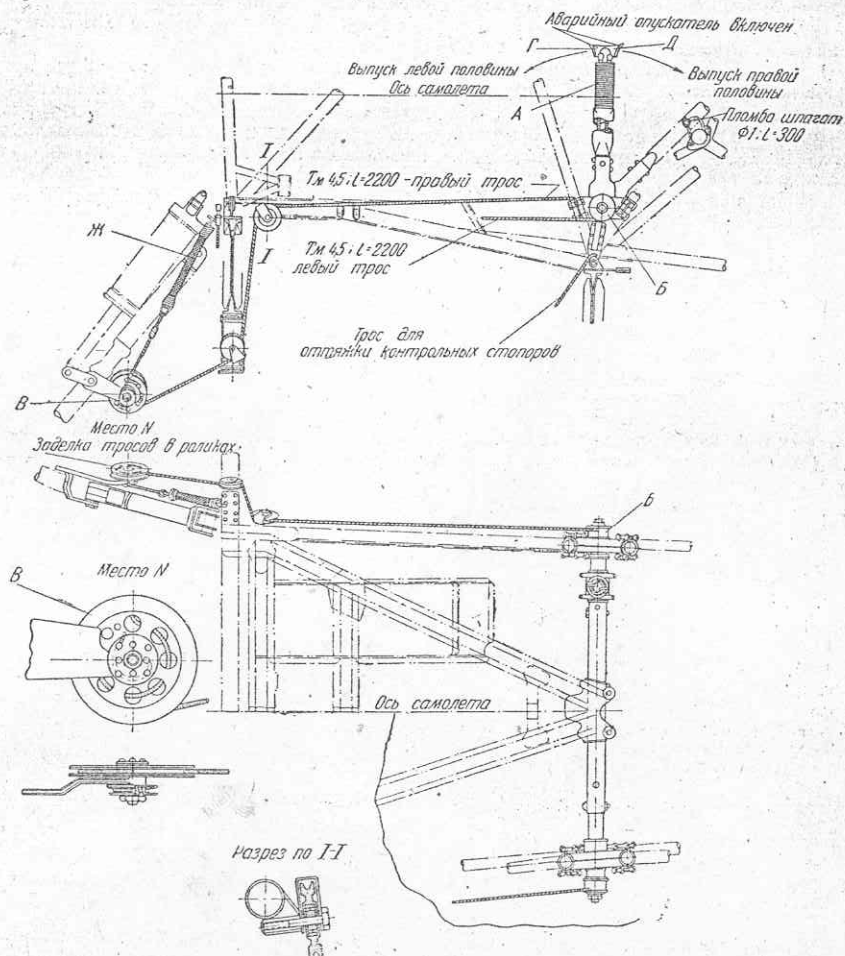


Рис. 74. Установка аварийного опускателя шасси

Примечания: 1. Перед полетом необходимо проверить правильность положения аварийного опускателя. Он должен быть обязательно запломбирован. 2. Пользоваться аварийным опускателем в полете разрешается только для одного выпуска шасси. Поднимать шасси после выпуска его аварийным опускателем воспрещается. 3. При дотяжке правой половины шасси нужно левую собачку (рычажок) на ручке перекинуть вперед. При дотяжке левой половины шасси правую собачку перекинуть назад. 4. Приводить в рабочее положение аварийный опускатель нужно, оттягивая контрольные стопоры и выключая собачки на ручке.

ИНСТРУКЦИЯ

по пользованию механизмом аварийного выпуска шасси

Механизмом аварийного выпуска шасси разрешается пользоваться только в случае невыпускания ног шасси посредством сжатого воздуха.

Выпускать ноги шасси аварийным опускателем необходимо следующим образом:

1. Закрывать вентиль баллона сжатого воздуха.
2. Стравить воздух из цилиндров подъема шасси, поставив ручку крана управления подъемом и опусканием шасси в нейтральное положение.

Категорически запрещается опускать ноги шасси механизмом аварийного выпуска при наличии воздуха в цилиндре подъема.

3. В случае нестравливания воздуха из цилиндров из-за отказа крана при положении ручки крана „нейтрально“ (о чем можно узнать по манометру), необходимо ручку крана поставить опять в положение „шасси убрано“ (вверх).

Воздух из цилиндров стравливать через тормозную сеть, нажимая несколько раз на рычаг управления тормозами, расположенный на ручке управления самолета.

Убедившись по манометру (на 50 ат), что воздух из цилиндров стравлен, поставить ручку крана в положение „шасси выпущено“ (вниз).

4. Обе ноги шасси необходимо выпускать одновременно.
5. Для выпуска ног шасси необходимо включать верхние рычажки, расположенные на ручке аварийного опускателя: правый рычажок следует перекинуть вперед, а левый — назад. Плавно качая ручку аварийного опускателя вперед и назад, опустить обе ноги шасси.

Ручкой надо двигать до тех пор, пока не будет тугого хода. Если тугой ход почувствуется при движении ручки на себя, то необходимо правый рычажок перекинуть назад (выключить) и продолжать движение ручкой.

Если тугой ход почувствуется при движении ручки от себя, то необходимо левый рычажок перекинуть вперед (выключить) и продолжать движение ручкой.

В приборе сигнализации подъема шасси должны выйти две стрелки и показать „шасси выпущено“.

6. Открыть вентиль баллона сжатого воздуха.
7. После посадки самолета обязательно перемотать трос аварийного опускателя с барабана на ролик подкоса шасси.
8. Перематывание троса с барабана аварийного опускателя производится на земле. При этом рычажки, расположенные на ручке аварийного опускателя, необходимо выключить.

Нажимая вниз на педальки контрольных стопоров, освободить барабан, на котором намотан трос. Под действием растянутого шнурового амортизатора трос перематывается на большой ролик складывающегося подкоса. В случае тугого хода перематывания троса под действием амортизатора может не произойти. В этом случае необходимо перемотать трос руками, вращая ролик, расположенный на подкосе.

Тормозное управление

Установленные на самолете пневматические тормоза (рис. 75) питаются от того же баллона и через те же редуктор и фильтр, что и управление шасси.

Тормозное управление состоит из крана, управляемого рычагом, укрепленным на ручке пилота, золотника и пары тормозных колес. Все агрегаты соединены стальным трубопроводом сечением 4×6 мм. В местах, где проводка перемещается при движениях ручки управления или при осадке амортизаторов шасси, поставлен дюритовый шланг.

Торможение происходит при нажмие вниз рычага управления тормозным краном. Рычаг соединен с тормозным краном тросом, заключенным в боуденовскую оболочку. Воздух из общей магистрали поступает к золотнику, соединенному рычагом с педалями

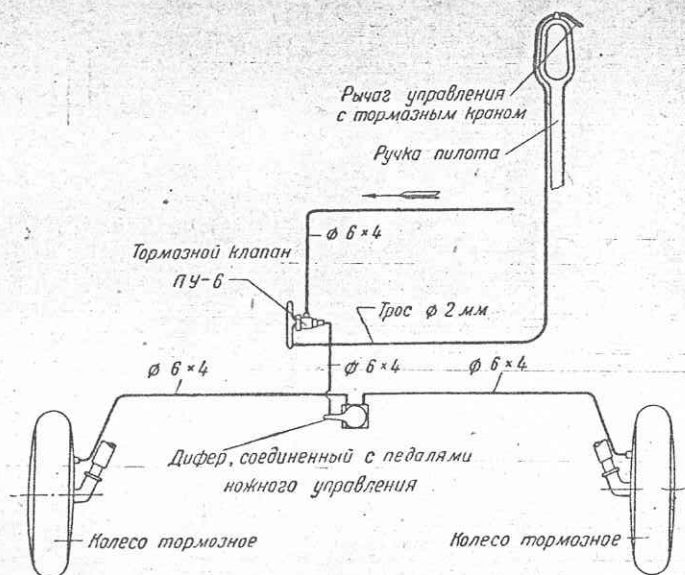


Рис. 75. Схема тормозного управления

ножного управления. Если педали ножного управления стоят нейтрально, то воздух поступает через золотник одновременно в камеры тормозов обоих колес.

Давая левую или правую ногу, мы соответственно растормаживаем правое или левое колеса. Для прекращения торможения нужно прекратить давление на рычажок.

Тормозное колесо

Тормозное колесо (рис. 76) состоит из наружного вращающегося барабана *А* и неподвижной внутренней части — тормоза с колодками. На ободе внутренней части колеса расположена резиновая камера *Б*, сообщающаяся с воздухопроводом через ниппель *В*.

На камере *Б* лежат колодки *Г* из специальной фрикционной пластмассы. Они снабжены шипами *Д*, которыми входят в прорези обода. Прорезы препятствуют колодкам перемещаться по окружности. Снизу к колодкам прикреплены профильки *Е*, на борта которых положены пружины *Ж*, стягивающие колодки на ободе.

При сообщении давления воздуха в камеру *Б*, колодки расходятся и прижимаются к внутренней поверхности вращающегося барабана *А*, тормозя его. После выпуска воздуха из камеры

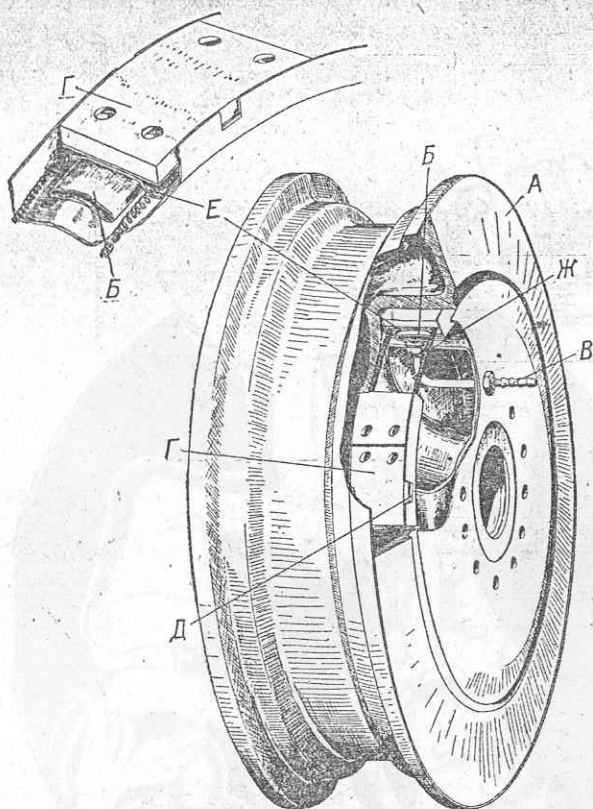


Рис. 76. Тормозное колесо

Б колодки под действием пружин *Ж* отжимаются от барабана *А* и торможение прекращается.

Кран тормозного управления

Кран тормозного управления (рис. 77) служит для управления подачей воздуха в тормоза. Кран устроен так, что он одновременно является редуктором. Чем больший ход сообщаем кулачку крана, тем под большим давлением воздух выпускает кран в сеть. Нормально необходимо давление 4—5 ат. На рычаге *А* устроен регулирующийся штифтик *Б*, который регулирует величину хода.

Кран укреплен на трубе фюзеляжа с помощью нормального хомута. Рычаг *А* снабжен пружиной *В* для вытягивания троса при растормаживании.

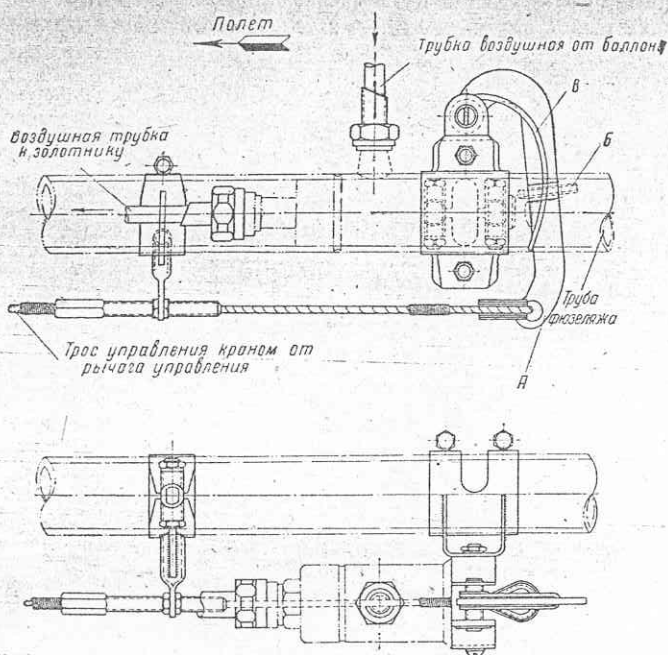


Рис. 77: Установка клапана ПУ-6 тормозного управления

Золотник

Золотник служит распределителем воздуха между правым и левым колесами. Укреплён он на кронштейне ножного управления и управляется одновременно с педалями тягой *А*.

Схема зарядки амортизатора шасси показана на рис. 78.

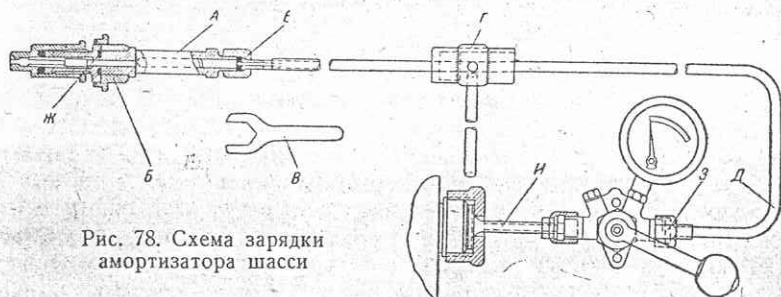


Рис. 78. Схема зарядки амортизатора шасси

§ 7. КОСТЫЛЬ

Установка костыля (рис. 79—80) состоит из костыля *А* и воздушно-масляного амортизатора *Б*. Они соединены между собой болтом *В* и укреплены в хвостовой части фюзеляжа в

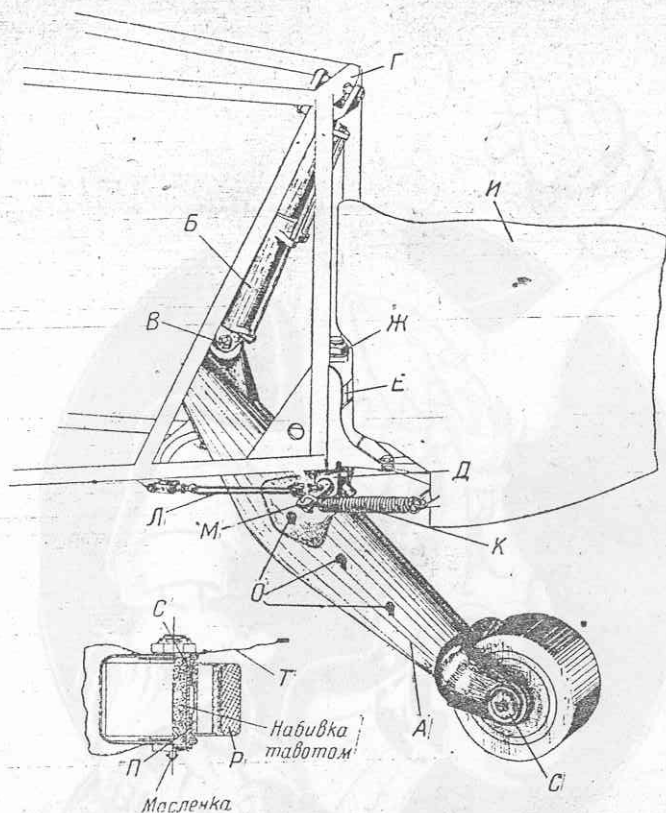


Рис. 79. Установка костыля

двух точках. Верхним креплением амортизатора служит узел *Г* концевой рамы, к которому амортизатор крепится посредством кардана. Нижним креплением костыля служит шкворень *Д*, который проходит через втулку *Е*, приваренную к нижней концевой поперечине фюзеляжа. Шкворень крепится гайкой *Ж*.

Для облегчения вращения шкворня, сверху и снизу проложены шайбы. В шкворне *Д* в трубке имеются масленки, обеспечивающие должную смазку, предохраняющую шкворень от преждевременного изнашивания.

Управление костью осуществляется педалями ножного управления, соединенными тросами с рулем поворота *И*. Нижние рычаги руля поворота связаны стальными пружинами *К* с осевым болтом *М* кости.

Шарнирное крепление кости позволяет поворачиваться кости при рулежке вправо и влево на угол 11° от продольной



Рис. 80. Установка хвостовой лыжи

оси самолета. Ограничителями хода служат тросы *Л*, диаметром 4,5 мм, регулируемые специальным болтом.

Тело кости сварено из листового хромансиля толщиной 1,5 мм. В пустотелый кость для жесткости вварены трубчатые пистоны *О*. В средней части кости с обеих сторон приварены щеки с трубкой, в которую вставлена бронзовая втулка под осевой болт *М*, составленный из двух половин.

Болтом *М*, служащим осью качания, кость крепится к вилке шкворня *Д*. Нижний вильчатый конец кости несет колесо, обтянутое сплошной резиной.

Имеется второй вариант кости, снабженный пяткой с ребром (типа И-15бис). Пятка крепится к кости своими ушками на

двух болтах. Верхний конец костыля имеет ушко для присоединения амортизатора.

Колесо состоит из обода, обтянутого снаружи резиной *Р*. В обод вставлены бронзовые втулки *П* с отверстиями, в которые

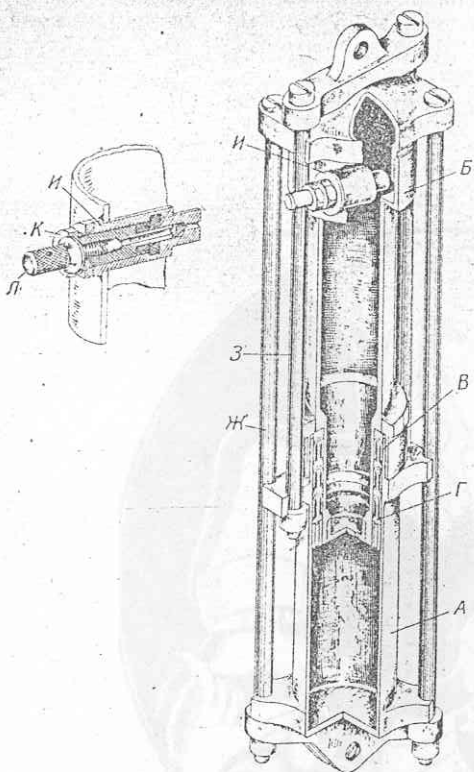


Рис. 81. Амортизатор костыля

А — цилиндр, Б — поршень, В — манжета, Г — опорное кольцо, Ж — стяжной болт (длинный), З — стяжной болт (короткий), И — зарядный штуцер, К — игольчатый клапан, Л — пробка

перед постановкой колеса набивают графит. Болт С, на котором вращается колесо, снабжен масляной нормального типа. На оси укреплен тросик Т с металлическим наконечником, служащий заземлением при стоянке. Болт С контрится корончатой гайкой.

Амортизатор костыля (рис. 81) работает подобно амортизатору шасси. Он состоит из цилиндра А и поршня Б, снабженного тремя манжетами В, представляющими собою уплотнительную систему. В цилиндр залито $175 \pm 1,5 \text{ см}^3$ жидкости, состоящей из 70% глицерина и 30% этилового спирта.

Цилиндр и поршень имеют фланцы, через отверстия в которых проходят одна пара коротких З и одна пара длинных Ж стяжных болтов, связывающих цилиндр с поршнем.

В нерабочем положении амортизатор растянут и поршень занимает верхнее положение, как показано на рис. 81.

При ударе костыля о землю нижняя траверса амортизатора движется вниз, через длинные стяжные болты Ж нажимает на верхний фланец поршня и вдавливает поршень в цилиндр.

При этом жидкость через отверстия в днище поршня переливается из цилиндра в поршень.

Начальное давление воздуха в амортизаторе $20 \pm 15 \text{ ат.}$

Зарядка воздухом амортизатора костыля

Перед зарядкой амортизатора необходимо поднять хвост самолета, оперев концы стержня, проходящие через втулки концевой части фюзеляжа, на вилку хвостового козелка.

На выступающие наружные концы стержня повесить груз (мешки с песком), чтобы предотвратить капотирование самолета.

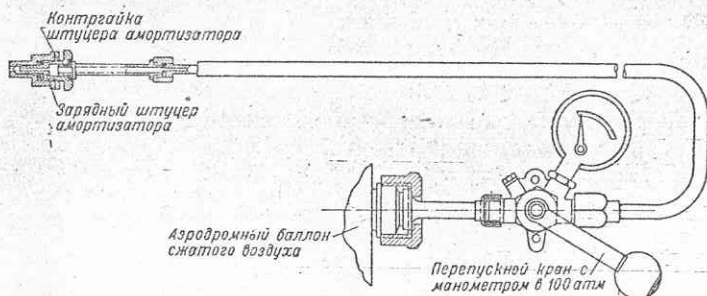


Рис. 82. Схема зарядки амортизатора костыля

Зарядку производить с помощью нормального (такого же, что и для И-15 бис) приспособления (рис. 82), которое используется и для зарядки воздухом шасси. Амортизатор костыля следует заряжать до давления 20 ± 1^0 ат в следующей последовательности:

I. Соединение

1. Снять пломбу.
2. Отвернуть предохранительный колпачок игольчатого клапана.
3. Ключом отвернуть контргайку.
4. Ввернуть штуцер клапана А (рис. 78) с надетой на него шайбой Б в игольчатый клапан амортизатора (ввертывать ключом В), не довернув на одну нитку.
5. Надеть торцевой ключ Г на трубу Д так, чтобы шестигранник был обращен концом с меткой 17 к ниппелю амортизатора.
6. Соединить штуцер клапана А с трубкой Д, гайкой Е, положив между ними шайбу Ж (ввертывать ключом В).
7. Установить перекрывной кран на баллон сжатого воздуха и присоединить к перекрывному крану трубку Д гайкой З. Перекрывной кран соединить с баллоном через муфту И.
8. Отвернуть иглу амортизатора торцевым ключом Г на половину или на три четверти оборота влево.
9. Постепенно открывать клапан баллона сжатого воздуха и этим пустить воздух в амортизатор; при этом следует первоначально дать давление на 3—5 ат больше, а затем его сравнить до 20 ат.

II. Разъем

1. Завернуть иглу амортизатора доотказа вправо (торцевым ключом Г), после чего закрыть клапан баллона сжатого воздуха.
2. Разъединить деталь Д с перекрывным краном.
3. Разъединить штуцер клапана А с трубкой Д, отвернув гайку Е влево ключом В.
4. Вывернуть штуцер клапана из иглы амортизатора.
5. Снять торцевой ключ Г с трубки Д.
6. Завернуть контргайку.
7. Навернуть предохранительный колпачок зарядного штуцера амортизатора и запломбировать его.

§ 8. ЗИМНЕЕ ШАССИ

Для зимнего периода вместо колес устанавливаются лыжи А (рис. 83) смешанной конструкции и амортизатор Б для отклонения лыжи от горизонтального положения. При убиении шасси лыжа поджимается под фюзеляж (см. положение А₁).

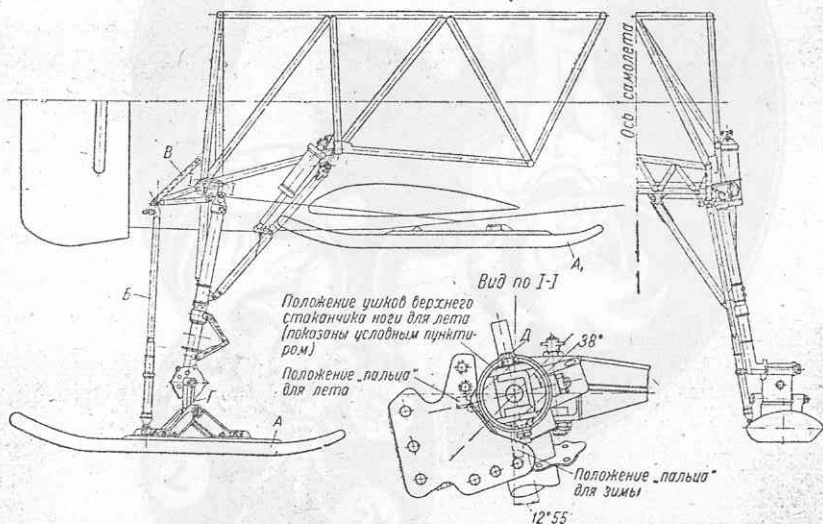


Рис. 83. Зимнее шасси

Амортизатор Б представляет собою масляно-пневматический амортизатор двойного действия (работающий на растяжение и на сжатие), позволяющий лыже отклоняться от горизонтального положения вверх и вниз. При уборке и выпуске шасси амортизатор удерживает лыжу в горизонтальном положении. Своим

верхним концом амортизатор крепится к кронштейну В, закрепленному на фюзеляже.

Лыжа крепится к тормозному диску амортизационной ноги шасси через переходную серьгу Г девятью болтами из хромансиля диаметром 6 мм.

Управление шасси зимнего периода то же, что и для летнего шасси (см. техническое описание).

Порядок перехода с летнего шасси на зимнее

1. Отъединить ногу от болта узла фюзеляжа.
2. Повернуть болт узла фюзеляжа (указанный на выноске рис. 83).
3. Повернуть верхний стаканчик ноги шасси, соответственно надписи на выноске рис. 83).
4. Перевести палец из „летнего“ в „зимнее“ положение.
5. Поставить лыжу А и укрепить к ней и к кронштейну фюзеляжа амортизатор В лыжи.
6. Установить стопорный болт в узел фюзеляжа.
(Подробнее см. кн. III).

Лыжа

Убирающаяся смешанной конструкции лыжа состоит из деревянной части типа лыжи самолета И-16 и дюралюминового кабана. Кабан состоит из двух кронштейнов, каждый из которых крепится к деревянной части лыжи двенадцатью болтами диаметром 8 мм, изготовленными из стали марки С6155. Кронштейны соединены между собой осью и раскосом из хромансиля, термически обработанного до $K_z = 90-110 \text{ кг/мм}^2$. На ось надета переходная серьга, через которую лыжа крепится к амортизационной ноге. Переходная серьга изготовлена из хромансиля, термически обработанного до $K_z = 110-130 \text{ кг/мм}^2$.

В передней части кронштейна кабана установлен карданный болт для крепления амортизатора лыжи.

Кронштейн крепления амортизатора лыжи к фюзеляжу

Кронштейн В выполнен из хроманселевых труб, термически обработанных до $K_z = 90-110 \text{ кг/мм}^2$. Двумя точками при помощи хомутов кронштейн крепится к трубам передней рамы фюзеляжа и одной точкой к карданному узлу шасси на фюзеляже. Для крепления амортизатора лыжи кронштейн имеет карданный болт.

Амортизатор лыжи

Амортизатор лыжи (рис. 84) представляет собою масляно-пневматический амортизатор двойного действия, т. е. работающий и на растяжение и на сжатие. Ход растяжения равен 61 мм,

а ход сжатия равен 120 мм. Амортизатор состоит из цилиндра *А* и двух штоков — наружного *Б* и внутреннего *В*.

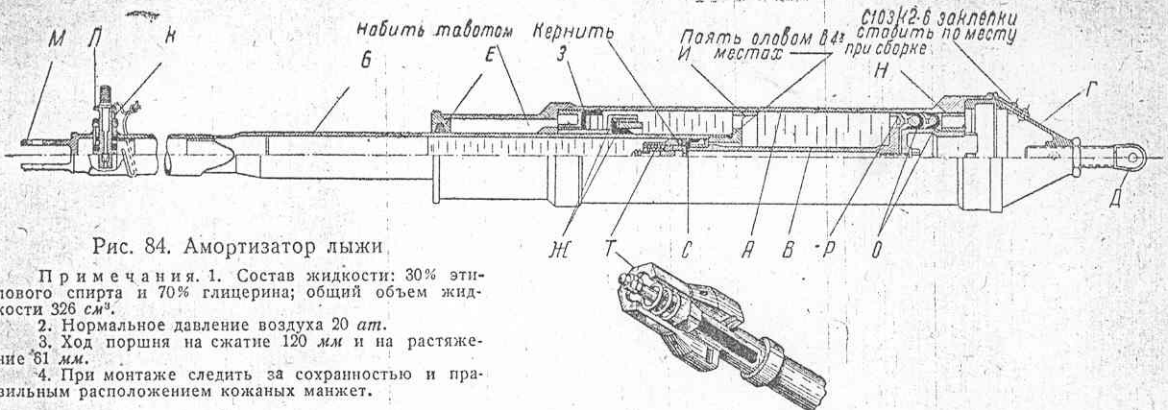


Рис. 84. Амортизатор лыжи

Примечания. 1. Состав жидкости: 30% этилового спирта и 70% глицерина; общий объем жидкости 326 см³.

2. Нормальное давление воздуха 20 ат.

3. Ход поршня на сжатие 120 мм и на растяжение 81 мм.

4. При монтаже следить за сохранностью и правильным расположением кожаных манжет.

Цилиндр *А* изготовлен из хромансигевой стали марки 30ХГСА, термически обработанной до $K_2 = 90-110 \text{ кг/мм}^2$.

В нижний конец цилиндра укреплен на резьбе дуралюминовый стаканчик *Г*, в который ввернут упорной болт *Д* из хромансигевой стали марки 30ХГСА, закаленный до $K_2 = 110-130 \text{ кг/мм}^2$. Упорным болтом *Д* амортизатор крепится к лыже. Верхний конец цилиндра снабжен салником *Е*.

Наружный шток *Б*, который выгибается из цилиндра при растягивающем ходе амортизатора, изготовлен из хромансигевой стали марки 30ХГСА и термически обработан до $K_2 = 110-130 \text{ кг/мм}^2$.

На поршень надета стальная втулка *Ж*, снабженная кожаными манжетами *З*, укрепленными на втулке кольцами.

В нижний конец штока *Б* ввернута стальная гайка *И*, имеющая восемь отверстий диаметром 6 мм для прохода жидкости. В верхний конец штока *Б* заварен зарядный штуцер *К*, имеющий игольчатый клапан *Л*. Ушками *М* верхний конец штока амортизатора крепится к кронштейну, установленному на фюзеляж.

Внутренний шток *В* выточен из стали марки С40. Он при сжимающем ходе амортизатора входит во внутреннюю полость штока *Б*. На нижнем конце штока *В* зажимным

кольцом *H* укреплены две кожаные манжеты *O*, опирающиеся на кольца *P*.

С наружной стороны верхней части поршня укреплена уплотнительная кожаная манжета *C*. В стенке поршня *B* просверлено 12 отверстий диаметром 3 мм.

Верхний конец поршня *B* закрыт пружинным клапаном *T*, открывающимся вверх при рабочем ходе амортизатора, т. е. при его растяжении или сжатии. Когда давления над клапаном и под клапаном одинаковы, клапан закрыт под действием пружины.

В амортизатор заливают жидкость, состоящую из 30% спирта и 70% глицерина. Общий объем жидкости 326 см³.

Начальное давление воздуха 20 ат.

Лыжа костыля

Под костыль в зимнее время устанавливается нормальная (хвостовая лыжа), которая крепится к костылю болтом (рис. 80). Лыжа эта снабжена амортизатором диаметром 18 мм, растяжение которого ограничивает стальной трос диаметром 4 мм.

Лыжа имеет ясеневую подошву с внутренней фанерной накладкой, на которой расположены средний и два боковых бруска. По концам бруска связаны бобышками. Средний брусок несет узел крепления лыжи к костылю. Снаружи лыжа обшита фанерой и по бокам окована листовым дуралюмином.

ГЛАВА III

ВИНТОМОТОРНАЯ ГРУППА

§ 9. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА МОТОРА

Мотор М-62 — девятицилиндровая однорядная звезда воздушного охлаждения. Порядок номеров цилиндров идет от верхнего по часовой стрелке (если смотреть от пилота). Направление вращения винта — по часовой стрелке (если смотреть из кабины летчика). Мотор снабжен карбюратором К-25-4Д или АК-25-4ДФ.

Данные мотора М-62 следующие:

Диаметр цилиндра	$D = 155,5$ мм
Ход поршня	$S = 174,5$ "
Рабочий объем всех цилиндров	$V = 29,8$ л
Степень сжатия	$\epsilon = 6,4^{+0,1}$
Передача к нагнетателю: — 1-я скорость	7,14 : 1
2-я "	10 : 1

Мощность мотора:

а) взлетная мощность	1000 л. с.
	при 2200 об/мин и
	$P_k = 1050$ мм рт. ст.
б) номинальная мощность у земли	830 л. с.
	при 2100 об/мин и
	$P_k = 900$ мм рт. ст.
в) номинальная мощность на расчетной высоте	
1-я скорость	850 л. с.
	при 2100 об/мин
	$P_k = 900$ мм рт. ст.
	$H = 1530$ м
2-я скорость	800 л. с.
	при 2100 об/мин и
	$P_k = 900$ мм рт. ст.
	$H = 4200$ м

Питание:

Бензиновая помпа БНК-5Б.

Топливо с октановым числом 90—92 (по Вокеша).

Удельный расход топлива:

275—295 г/л. с. ч. для 1-й скорости и номинального режима.	
260—280 г/л. с. ч. " 1-й " и эксплуатационного режима.	
280—300 г/л. с. ч. " 2-й " и эксплуатационного режима	
300—320 г/л. с. ч. " 2-й " и номинального режима.	

Смазка:

Смазка — под давлением.

Маслопомпа шестеренчатая.

Удельный расход масла на эксплуатационном режиме не более 12 г/л. с.ч.

Весовые и габаритные данные:

Вес сухого мотора — 490 кг.

Диаметр мотора — 1375 мм.

Длина мотора (без самотпуска) — 1100 мм.

§ 10. СИСТЕМА БЕНЗОПИТАНИЯ МОТОРА

Бензопровод

В систему бензопитания мотора (рис. 85 и 86) входят следующие части бензосистемы, арматуры и трубопроводки:

1) Бензобак *А*, пожарный кран *Ж*, управляемый из кабины, фильтр *Е*, бензопомпа *Д* с приводом от мотора и трубопровод с арматурой.

2) Заливная система, состоящая из заливного бачка *Б*, насоса *В*, трехходового крана *Л* и трубопровода с арматурой.

3) Контрольные приборы: манометр *К* (часть трехстрелочного индикатора), мановакуумметр *И*, установленный на доске приборов и механический бензиномер.

4) Дренаж мотора и бака со сливным краном.

Горючее в карбюратор и цилиндры подается под давлением следующим образом. Ручка трехходового крана устанавливается в положение „карбюратор“. Затем насосом (8—10 качаний) создается в заливном бачке давление, которое гонит бензин через трехходовой кран в трубопровод. После заливки карбюратора ручка крана устанавливается в положение „мотор“.

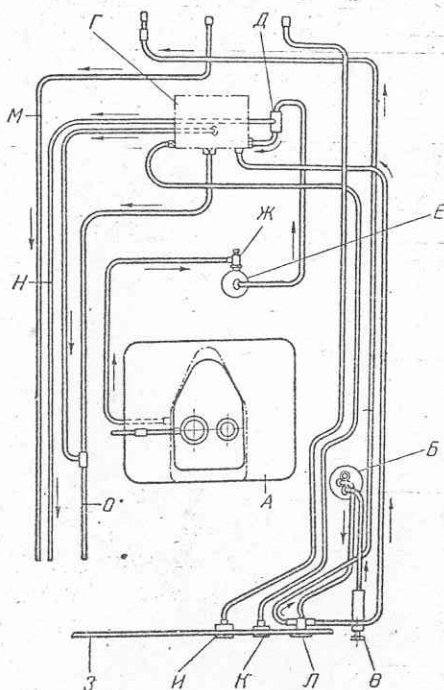


Рис. 85. Принципиальная схема бензопровода и заливки

А — главный бензиновый бак, *Б* — заливной бачок, *В* — заливной насос, *Г* — карбюратор, *Д* — бензопомпа, *Е* — бензофильтр, *Ж* — пожарный кран, *З* — доска приборов, *И* — мановакуумметр, *К* — трехстрелочный индикатор, *Л* — трехходовой кран, *М* — слив из мотора, *Н* — слив из бензопомпы, *О* — слив из карбюратора

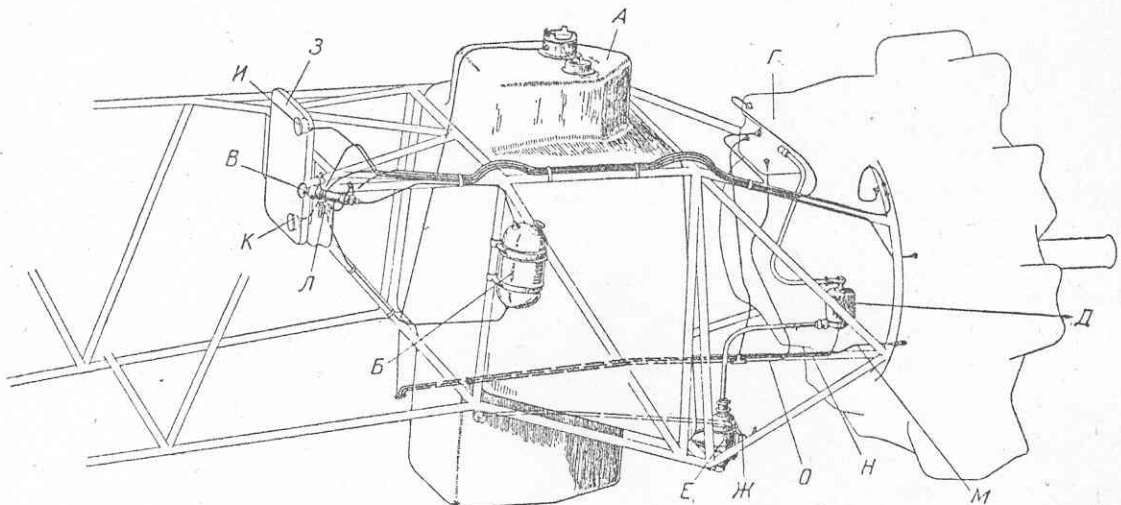


Рис. 86. Монтажная схема бензопровода

А — бензиновый бак, Б — заливной бачок, В — заливной насос, Г — карбюратор, Д — бензопомпа, Е — бензофильтр, Ж — пожарный кран, З — доска приборов, И — мановакууметр, К — трехстрелочный индикатор, М — слив из мотора, Н — слив из бензопомпы, О — слив из карбюратора, Л — трехходовой кран

Питание мотора горючим (рис. 85 и 86) идет следующим образом. Горючее из бака через открытый пожарный кран поступает в нижнюю часть фильтра, откуда, проходя через сетки, идет в бензопомпу. Бензопомпное горючее гонится в карбюратор.

Дренажем (дренажными трубками) снабжены:

- 1) карбюратор и помпа для отвода бензина,
- 2) бензиновый бак для сообщения с атмосферой,
- 3) рубашка карбюратора для слива воды, сконденсировавшейся при подогреве карбюратора отработанными газами.

Весь дренаж выведен с левой стороны фюзеляжа за бензобаком у рамы 3—4.

Механический бензиномер

Для определения количества горючего в баке на самолете смонтирован механический поплавковый дистанционный управления бензиномер (схему установки и проводки см. на рис. 87).

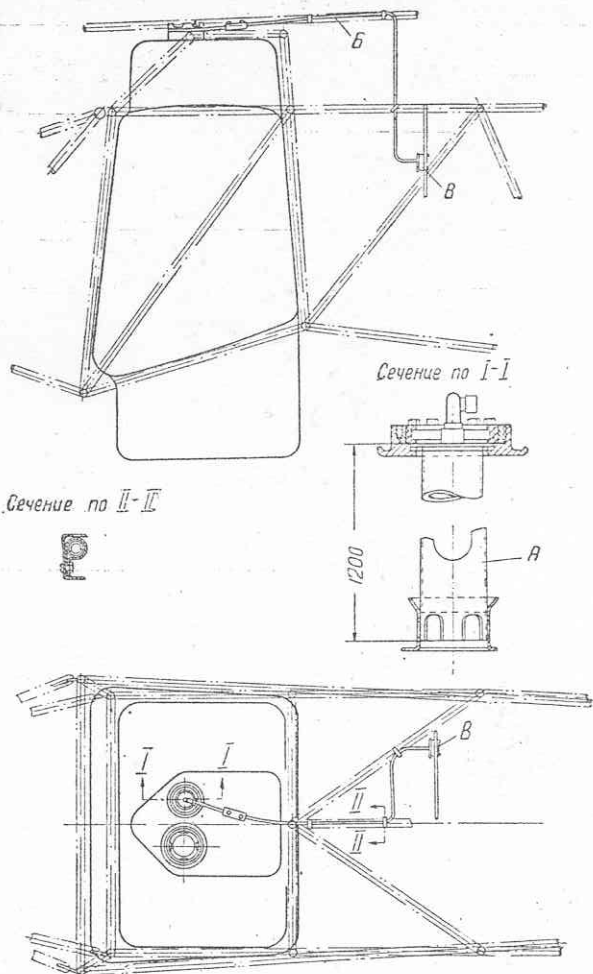


Рис. 87.
Монтажная
схема
механического
бензиномера

Устройство бензиномера следующее:

В бензобаке установлена дуралюминовая труба *А* (колодец), внутри которой находится направляющая дуралюминовая трубка с продольной прорезью. По трубке ходит пробковый поплавок с роликом, входящим в прорезь направляющей трубки.

Мягкий трос *Б*, заключенный в оболочку, идет от приборной доски до бака и через горловину входит в направляющую трубку.

На одном конце троса (в баке) припаян конус, а другой конец троса намотан на барабан бензиновых часов *В*.

Для определения количества бензина нужно ручку бензочасов вращать по часовой стрелке. При этом стрелка из начального положения „240 кг“ отойдет и остановится против деления шкалы, указывающего количество бензина, оставшегося в баке. Вращать ручку часов нужно до тех пор, пока стрелка не остановится.

В полете при расходовании бензина поплавков с роликами следует за уровнем бензина в баке. При замере бензина вращением ручки бензочасов трос барабана сматывается и конус, опускаясь, заклинивается в ролике поплавка.

Такой бензиномер безопасен в пожарном отношении, прост при монтаже, надежен и удобен в эксплуатации; ошибки в показаниях не превышают 3%.
.

Бензобак

Бак емкостью 316 л (240 кг) сварной из материала Д11М и Д11П (хорошо сваривающийся алюминиево-марганцевый сплав с $K_s = 10 - 13,5 \text{ кг/мм}^2$). Бак состоит из крышки *А* (рис. 88), верхнего днища *Б*, нижнего днища *В*, обечаек *Г* и *Д* и нижней крышки *Ч*. Внутри бака для жесткости вклепаны два ряда горизонтальных перегородок *Д* по четыре штуки в каждом ряду и три вертикальных перегородки *Е*. Головки заклепок снаружи обечаек разварены.

На крышке *А* бака, изготовленной из листового материала толщиной 1,2 мм, расположены горловина трубы бензиномера *Ж* и заливная горловина *З*. Последняя снабжена фильтром, прикрепленным цепочкой к пробке горловины. К корпусу этой горловины приварен штуцер *Л* для присоединения дренажной трубки.

Обечайка *Г* бака, изготовленная из материала толщиной 1 мм, ужесточена продольными и поперечными зиговками. На нижней обечайке *Д*, с левой стороны по полету, приварен штуцер *И* с трубкой *К* для забора бензина из бака.

На боковых поверхностях вварены колпачки *О* для обеспечения зазора между баком и регулировочными кронштейнами нижних пулеметов.

Нижнее днище *В* изготовлено из материала толщиной 1,5 мм. На нижней крышке *Ч* приварены центрирующие гнезда *П* и *Ш*

для трубки бензиномера *Н* и заборной трубки *К* и штуцер сливной пробки *Р*.

Сливная пробка изготовлена в виде гайки с резьбой и внутренним конусом. При заворачивании пробки конус упирается в бортик приваренного к баку штуцера, создавая герметичность соединения.

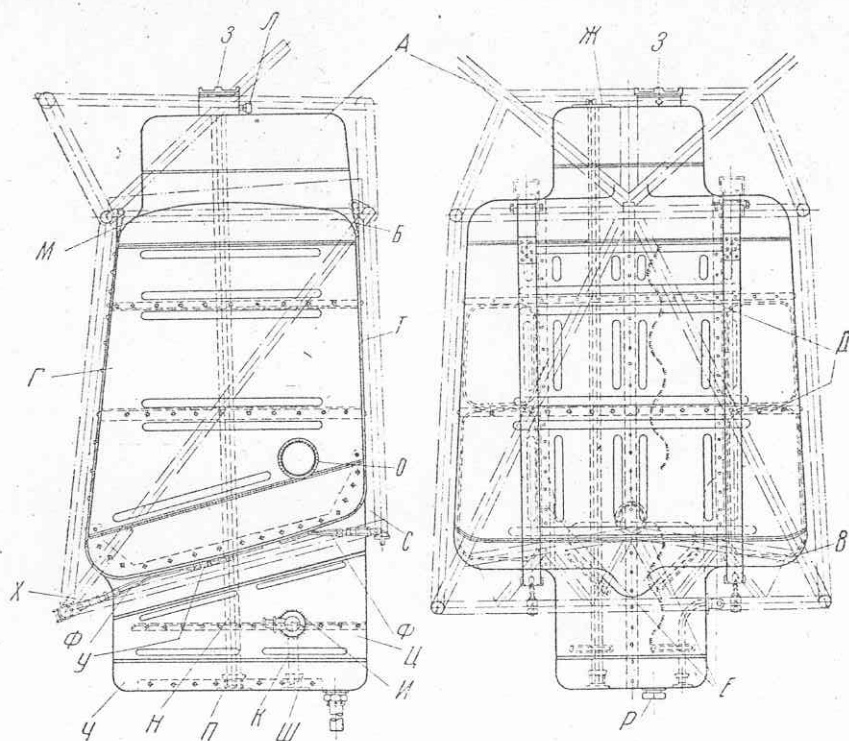


Рис. 88. Установка бензинового бака

Все перегородки бака имеют отбортованные отверстия.

Бак устанавливается в переднем отсеке фюзеляжа. Верхней опорой его являются две пулеметных балочки.

Крепится (подвешивается) бак на четырех лентах *Т* из нержавеющей стали толщиной 0,8 мм с $K_2 = 60 \text{ кг/мм}^2$.

Натягиваются ленты попарно тандерами *У*, контрящимися оцинкованной проволокой диаметром 0,8 мм.

Продольная устойчивость бака обеспечена четырьмя оттяжками *Ф*, приваренными электроточками к основным лентам *Т*. Передние оттяжки крепятся к хомутам, установленным на трубах рамы 1—2 фюзеляжа, а задние — к кронштейнам на полке лонжерона нижнего крыла. Все оттяжки снабжены тандерами.

Протектор — многослойное по составу резиновое покрытие бака (рис. 89) — при простреле, соприкасаясь с вытекающим бензином, дает местное набухание, которое плотно закрывает пробоину и приостанавливает вытекание горючего из бака.

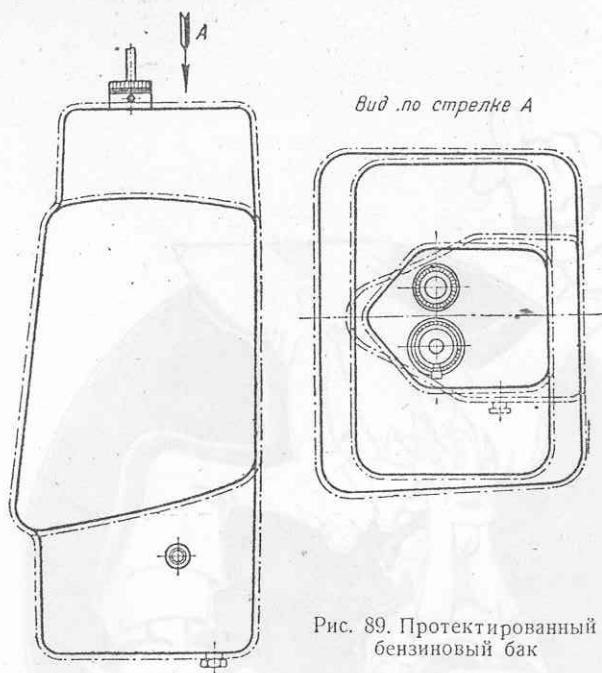


Рис. 89. Протектированный бензиновый бак

Бак покрывается серийным протектором, изготовленным заводом „Каучук“ по техническим условиям НИИРП. Штуцеры бака протектируются до сварочных швов.

Пожарный кран

Пожарный кран (рис. 90) состоит из корпуса *Д*, крышки *Е*, гайки *Ж*, штока *З*, шайбы *И*, двух клапанов *Т*, рычага *Л*, кольца сальника *М*, винта *Н*, шпильки *О*, пружинки *Р* и штуцера *С*.

При движении ручки управления в кабине самолета „на себя“ рычаг *Л* поворачивается на 90° и с помощью штока *З* и шайбы *И*, перекрывает клапанами *Т* отверстия зеркала крышки *Е*, закрывая доступ горючего из бака в фильтр. В полете кран открыт, что соответствует положению ручки управления „от себя“. Плотное прилегание клапанов к зеркалу обеспечивается шлифовкой клапанов *Т* и наличием пружины *Р*.

В качестве набивки сальника использована прессованная пробка. Гайка сальника *С* контрится фиксатором *А* и хомутом *Б*.

Пожарный кран установлен на фильтре с помощью ниппеля *В* и накидной гайки *Г*. Такая конструкция облегчает установку крана и обеспечивает герметичность соединения.

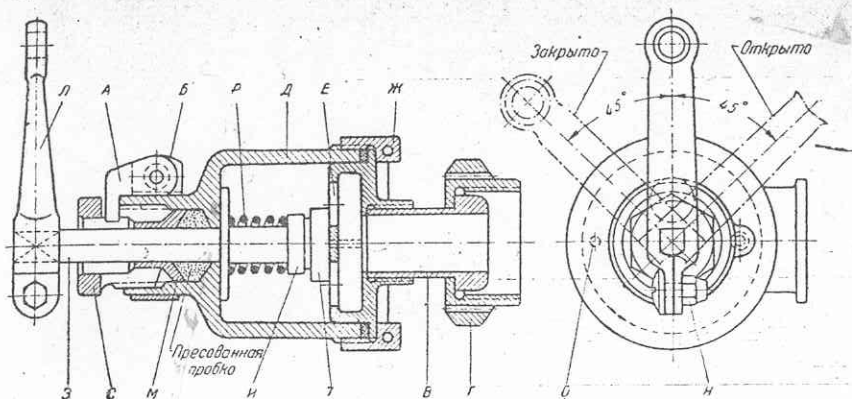


Рис. 90. Пожарный кран

Пожарный кран на самолетах выпуска первых серий спарен с масляным и имеет общее управление (подробнее см. описание управления масляным краном рис. 102).

Фильтр бензосети

Фильтр бензосети (рис. 91) состоит из корпуса *А*, внутренней крышки *Б*, уплотнительного кольца *Г*, наружной крышки *В*, нажимной втулки *Д*, сливной пробки *Е*, ручки *Ж*, наружной сетки *И*, внутренней сетки *К* и штуцера *Л*.

Дуралюминовый корпус фильтра совместно с сетками закрывается путем распираания стальной нажимной втулкой *Д* дуралюминовых крышек *Б* и *В*. Для большей герметичности между крышкой *Б* и корпусом *А* проложено свинцовое кольцо *Г*.

Наружная и внутренняя сетки (рис. 92) имеют форму стаканов.

В фильтре сетки поддерживаются стальной пружиной, которая одним концом упирается в крышку *Б*, а другим — в фланец наружной сетки. Внутренняя сетка имеет свой фланец, накладываемый на фланец наружной сетки. Таким образом давление пружины через фланец наружной сетки передается на фланец внутренней сетки, который конусным выступом входит в верхнее отверстие корпуса фильтра.

Для того, чтобы при разборке фильтра в случае заклинивания внутренней сетки в отверстии корпуса, легко было вынимать наружную и внутреннюю сетки, сделаны специальные шпильки, закрепляющие фланец внутренней сетки к фланцу наружной (поставлены шплинты).

Бензин, заполнивший корпус через боковой штуцер, проходит обе сетки и через верхний штуцер и трубопровод поступает в бензопомпу.

Стальная пробка *Е* служит для слива горючего из бензосети. Так как нажимная втулка *Д* имеет левую резьбу, а пробка *Е*

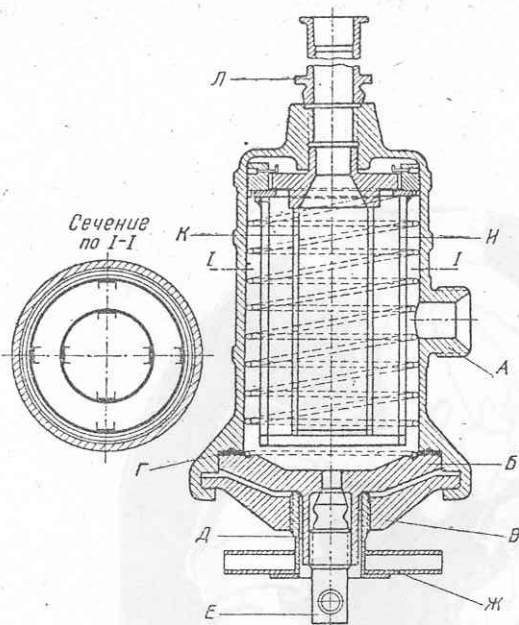


Рис. 91. Бензиновый фильтр

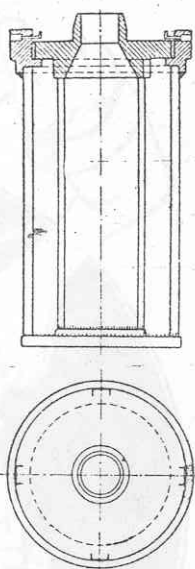


Рис. 92. Сетка фильтра

правую, то при работе пробкой *Е* плотность закрытия фильтра не нарушается. Помимо этого, возможно контролировать обе детали одной булавкой.

Фильтр на сварном кронштейне установлен перед противопожарной перегородкой в нижнем правом углу рамы *1—2* фюзеляжа.

На самолетах последующих выпусков штуцер *Л* снят ввиду изменения крепления бензопровода к фильтру.

Заливной бачок

Сварной заливной бачок (рис. 93) емкостью 2,5 л состоит из крышки *А*, обечайки *Б* и доньшка *В*.

Крышка, обечайка и доньшко изготовлены из материала Д11М толщиной 0,8 мм. Обечайка имеет зиговку, которая служит для жесткости и предохраняет от сползания крепежных лент. К крышке *А* приварен воздушный штуцер *Г*, через который насосом

нагнетается воздух, необходимый для создания давления внутри бачка. К крышке приварена заливная горловина *Е*.

Пробка заливной горловины состоит из двух крышек *К* и *Ж* и распорного винта *М*.

При завинчивании этот винт распирает крышки и создает уплотнение между крышкой *Ж* и горловиной *Е*.

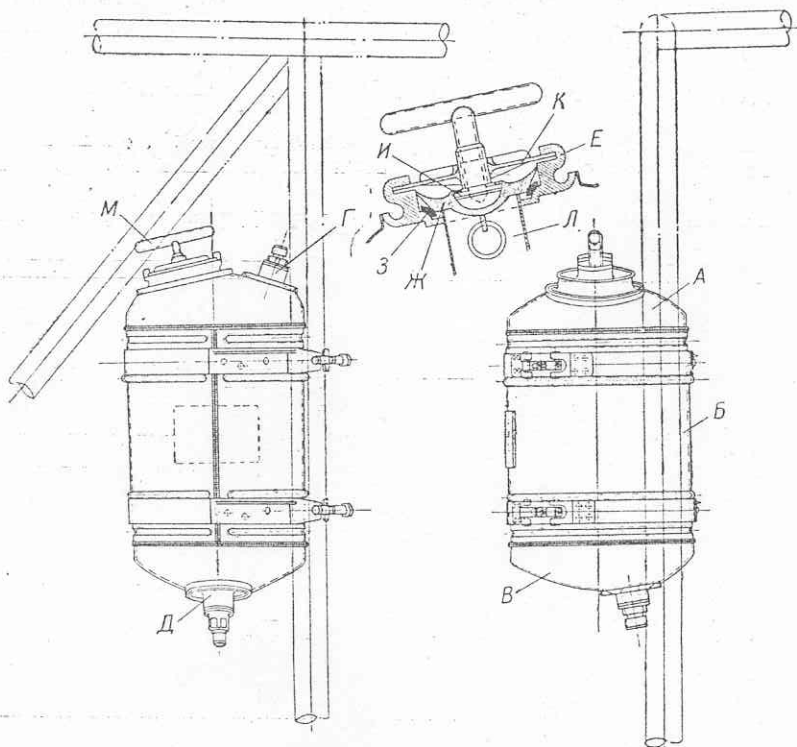


Рис. 93. Заливной бачок

Для улучшения герметичности введена прокладка *З*.

Шаровой конец *И* винта *М* удерживается от выпадания (при отвертывании крышки *Ж*) развальцованными краями крышки *Ж*.

К пробке заливной горловины цепочкой прикреплен фильтр *Л*. К доньшку *В* приварен штуцер *Д*, через который бензин под давлением поступает в трехходовой кран.

Заливной бачок установлен на правой стойке рамы 1--2 фюзеляжа на двух сварных хомутах-кронштейнах.

На самолетах последующих выпусков заливной бачок помещен внутри бензинового бака.

Схемы бензопроводки (рис. 85 и 86) соответственно изменились.

Заливной насос

Корпус насоса (рис. 94) состоит из латунного стакана *К* и припаянного к нему латунного корпуса *И* клапана. В этом корпусе смонтирован обратный клапан в виде шарика *М* и прижимающей его пружины *Н*, назначение которых — держать

Разрез по I-I

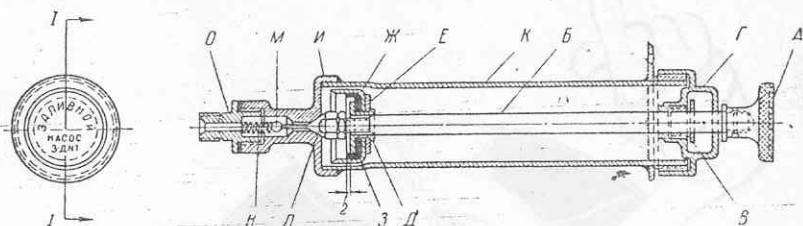


Рис. 94. Заливной насос

давление, созданное насосом в бачке. Обратный клапан закрыт ввернутым в него штуцером *О*. Поршень насоса состоит из латунного штока *Б* с дуралюминовой ручкой *А* и кожаной манжетой *Ж*. Манжета смонтирована на латунной втулке *Д*, на которой кожаная манжета *Ж* зажата между дуралюминовым кольцом *З* и шайбой *Е*. Поршень на штоке закреплен латунной иглой *Л*.

На штоке поршня *Б* припаяна упорная втулка *В*. На рис. 94 насос изображен в нерабочем положении — шток втулкой *В* ввернут в крышку *Г* и игла *Л* отжала шарик *М*. При таком положении насоса заливной бачок через кольцевое уширение в нижней части стакана *К* сообщен с атмосферой.

При работе насосом необходимо, поворачивая ручку *А*, вывернуть шток из крышки *Г* и вытянуть поршень так, чтобы втулка *В* вышла наружу через фигурную прорезь крышки. После этого следует повернуть шток на 50°. В это время шарик *М* сядет в свое гнездо и будет пропускать воздух лишь из насоса в бачок. Выступы втулки *В* при работе насосом будут служить ограничителем хода поршня.

После заливки карбюратора и мотора шток насоса ввинчивается в крышку *Г*. Игла *Л*, при этом, отождмет шарик клапана и тем самым спустит оставшееся в бачке давление. При этом воздух из бачка при отжатом шарике *М* пройдет между стенками манжеты *Ж* и кольцевым уширением стакана *К*.

Заливной насос двумя сварными хомутами укреплен на правом (по полету) верхнем лонжероне фюзеляжа между 3—4 и 5—6 рамами.

Трехходовой кран

Трехходовой кран (рис. 95) состоит из дуралюминового корпуса *А*, зеркала *Б*, стальной оси *В*, на которой посажена дуралюминовая шайба *Г* с неoleyколитовыми клапанами *Д* (3 штуки). Плотность прилегания клапанов к зеркалу достигается шлифовкой

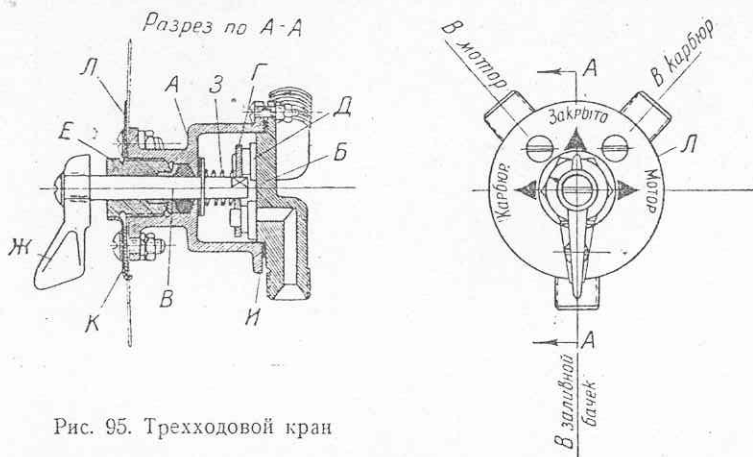


Рис. 95. Трехходовой кран

клапанов и постановкой пружины *З*. Кран снабжен сальником. Асбестовая набивка уплотняется гайкой *Е*. Гайка сальника контрится скобою *К*. Между корпусом и зеркалом поставлена фибровая прокладка *И*.

На корпусе *А* (поверх доски приборов) установлен указатель *Л*, по надписям которого устанавливается ручка *Ж*. Кран установлен на правой стороне приборной доски.

Трубопровод

Трубки от бака к пожарному крану и от помпы к карбюратору дуралюминовые, сечением 15×13 мм, имеют соединения типа АМ. Дуралюминовая трубка сечением 16×14 мм, соединяющая фильтр с помпой, имеет гибкое соединение из-за необходимости обеспечить целостность соединения при вибрациях мотора.

Основной частью этого гибкого соединения (рис. 96) является латунная втулка *А*, вставленная свободно, от руки, одним концом в трубку *Б*, а другим концом — в штуцер *В*. Поверх соединения надевается шланг *Г* из бензостойкой резины, который затягивается хомутами *Д*. Для более плотного соединения трубка на конце имеет рифтовку, а штуцер — концевой бортик.

На самолетах последующих выпусков вместо двух хомутов *Д* поставлено в каждом соединении по четыре хомута.

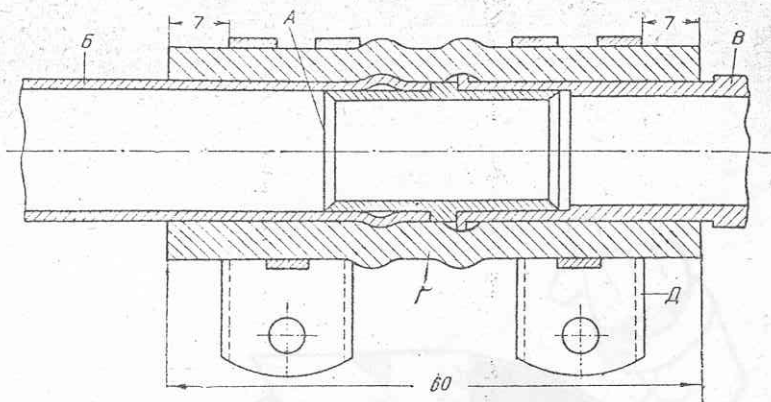


Рис. 96. Соединение бензопровода

Дренажные трубки мотора и бензобака дуралюминовые, сечением 12×10 мм; трубка манометра также дуралюминовая, сечением 6×4 мм. У карбюратора трубки соединяются арматурой АМ.

Остальные трубки дренажа и заливной системы — медные, сечением 6×4 мм, имеют нипельное соединение.

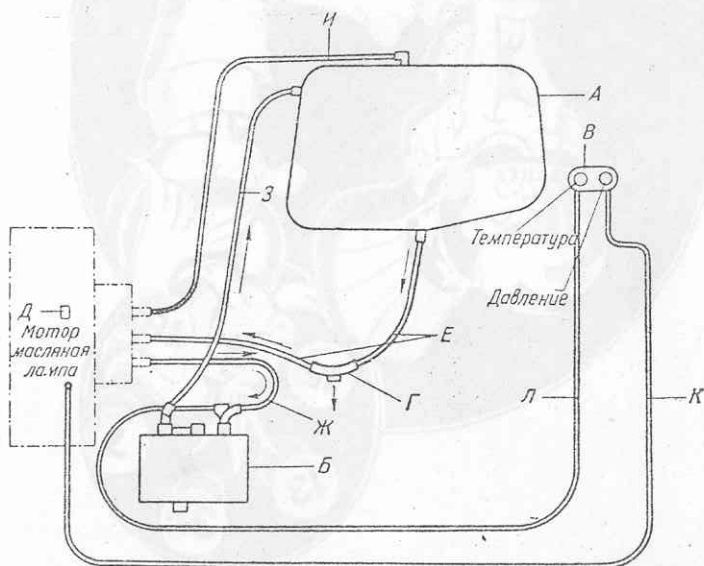


Рис. 97. Принципиальная схема маслопровода (с 3-й серии)

А — бак для масла, емкостью 30 л, Б — радиатор, В — трехстрелочный индикатор, Г — сливной кран маслосистемы, Д — сливной кран маслоотстойника, Е — трубка 27×25 мм, Ж — трубка 27×25 мм, З — трубка 27×25 мм, И — трубка 22×20 мм, К — трубка 6×4 мм, Л — трубка термометра.

§ 11. СИСТЕМА СМАЗКИ

Система смазки (рис. 97 и 98) состоит из маслобака, сливного крана — пробки, помпы, работающей от мотора, маслорадиатора, трубопровода и контрольных приборов.

Из масляного бака масло поступает в помпу мотора. Из мотора помпой масло гонится в радиатор и из радиатора в бак.

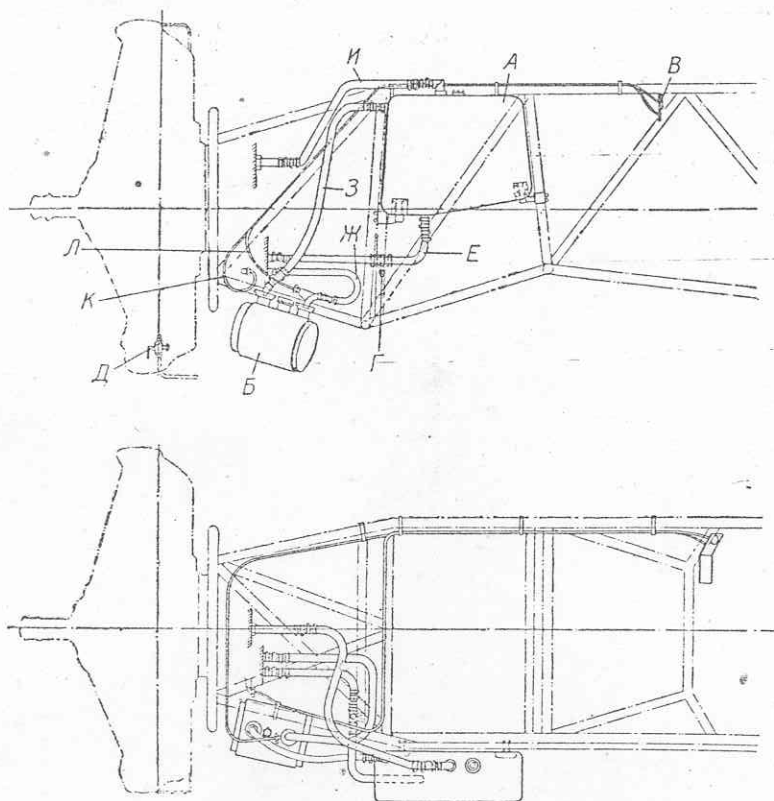


Рис. 98. Монтажная схема маслопровода (с 3-й серии)

А — бак для масла, емкостью 30 л, Б — радиатор, В — трехстрелочный индикатор, Г — сливной кран маслосистемы, Д — сливной кран маслоотстойника, Е — трубка 27×25 мм, Ж — трубка 27×25 мм, З — трубка 27×25 мм, И — трубка 22×20 мм, К — трубка 6×4 мм, Л — трубка термометра

Давление масла и температура выходящего масла замеряется трехстрелочным индикатором, установленным на доске приборов. Дренажная трубка бака присоединена к картеру мотора.

Маслобак

Бак емкостью 30 л (рис. 99) сварен из двух штампованных половин *А* и *Б* (материал Д11М, толщиной 1,5 мм). В верхней части бака приварены патрубок *Г* под дренажную трубку и заливная горловина *В*, снабженная пробкой и фильтром. Фильтр укреплен цепочкой к пробке. К передней части бака приварен

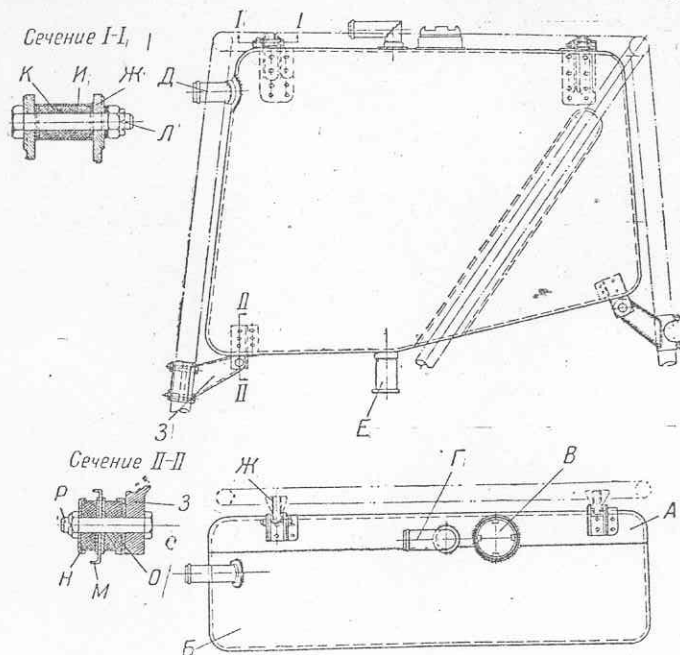


Рис. 99. Установка масляного бака

патрубок *Д*, через который масло возвращается в бак из радиатора. Внизу приварен патрубок *Е*; через него масло из бака поступает в кран и затем в мотор. На задней половине *А* бака прикреплены узлы для подвески.

Маслобак подвешен с левой стороны (по полету) фюзеляжа на верхнем лонжероне между рамами 1—2 и 3—4. Подвеска эластичная и осуществлена постановкой резиновой прокладки *К* между болтом *Л* и кронштейном *И* фюзеляжа. От выдавливания резину предохраняют ушки *Ж* узла бака. Нижние узлы *З* предотвращают перемещения бака в стороны; вертикальных нагрузок они не воспринимают. Для этого отверстие в узле *М* фюзеляжа сделано с большим зазором. Боковые перемещения бака гасятся резиновыми шайбами *О*, надетыми на болт крепления *Р*.

Расплющивание резины устраняется шайбами *Н*. Сварные кронштейны *М* с хомутами укреплены на стойках фюзеляжа.

Масляный кран

На самолетах первых серий в систему маслопровода был введен клапанный масляный кран (рис. 100). Между дюралюминовыми штампованными корпусом *А* и крышкой *Б* зажато латунное зеркало *В*.

Для герметичности проложены фибровые прокладки *Н*. Все это стянуто болтами *О*. По зеркалу скользят два неолойколитовые клапана *Е*, закрывающие два отверстия зеркала. Клапаны проворачиваются пластиной *Д*, насаженной на латунный стержень *Г*.

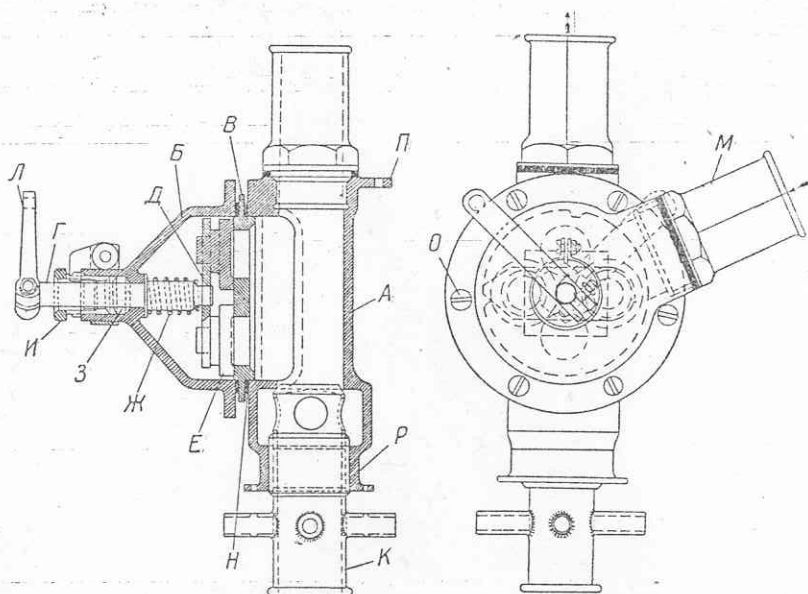


Рис. 100. Масляный кран

Плотное прилегание клапанов к зеркалу обеспечивается шлифовкой клапанов и давлением пружины *Ж*. В крышке *Б* расположен сальник, состоящий из набивки *З* и гайки *И*. В корпус *А* крана ввертывается сливная пробка *К*. При завернутой пробке *К* и открытых отверстиях зеркала *В* (рабочее положение — кран открыт) масло из бака через патрубок *М* крышки проходит через отверстия зеркала в корпус крана *А* и затем в мотор. В этом положении производится слив масла из бака и сети, если отвернуть сливную пробку *К*.

Повернув клапаны на 90° , закрывают ими отверстия зеркала (положение — кран закрыт). Сливают масло из сети при закрытом кране, отвертывая сливную пробку К.

Кран на самолетах первых серий установлен перед пожарной перегородкой в нижнем левом (по полету) углу рамы 1—2 фюзеляжа на сварном кронштейне, который хомутами крепится на трубах фюзеляжа.

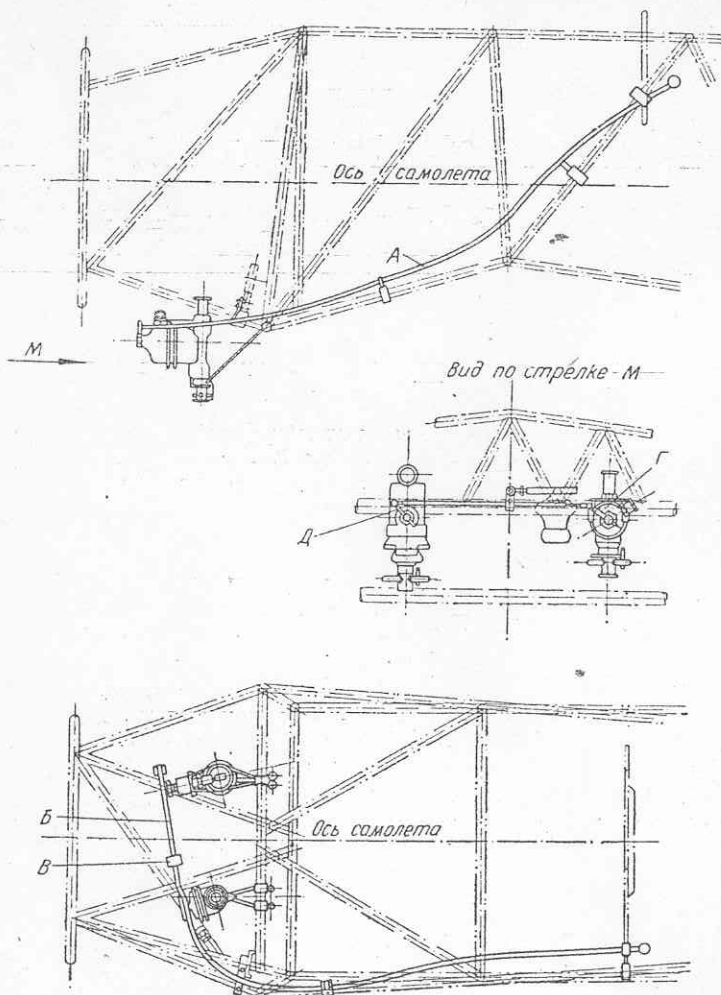


Рис. 101. Управление масляным и пожарным кранами (на самолетах выпуска первых серий)

А — трос в дuralюминовой трубке, Б — промежуточная жесткая тяга, В — ушко тяги Б, Г — поводок масляного крана, Д — поводок пожарного крана

На кронштейне кран крепится ушком *П* и хомутом, огибающим шейку *Р* корпуса.

Управление краном на самолетах первых серий (рис. 101), производится из кабины пилота гибкой тягой *А* (трос с жестким сердечником в дуралюминовой трубке), укрепленной в кронштейнах на левом борту боковой фермы фюзеляжа.

Переднее положение шарика тяги соответствует открытию крана. Заднее положение шарика соответствует закрытию крана. Гибкая тяга присоединена к ушку *В* промежуточной жесткой тяги *Б*, которая поворачивает на 90° поводки пожарного крана *Д* и масляного крана *Г*.

Вращение пожарного и масляного кранов ограничивается упорной шпилькой *О* пожарного крана (рис. 90) и пластиной *Д* с выступами масляного крана (рис. 100).

На самолетах последующих выпусков управление масляным краном снято. Кран, который работает только как сливная пробка (рис. 98), установлен на левой стороне фюзеляжа. Маслопровод от бака до мотора не перекрывается краном. У мотора система маслопровода снабжена клапаном.

Маслорадиатор

Маслорадиатор (рис. 102) состоит из сот, разделенных перегородками на несколько сообщающихся между собою секций. Соты заключены в две обечайки, образующие вокруг сот рубашку. Эта полость сообщается с термостатом. Термостат состоит из

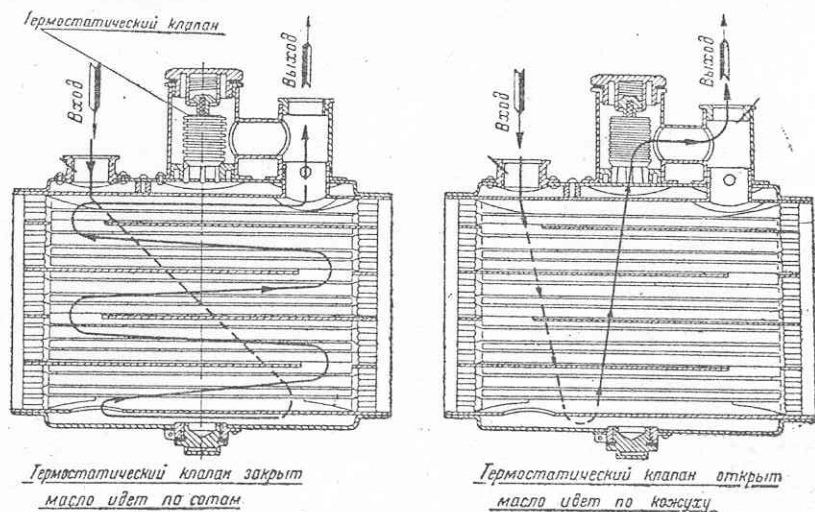


Рис. 102. Схема работы маслорадиатора

анероидной коробки, заполненной жидкостью с большим объемным термическим коэффициентом расширения, и запорного клапана, укрепленного на коробке. При запуске мотора клапан термостата открыт и холодное масло, не заходя в соты, идет в бак по рубашке обичайки. Это более легкий путь, так как соты создают большое сопротивление движению масла. Из-за малой поверхности обичайки масло в этом случае охлаждается медленно и скоро нагревается. Как только температура масла достигнет $65-70^{\circ}$, прогретая жидкость термостата расширится и закроет клапан.

Масло вынуждено будет, преодолевая сопротивление, пойти через соты. При очень интенсивном охлаждении, когда температура масла упадет ниже $65-70^{\circ}$, остывшая жидкость термостата сжимается, клапан откроется и масло вновь пойдет лишь через рубашку обичайки. Таким образом автоматически регулируется степень охлаждения масла.

Радиатор укреплен на подкосах моторной рамы на стальных сварных кронштейнах (рис. 103 и 104). Воздух, охлаждающий соты радиатора, подводится через воздушный патрубок, передний

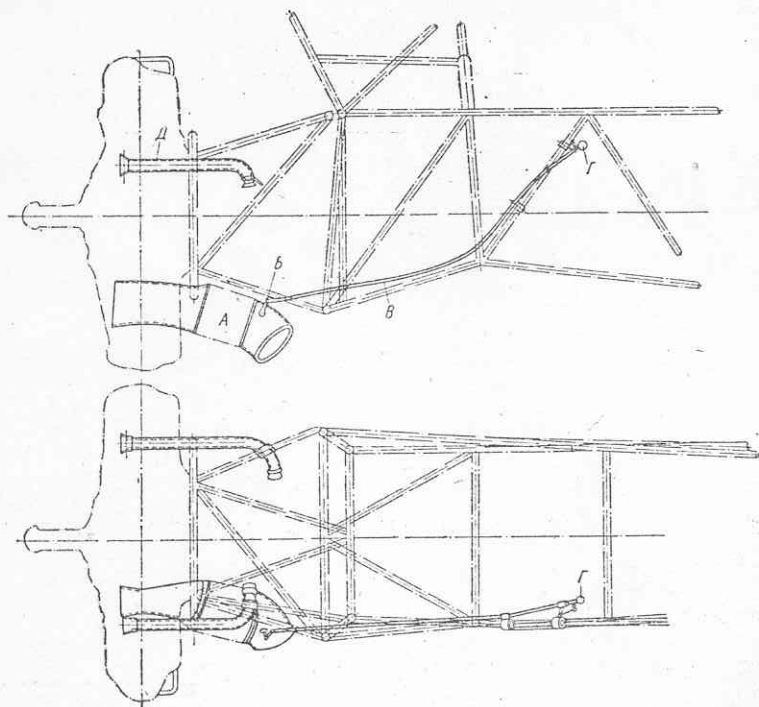


Рис. 103. Схема управления обдувом масляного радиатора и обдув магнето
 А — маслорадиатор, Б — рычаг заслонки, В — тяга управления заслонкой (жесткий трос диаметром 3,5 мм в дуралюминевой трубке сечением 8×6 мм), Г — ручка управления с трещоткой, Д — трубка обдува магнето

конец которого проходит за линию дефлекторов между цилиндрами мотора. Отсасывается воздух через задний патрубок.

Интенсивность обдува радиатора регулируется управляемой из кабины заслонкой, расположенной в заднем патрубке. Тяга управления гибкая (трос с жестким сердечником в дуралюминовой

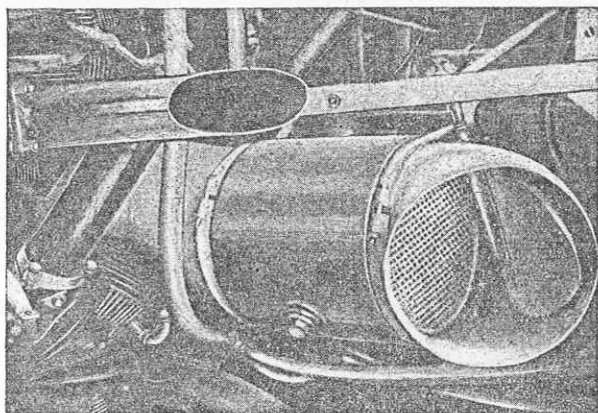


Рис. 104. Маслорадиатор

трубке). Переднее положение шарика управления соответствует открытию заслонки, а заднее положение — закрытию.

Для предохранения от самопроизвольного открытия и закрытия заслонки в полете, тяга снабжена фиксатором (рис. 105).

На стальном стержне *А*, припаянном к тросу, сделаны восемь поперечных насечек и продольный паз *М*. Стержень *А* скользит в корпусе *Д*, к которому приварена втулка *Е*. Внутри втулки смонтирован штырь *Ж* с пружиной *З*. Натяжение пружины регулируется поворотной кнопкой *И*. Перемещая стержень *А* в корпусе на величину, соответствующую желаемому открытию

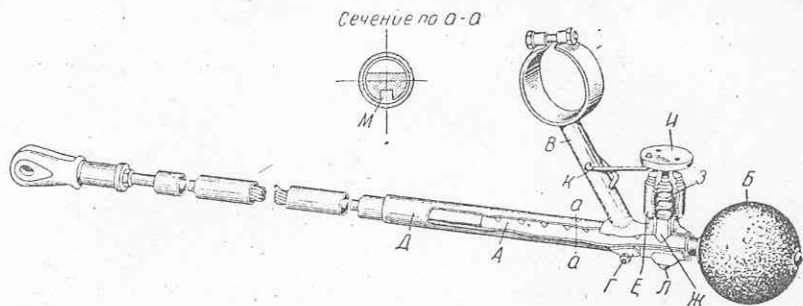


Рис. 105. Фиксатор тяги

заслонки (обдув), совмещаем одну из насечек стержня со штырем *Ж*, который, заскочив в насечку под действием пружины, удерживает тягу в установленном положении.

Осевые перемещения стержня *А* (скручивание троса) устранены болтом *Л*, скользящим в пазу *М*.

Регулирующая натяжение пружины *З* кнопка *И* контрится пружинкой *К*.

Трубопровод

Основной трубопровод изготовлен из дуралюминовых труб сечением 27×25 мм. Он имеет два вида соединений — обычное соединение дюритовым шлангом и специальное соединение. Последнее применено там, где эластичная подвеска мотора и мотора требует гибкого сочленения трубопровода. Такими местами

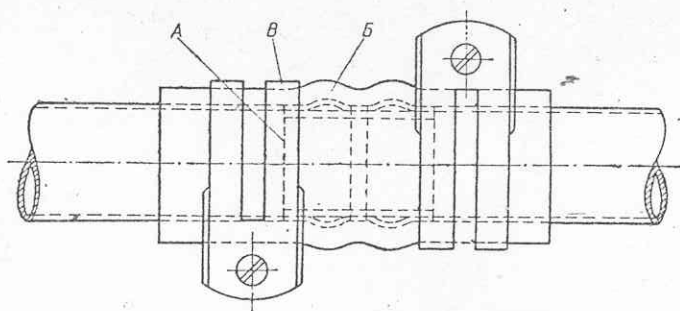


Рис. 106. Соединение маслопровода

являются: труба от маслокрана к помпе, от помпы к крестовине, укрепленной на нижнем раскосе мотора, и труба, идущая от радиатора к баку.

Специальное соединение маслопровода (рис. 106) состоит из латунной втулки *А*, на концы которой надевают соединяемые трубы. Поверх сочленения надевается дюритовый шланг *Б*, который затягивается хомутом *В*. Концы труб зачищены с тем, чтобы втулка *А* свободно входила в них от руки.

Таким образом установлена, например, дренажная трубка бака (дуралюминовая труба сечением 22×20 мм).

§ 12. МОТОРНАЯ РАМА

Моторная рама (рис. 107) изготовлена из хроманселевых труб. К кольцу *А* мотора, сваренному из двух половин, приварены девять бобышек *Б* для крепления мотора, четыре подкоса *В* и диагональный раскос *Г*.

Для усиления заделки труб в местах приварки введены кницы. Стержни *В* заканчиваются приваренными стаканами *Д*, в которых монтируется амортизационное устройство для установки рамы на фюзеляж. Боковые подкосы *Е* съемные. Съемными же изготовлены и верхние раскосы *Ж*. На самолетах последующих выпусков подкосы *Ж* сделаны регулирующимися.

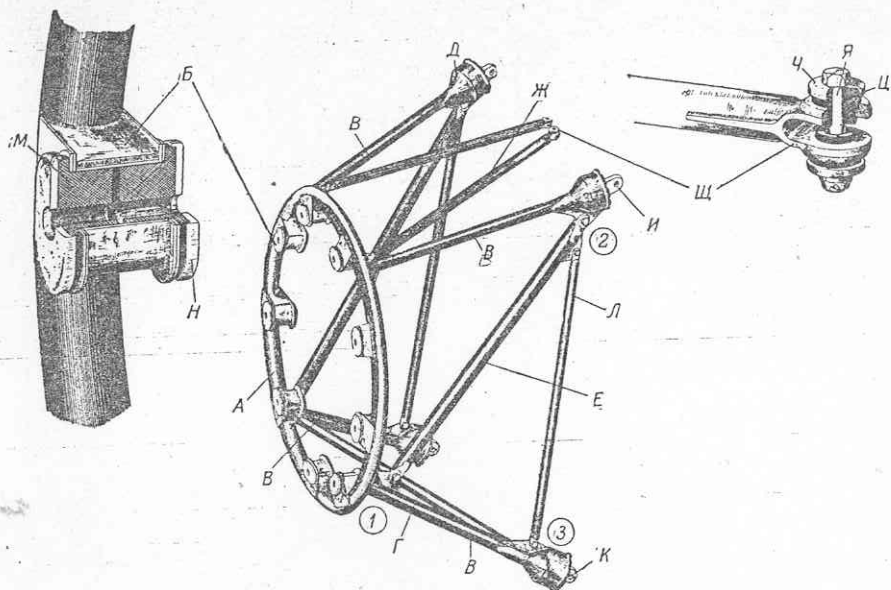


Рис. 107. Моторная рама

Так как ушки *И* и вилки *К* имеют возможность перекашиваться в стаканах *Д* (см. ниже), то для жесткости введены съемные стойки *Л*, образующие замкнутый треугольник 1—2—3 вместо открытого узла 2—1—3.

Моторама имеет двойную амортизацию. Первая амортизация на кольце *А* осуществлена установкой двух резиновых шайб *М*, вложенных в каждую бобышку. Для равномерного распределения усилия от мотора на всю поверхность резиновых шайб ставятся стальные шайбы *Н*. Амортизация на кольце рассчитана преимущественно на поглощение боковых колебаний (в плоскости перпендикулярной продольной оси самолета) и потому резиновые шайбы *М* в этом направлении имеют максимальную толщину.

Амортизация в местах подвески моторамы на фюзеляж (в стаканах *Д*) имеет следующее устройство (рис. 108).

В стакан *Д* ввинчивается втулка *П*, которая служит опорой для резиновых шайб *Р*. Резиновые шайбы на ушковом болте *И* прижимаются шайбами *Т* и *С* с помощью гайки *У*. Для устра-

нения касания болта ко втулке *П* служит резиновая прокладка *Х*. Ввернутая втулка контрится шплинтом.

Все усилия и колебания, пришедшие по стержням *В* рамы, через втулку *П* воспримутся резиной и только уже через шайбы *Т* и *С* передадутся через болт *И* на фюзеляж.

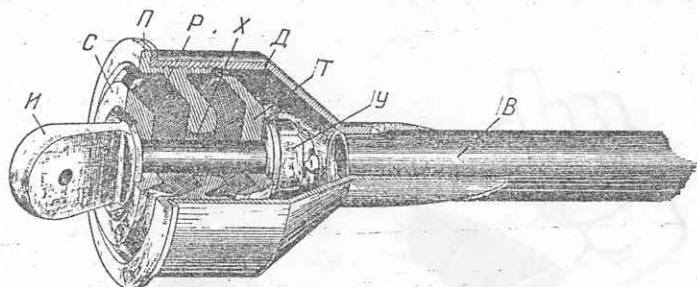


Рис. 108. Амортизационный стакан моторной рамы

Амортизация в местах крепления с фюзеляжем раскосов *Ж* (рис. 107) состоит из двух резиновых втулок *Ц*, вставленных в гнездо узла *Щ*. Резиновые втулки затягиваются болтом *Я* между шайбами *Ч*, создавая упругую подушку как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскостях.

Кольцо и подкосы моторной рамы нормализованы до $K_z = 70 - 90 \text{ кг/мм}^2$, стаканы *Д* закалены до $K_z = 90 - 110 \text{ кг/мм}^2$.

§ 13. УПРАВЛЕНИЕ МОТОРОМ

Управление мотором (рис. 109) состоит из сектора, установленного на верхнем левом (по полету) лонжероне фюзеляжа между 5—6 и 7—8 рамами, и гибких тяг.

Гибкие тяги состоят из стального троса диаметром 3,5 мм с жестким сердечником с напаянными стальными наконечниками. Трос заключен в дуралюминовые трубки сечением $8 \times 6 \text{ мм}$. Тяги расположены вдоль верхнего левого лонжерона фюзеляжа и укреплены на фюзеляже и подкосах моторамы кронштейнами. В кабине тяги соединены с сектором. Другие концы тяг соединены с рычагами высотного и нормального газа и с рычагом управления скоростями крыльчатки нагнетателя.

Ручка высотного газа на секторе имеет ограничительную скобу и может быть дана вперед лишь при открытом нормальном газе. При убирации нормального газа (ручка идет назад) ручка, захватывая ограничительную скобу, закрывает высотный газ.

Для управления зажиганием смонтирована самостоятельная ручка *З* (рис. 109) на левой стороне кабины.

Все три ручки сектора (рис. 110) установлены на общей оси *А*, приваренной к хомуту *К*. Изготовлены они из дуралюмина тол-

щиной 4 мм и имеют втулки Б и В под валики вилок наконечников тяг. Ручки секторов разделены прокладками Е и Ж.

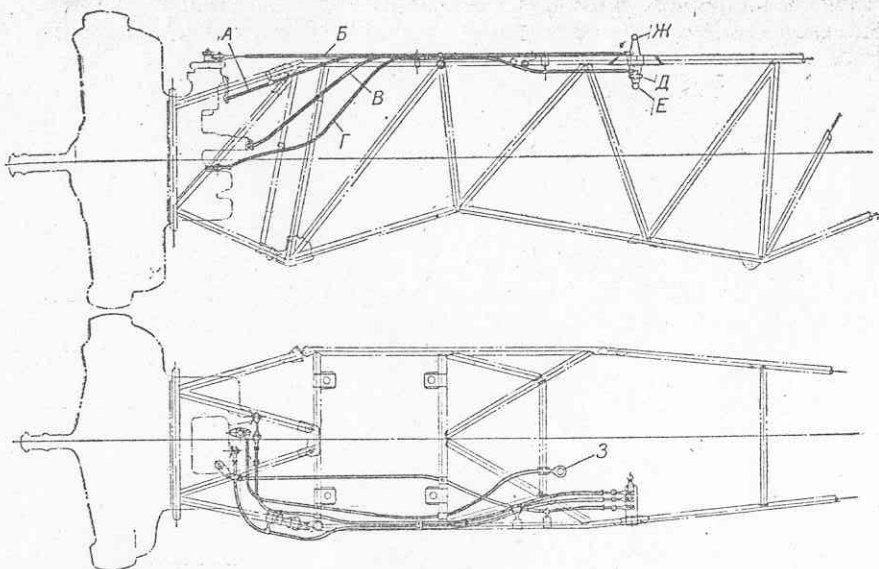


Рис. 109. Схема управления мотором М-62.

А — тяга нормального газа, Б — тяга высотного газа, В — тяга опережения зажигания, Г — тяга управления скоростями нагнетателя, Д — сектор нормального газа, Е — сектор высотного газа, Ж — сектор управления скоростями, 3 — ручка управления зажиганием

Ручки газа (более длинная — высотный газ, короткая — нормальный газ) расположены внизу. Ручка управления скоростями расположена сверху.

Ручки газа снабжены фиксаторами. Ручка нормального газа в верхней своей части имеет болт, скользящий головкой по пластинке, причем трение тормозит самопроизвольное перемещение ручки. Ручка высотного газа снабжена фиксатором в виде трещотки. К верхнему концу ручки прикреплен корпус. В корпус вмонтирован штырь, который под действием пружинки входит в углубления рейки, приваренной к кронштейну К.

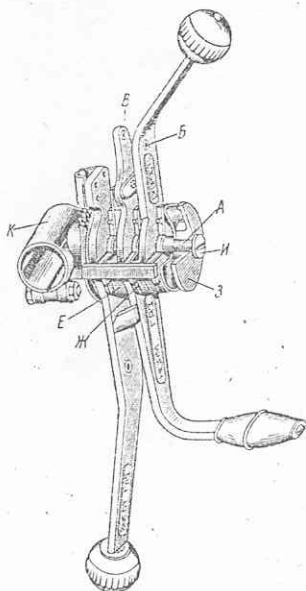


Рис. 110. Сектор газоправления

Ручки сектора крепятся на оси *А* колпачком *З*, который законтрен шурупом *И*. Между колпачком *З* и ручками поставлена пружинящая шайба. С помощью этой шайбы, поворачивая колпачок *З*, можно создать между ручками желаемую силу трения.

Ручка управления скоростями на секторе имеет фиксатор, а на оси сектора имеется шайба с тремя пронумерованными (1,0 и 2) канавками для фиксатора.

Положение ручки сектора на нуле соответствует выключенному нагнетателю. Нагнетатель включен на первую скорость при ручке, установленной на *1*, а на вторую скорость — при ручке, установленной на *2*.

Запуск мотора производить с включенной крыльчаткой нагнетателя на первую скорость. В этом положении производится прогрев мотора. Мотор можно считать достаточно прогретым для полета при температуре выходящего масла приблизительно 75°C .

После прогрева мотора давление масла в сети должно быть 4,5—5,6 ат.

Переключать нагнетатель с первой скорости на вторую следует при 1400—1500 об/мин. При винте фиксированного шага переключать нагнетатель следует на высоте 1600 м и при винте изменяемого в полете шага — на высоте 2600 м.

Вторую скорость можно включать лишь с первой, резко производя переключение с *1* на *2*, не задерживаясь на нуле.

Переключение с *2* на *1* рекомендуется производить резко, но задержав ручку сектора на 0,5—1 сек. на нуле. В исключительных случаях (боевая обстановка) допускается резкое переключение с *2* на *1* без задержки на нуле.

Останавливать мотор следует при нагнетателе, включенном на первую скорость.

Режим работы мотора, соответствующий взлету, не разрешается давать на земле более чем на 5 мин.

Не допускается также эксплуатация мотора с P_k выше 900 мм и на оборотах выше 2100 об/мин.

Схема управления мотором с РПД-1

На моторах М-62 выпуска завода № 24 имеется регулятор постоянного давления (РПД-1), который с подъемом самолета на высоту автоматически открывает дроссельную заслонку карбюратора. РПД-1 имеет anerондную коробку, которая с изменением давления наружного воздуха изменяет свой объем и перемещает поводок золотника, который, открывая отверстия, пускает масло из мотора в золотник и заставляет перемещаться поршень золотника.

Поршень связан тягой с основанием двухплечего рычага, от одного конца которого идет тяга к ручке нормального газа. Другой конец двухплечего рычага связан тягой с рычагом дроссельной заслонки.

Сектор газоправления для моторов с РПД-1 имеет ограничитель хода рычага нормального газа. Установка ограничителя вызвана необходимостью обеспечить в случае отказа РПД-1 дополнительный ход рычага нормального газа для полного открытия дроссельных заслонок, так как последние несколько прикрываются при отказе РПД-1.

При положении рычага нормального газа у ограничителя исправно работающий РПД-1 обеспечивает полное открытие дроссельных заслонок на расчетной высоте. При выходе из строя РПД-1 необходимо для полного открытия дроссельных заслонок перевести рычаг нормального газа за ограничитель до упора, сорвав поставленную на ограничителе пломбу.

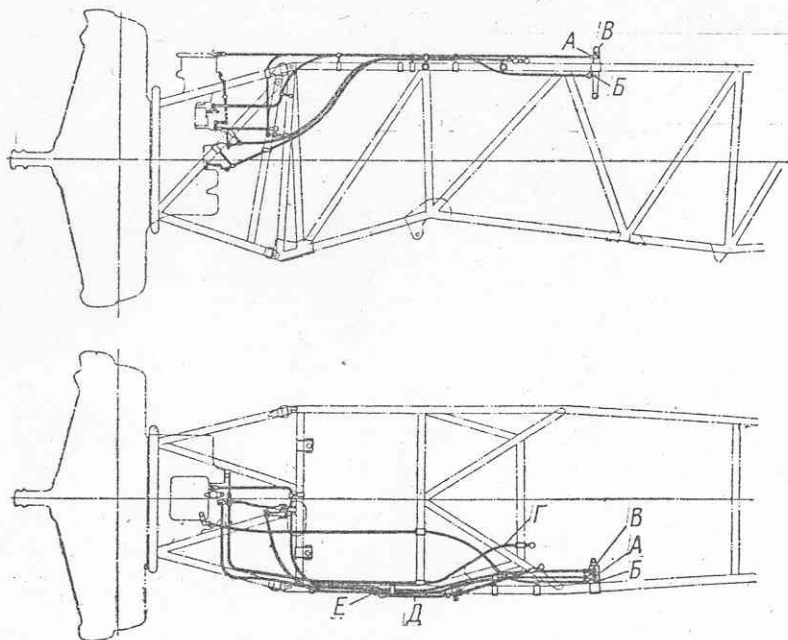


Рис. 111. Монтажная схема газоправления мотора и опережения зажигания (только для моторов с РПД-1)

А — нормальный газ, Б — высотный газ, В — скорости нагнетателя, Г — тяга опережения зажигания (трос диаметром 3,5 мм в дюралюминовой трубке сечением 8×6 мм), Д — тяга управления форсажем мотора, Е — качалка

Схема газоправления для моторов с РПД-1 (рис. 111) отличается от нормальной схемы газоправления (рис. 109) тем, что

имеет дополнительную ручку управления форсажем, связанную с мотором тягой *Д*, проходящей через качалку *Е*.

Ручка управления форсажем необходима для использования форсированного режима работы мотора в тяжелых условиях взлета и в боевой обстановке. Следует помнить, что форсировать мотор можно лишь после того, как он отработал 7 часов. Для предупреждения форсирования мотора до этого времени на ручке управления форсажем поставлена пломба.

Схема управления мотором с карбюратором АК-25-4ДФ

Самолеты последних серий снабжены моторами с карбюраторами типа АК-25-4ДФ с автоматическим высотным корректором.

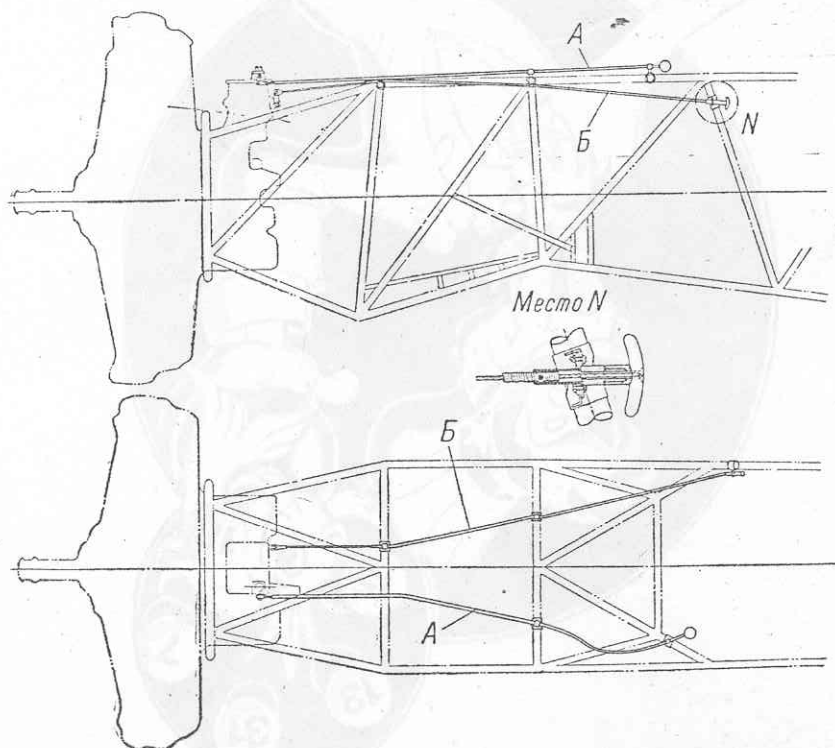


Рис. 112. Управление высотным корректором на карбюраторе АК-25-4ДФ
 А — тяга управления высотным корректором, Б — тяга управления стоп-крана

Высотный корректор карбюратора АК-25-4ДФ отличается от корректора К-25-4Д тем, что обеднение смеси с высотой в нем

производится не пилотом из кабины самолета, а автоматически — anerоидной коробкой, помещенной сверху на карбюраторе, на левом заднем (по полету) его углу. На случай поломки автомата корректор имеет дублированное управление, выведенное в верхней части автомата в виде поводка.

К поводку автомата карбюратора присоединена тяга А управления. Тяга (стальной трос с мягким сердечником в дуралюминовой трубке) закреплена на верхней панели фюзеляжа. Шарик тяги управления выведен на левую сторону кабины у доски приборов и запломбирован (рис. 112).

В случае поломки автомата пломбу срывают и высотным корректором управляют тягою так же, как если бы она была установлена на секторе.

На место снятой с сектора управления мотором ручки высотного корректора установлена ручка управления форсажем.

Карбюраторы АК-25-4ДФ снабжены „стоп-краном“. Этот кран состоит из двух конусов, работающих от одной ручки. Оттягивая ручку, открывают воздушные каналы, уравнивая тем самым давление в поплавковой и смесительной камерах, чем вызывают быструю остановку мотора.

Ручка крана управляется из кабины тросом Б, заключенным в боуденовскую оболочку. Трос закреплён на верхней панели фюзеляжа.

Ручка выведена к доске приборов и закреплена на правой стойке рамы 5—6 фюзеляжа.

Зажигание

Зажигание рабочей смеси в цилиндрах при работе мотора осуществляется двумя рабочими магнето, установленными на задней крышке картера мотора и имеющими привод от мотора (рис. 113 и 114). Правое магнето работает на передние свечи, левое — на задние свечи.

Для образования искры при запуске мотора, на самолете установлена пусковая катушка КП-11, работающая от аккумулятора.

Для выключения зажигания (замыкание на массу первичной обмотки магнето до прерывателя) служит переключатель, установленный на доске приборов.

На коробке переключателя имеются клейма 0, 1, 2 и 1+2. Ставя ручку переключателя против этих отметок, имеем соответственно:

- 0 — магнето выключены (оба магнето замкнуты на массу);
- 1 — работает левое магнето, правое замкнуто на массу;
- 2 — работает правое магнето, левое замкнуто на массу;
- 1+2 — работают оба магнето.

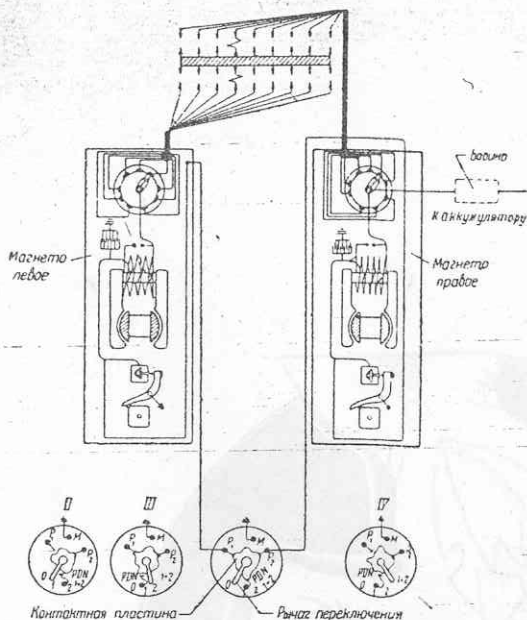


Рис. 113. Схема зажигания (с переключателем электрозавода). Работа переключателя магнето электрозавода. Можно иметь 4 положения переключателя:

- I. Зажигание выключено: положение рычага на 0; контактная пластинка замыкает P_1 и P_2 на массу.
- II. Работает левое магнето: положение рычага на 1; контактная пластинка замыкает контакт P_2 , тем самым включая правое магнето на массу.
- III. Работает правое магнето: положение рычага на 2; контактная пластинка замыкает контакт P_1 , включая левое магнето на массу.
- IV. Работают два магнето: правое и левое: контактная пластинка не замыкает контактов P_1 и P_2 на массу

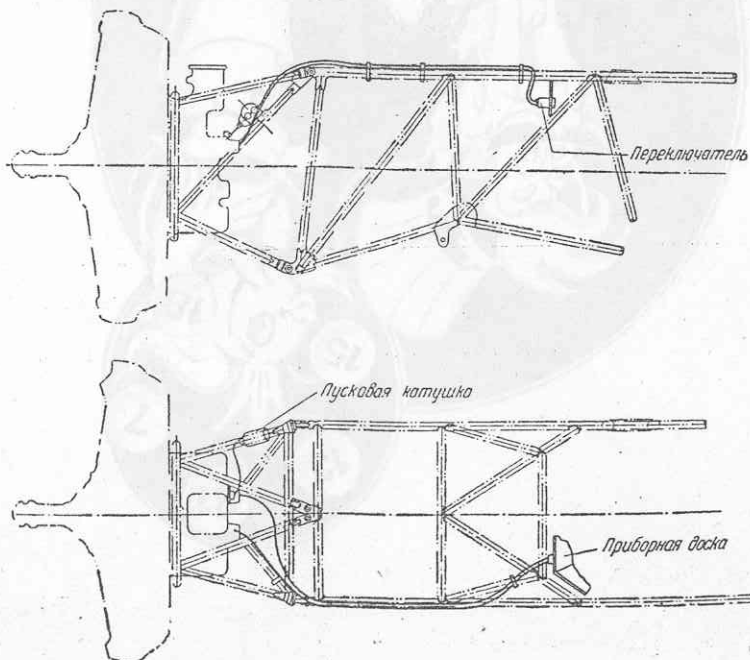


Рис. 114. Монтажная схема управления зажиганием

§ 14. ВЫХЛОП И ПОДОГРЕВ

Мотор снабжен индивидуальными выхлопными патрубками и только цилиндры первый и девятый имеют выхлоп общий (рис. 115 и 116). Отвод *А* выхлопных газов от первого цилиндра к девятому сделан главным образом для того, чтобы не слепить прицел и отвести газы от козырька пилота.

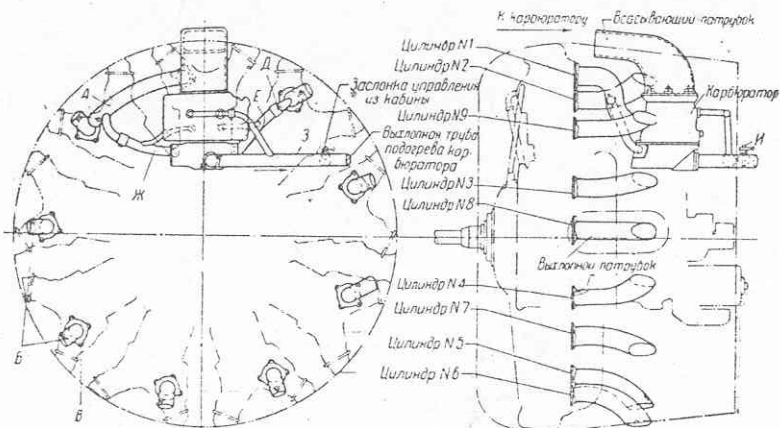


Рис. 115. Схема подогрева и выхлопа

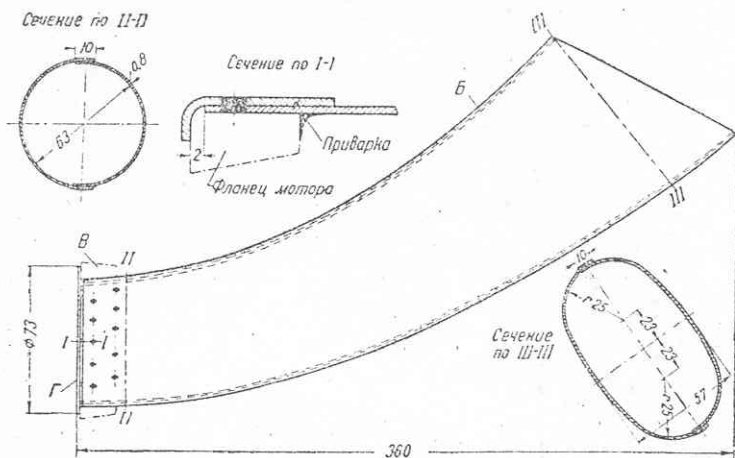


Рис. 116. Выхлопной патрубок

Индивидуальные выхлопные патрубки *Б* состоят из двух половин, сваренных электроточечной сваркой.

Передняя часть патрубка отбортована под фланец *В* выхлопного отверстия мотора и усилена приваренным на электроточках кольцом *Г*. Кольцо и патрубок изготовлены из жароупорной стали. Фланцем *В* патрубок крепится на моторе.

На самолетах последующих выпусков патрубок крепится к фланцу мотора не сваркой, а на заклепках.

Карбюратор подогревается выхлопными газами. Для этой цели газы подводятся к рубашке карбюратора от второго и девятого цилиндров трубами *Е* и *Ж* из жароупорной стали толщиной 1 мм. От карбюратора газы отводятся трубой *З*, выведенной из-под капота с правой стороны (по полету). Степень подогрева карбюратора регулируется заслонкой *И*, вмонтированной в трубу *З* и управляемой из кабины тягой. Тяга проходит вдоль правого верхнего лонжерона фюзеляжа и выведена к раме 5—6. Тяга гибкая и состоит из стального троса диаметром 3,5 мм (с жестким сердечником), помещенного в дуралюминовую трубку сечением 8×6 мм. Управление снабжено фиксатором в виде трещотки, описанным выше (рис. 105).

Как и во всех случаях управления гибкими тягами, соблюден общий принцип: шарик в переднем положении — „открыто“; шарик вытянут на себя (в заднем положении) — „закрыто“.

§ 15. КАПОТЫ МОТОРА

Наружный капот мотора

Наружный капот состоит из кока *А* винта, жалюзи и капота *В* НАСА (рис. 117).

Капот НАСА состоит из трех крышек: одной верхней *Г* и двух боковых *Д*. Каждая крышка склепана из трех дуралюминовых частей толщиной 0,8 мм — носка *Е*, юбки *Ж* и внутренней дужки. Задняя кромка крышек ужесточена приклепкой бульбового профиля *И*. С внутренней стороны крышки капота ужесточены профилями.

Крышки капота ложатся подушками на клапанные коробки цилиндров мотора (по шесть на каждой крышке). Опорные подушки обшиты полотном, войлоком и кожей. Поставленные на мотор крышки стягиваются в носке замками, перед цилиндрами — наружной лентой *О* и по задней кромке — замками.

Внутренний стальной трос с мягким сердечником закладывается в стальные крючки и затягивается тандером. Крючки с задней стороны обшиты полотном, войлоком и кожей. Так как капот НАСА к мотору не крепится (если не считать трения подушек о головки цилиндров), то для устранения сползания его вперед (под действием аэродинамических сил) на крышках приклепаны

дуралюминовые упоры напротив клапанных коробок цилиндра (по 3 шт. на каждой). Передняя часть упора обшита полотном, войлоком и кожей.

К верхней крышке Г приклепана передняя часть всасывающего патрубка карбюратора мотора. Задняя несъемная часть патрубка установлена на карбюраторе.

В носке крышки всасывающего патрубка имеется два отверстия для прохода пламягасительных труб.

На боковых крышках имеется в нижней части по одному лючку У для доступа к сливным пробкам бензофильтра и маслосборника.

Задняя кромка капота НАСА с внутренним капотом образует кольцевую щель шириной в среднем 50 мм.

При эксплуатации самолета необходимо следить за тем, чтобы ширина этой щели сохранялась постоянной, так как от этого зависит степень охлаждения мотора.

Жалюзи капота

Жалюзи (рис. 118) состоят из неподвижного наружного диска А, вращающегося внутреннего диска В и системы управления.

Наружный диск изготовлен из дуралюминового листа толщиной 1,2 мм и имеет для обдува цилиндров девять окон, окантованных алюминиевыми пистонами Г. Такие же окантовки сделаны и в двух отверстиях под пулеметы. Наружная кромка ужесточена профилем Д, на который установлено семь роликов И. На втором кольцевом профиле Е установлены шесть кронштейнов Ж под ролики З.

Наружный диск А устанавливается на девяти стальных сварных кронштейнах К, расположенных по наружному контуру диска. Одним концом каждый кронштейн крепится болтами к профилю Д, а другим — к приливам клапанных коробок цилиндров. Второй ряд крепления состоит из трех стоек Л, идущих от кронштейнов Ж под шпильки передней крышки картера мотора.

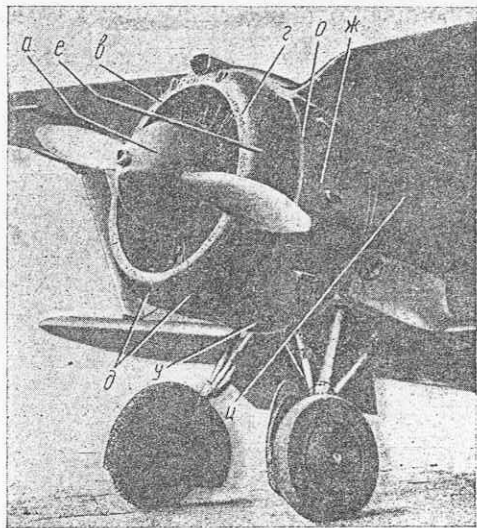


Рис. 117. Наружный капот мотора

Кромка центрального (под вал мотора) отверстия диска прикреп-
лена к картеру мотора гайками, накрученными на три шпильки
крышки картера.

Внутренний диск *Б* жалюзи изготовлен из листового дур-
алюмина толщиной 1 мм. Диск вращается на роликах *З*. Ролики

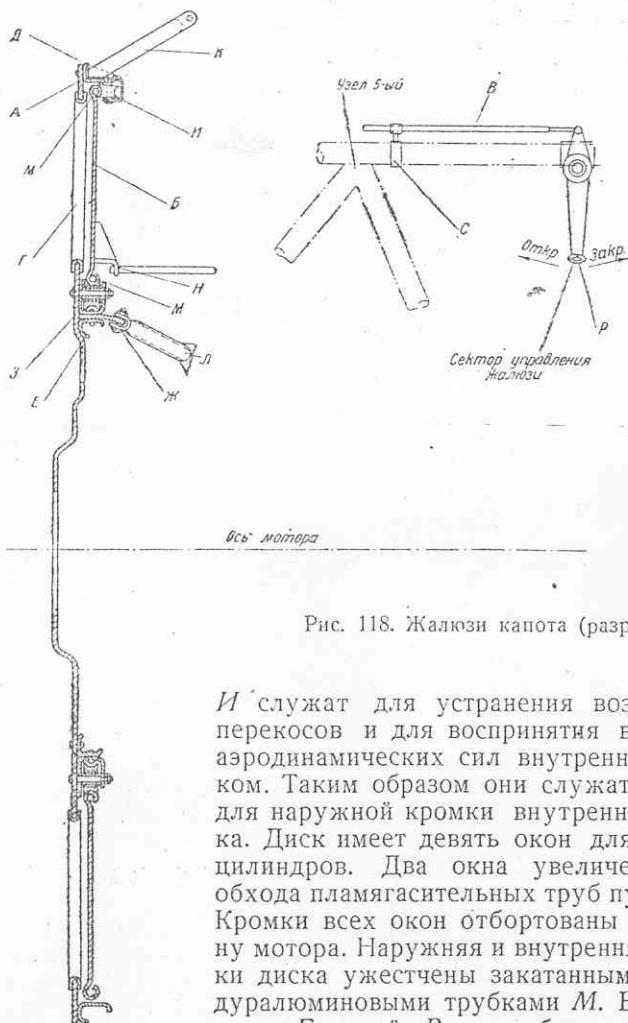


Рис. 118. Жалюзи капота (разрез)

И служат для устранения возможных перекосов и для восприятия в полете аэродинамических сил внутренним диском. Таким образом они служат упором для наружной кромки внутреннего диска. Диск имеет девять окон для обдува цилиндров. Два окна увеличены для обхода пламягасительных труб пулемета. Кромки всех окон отбортованы в сторону мотора. Наружная и внутренняя кромки диска ужесточены закатанными в них дуралюминовыми трубками *М*. Вращают диск *Б* тягой *В* из кабины летчика. Тяга присоединена к кронштейну *Н*.

Жалюзи — открыты, когда окна наружного и внутреннего дисков совпадают и, таким образом, открыт свободный доступ воздуха к цилиндрам мотора (окна установлены против ребристой

поверхности цилиндров). Жалюзи — закрыты, когда перемычки между окнами внутреннего диска встанут против окон наружного диска и тем закроют доступ воздуха.

Для управления жалюзи на правой стороне кабины (на верхнем лонжероне фюзеляжа у рамы 5—6) установлен сектор *Р*.

Вдоль правого (по полету) верхнего лонжерона фюзеляжа проведена гибкая тяга управления *В*. Она состоит из стального (с жестким сердечником) троса диаметром 3,5 мм, заключенного в дюралюминовую трубку сечением 8×6 мм. Тяга крепится к лонжерону хомутами *С*. Для увеличения хода тяги управления жалюзи на верхнем лонжероне фюзеляжа, между рамами 1—2 и 3—4 установлена промежуточная качалка.

Сектор управления жалюзи

Дюралюминовая ручка *А* управления жалюзи (рис. 119) вращается на стальной оси *Б*, приваренной к кронштейну-хомуту *В*.

Ручка на оси удерживается дюралюминовой гайкой *Г*, имеющей по наружной поверхности накатку. Для того, чтобы избежать отвертывания гайки при работе сектором, между гайкой и ручкой проложена дюралюминовая шайба *М* и введен контрящий шуруп *Д*.

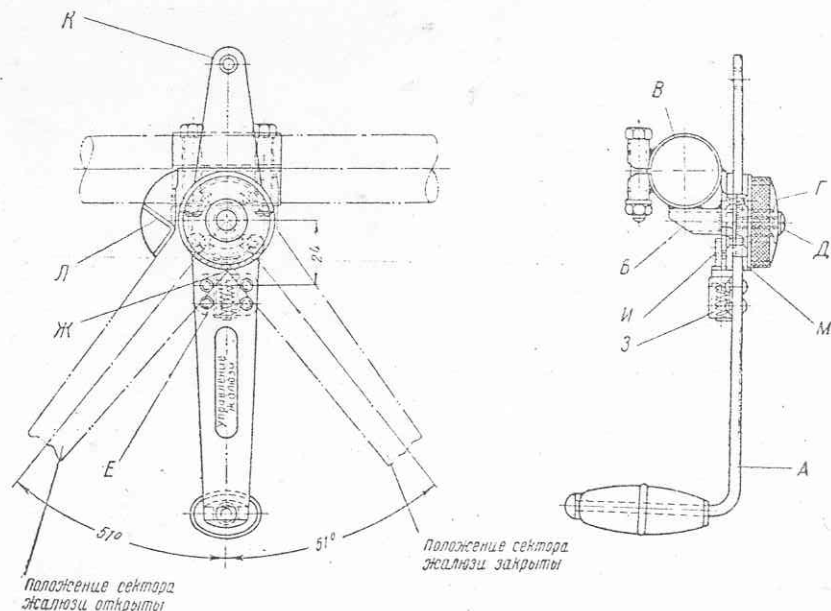


Рис. 119. Сектор управления жалюзи

Ограничителем хода жалюзи служат щеки *Л* (приварены к кронштейну *В*), в которые упирается ручка *А* в крайних положениях.

Положение ручки фиксируется стальным штырем *Ж*, входящим под действием пружинки *З*, в углубления рейки *И*. Штырь и пружинка смонтированы в стальном корпусе *Е*, приклепанном на ручке *А*.

Рейка *И* приварена к кронштейну *В*. В верхнем конце ручки запрессована втулка *К* под валик вилки тяги. На самолетах последующих выпусков щеки *Л* усилены.

Внутренний капот

Каркас внутреннего капота (рис. 120, 121, 122) состоит из кольца *А*, четырех швеллеров *Б* и четырех кронштейнов. Кольцо *А* согнуто из дуралюминовой трубы сечением 25×23 мм и связано со швеллерами стальными сварными кронштейнами — хомутами *Г*. Швеллеры *Б* — дуралюминовые, толщиной 1 мм. К профилю противопожарной перегородки швеллеры укреплены на болтах дуралюминовыми коробочками *Д*. Для устойчивости каркас расчленен стальными стойками *В*. Один конец каждой стойки болтом соединен со швеллерами *Б*, а другой хомутом укреплен на трубах рамы 1—2 фюзеляжа.

Все соединения болтовые и поэтому каркас капота может быть легко снят.

Внутренний капот состоит из трех крышек — нижней *Е* и двух боковых. Нижняя крышка *Е* — дуралюминовая толщиной 0,8 мм — несъемная. Для слива бензина и масла под сливными пробками установлены два лючка *Н*. К кольцу каркаса крышка укреплена дуралюминовыми скобами *Ж*.

К профилю противопожарной перегородки лист укреплен шурупами через коробочки *З*.

Боковые легкосъемные крышки изготовлены из дуралюминовых листов толщиной 0,8 мм. По своему контуру крышки имеют замки.

На переднем обрезе крышки, закатанном для жесткости на проволоку, приклепаны замки *И* в виде штырьков, которые входят в отверстия кронштейнов *М*. Стальные сварные кронштейны *М* крепятся хомутами на кольце *А* каркаса. Продольные кромки крышки ложатся на швеллеры, а задняя кромка — на профиль противопожарной перегородки. Все три кромки крепятся замками типа „Джус“.

Постановку боковой крышки следует производить в такой последовательности: крышку передним краем завести между каркасом и выхлопными патрубками; штыри замков *И* ввести в отверстия кронштейнов *М*; крышку прижать к каркасу и закрыть замки.

Пространство под внутренним капотом хорошо вентилируется. Воздух проникает туда в щель между картером мотора и кольцом капота. Из-под капота воздух отсасывается через щели Л, расположенные в три ряда на каждой крышке.

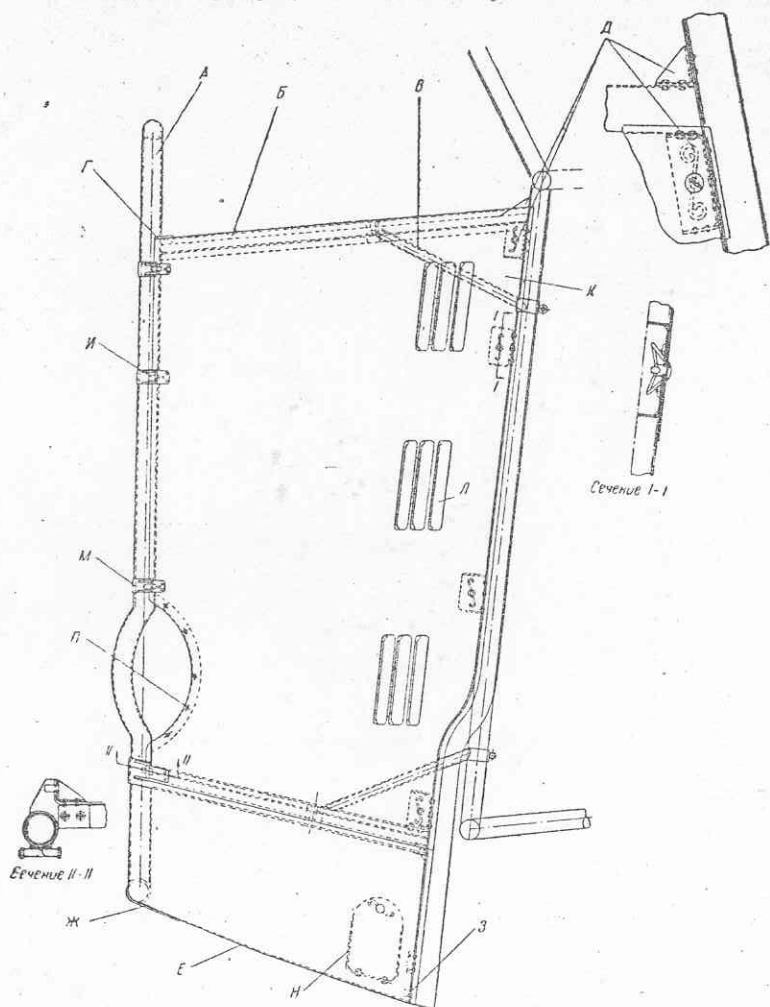


Рис. 120. Внутренний капот

Между кольцом А и вырезом П в левой боковой крышке внутреннего капота имеется проход для всасывающего патрубка радиатора.

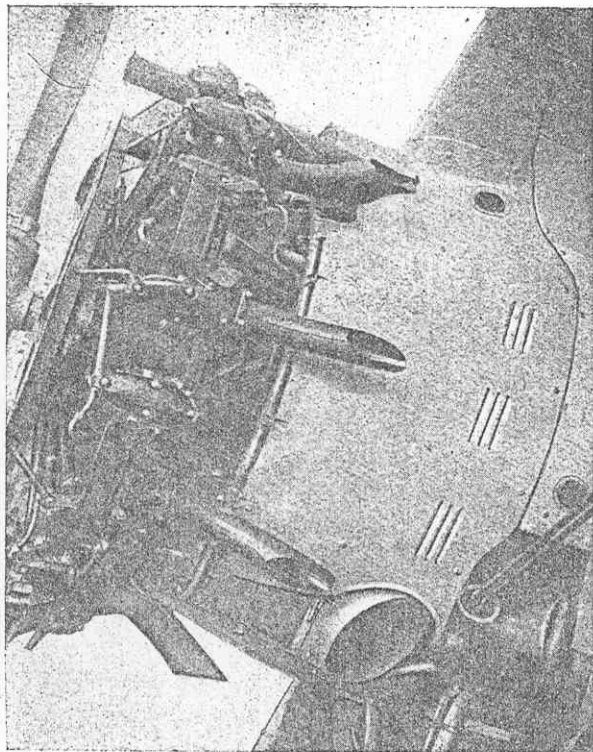


Рис. 121. Общий вид внутреннего капота

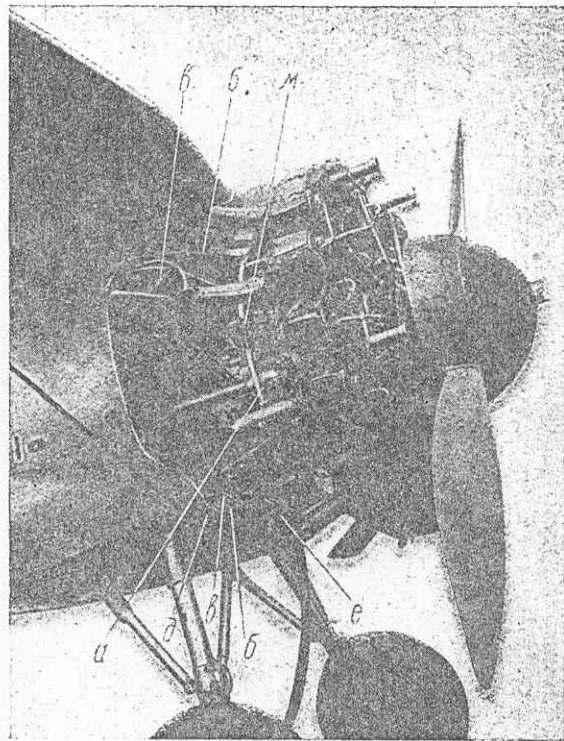


Рис. 122. Каркас внутреннего капота

§. 16. ВИНТ И ТУРБОКОМПРЕССОР

Установка и управление винтом АВ-1 (изменяемого в полете шага)

Управление винтом АВ-1 системы Жданова состоит (рис. 123) из регулятора оборотов винта *А* (Р-2), ручки управления *Б* и масляного манометра *В*.

Регулятор оборотов (Р-2) установлен на специальном фланце передней части картера мотора и имеет привод непосредственно от мотора.

Регулятор Р-2 гидравлически связан с винтом и служит для автоматического удержания постоянным заданного летчиком числа оборотов.

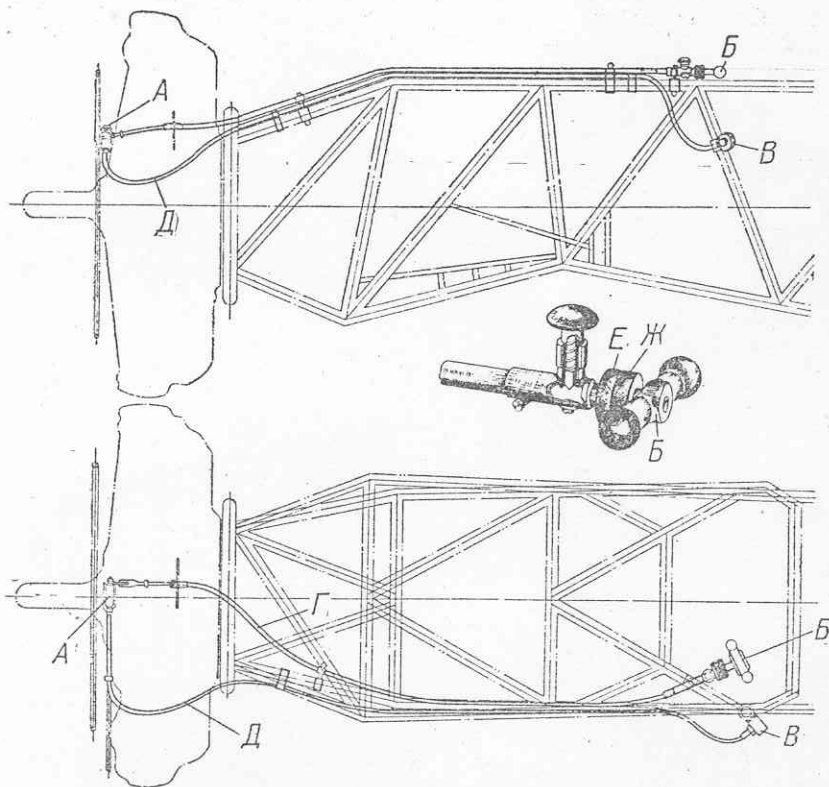


Рис. 123. Схема управления винтом АВ-1

А — регулятор оборотов винта Р-2; *Б* — ручка управления регулятором Р-2 (с фиксатором).
В — масляноманометр, *Г* — жесткий трос диаметром 3.5 мм, длиной 1965 мм в дуралюминовой трубке сечением 8×6 мм, *Д* — трубка к манометру сечением 6×4 мм, *Е* — регулирующая гайка, *Ж* — контргайка

Изменение числа оборотов винта производится путем изменения затяжки пружины регулятора, что достигается поворотом поводка, закрепленного на валике регулятора, тягою Г. Переднее положение ручки тяги управления соответствует малому шагу (большие обороты), а заднее положение (ручка управления выбрана доотказа назад) соответствует большому шагу (малые обороты).

Тяга управления Г состоит из стального троса с мягким сердечником, ходящего в дуралюминовой трубке, укрепленной неподвижно к каркасу фюзеляжа.

Положение тяги управления фиксируется. Фиксатор имеет то же устройство, что и фиксатор тяги управления заслонкой радиатора (рис. 105). Ход тяги после отрегулирования Р-2 регулируется гайкой Е (рис. 123), и контргайкой Ж, под которые наконецник тяги у ручки нарезан.

Предварительно регулируют ход тяги следующим образом. Дают на земле рукоятку тяги вперед так, чтобы мотор имел 2050 об/мин. После этого, не изменяя положение тяги, гайку Е, вращая по резьбе наконецника, доводят в упор до кожуха тяги и контрят гайкой Ж. Таким образом гайка Е является ограничителем хода тяги вперед.

Окончательно регулируют ход тяги в полете, перемещая гайку по резьбе наконецника.

Тяга управления укреплена на верхнем левом лонжероне фюзеляжа. Ручка тяги выведена с левой стороны доски приборов и закреплена на верхней панели фюзеляжа. Рабочее давление масла (14—15 ат), нагнетаемого регулятором во втулку винта, контролируется масляным манометром, установленным под доской приборов на левой стойке рамы 5—6 фюзеляжа.

Ввиду того, что описанная конструкция управления винтом АВ-1 не обеспечивала его нормальной эксплуатации, на самолетах последних выпусков установлена новая конструкция управления винтом (рис. 124).

Новое управление должно быть также установлено на всех ранее выпущенных самолетах.

Новое управление винтом состоит из маховичка А, расположенного на левом борту кабины, и ролика В, расположенного на регуляторе Р-2.

Маховичок А связан с роликом В тросовой проводкой В в боуденовской оболочке, укрепленной к левому верхнему лонжерону и моторной раме.

Натяжение тросов регулируется тандерами, расположенными вблизи ролика В.

Маховичок А снабжен фиксатором, состоящим из укрепленного на катушке храповичка, между зубцами которого входит штырек, прижимаемый к храповичку пружинкой.

Для ограничения угла поворота ролика на ролике установлены шпильки, которые упираются в пластину, закрепленную на корпусе регулятора.

При вращении маховичка *А* по часовой стрелке устанавливаем, посредством регулятора *Р-2*, лопасти винта на малый шаг и, наоборот, при вращении маховичка против часовой стрелки устанавливаем лопасти винта на большой шаг.

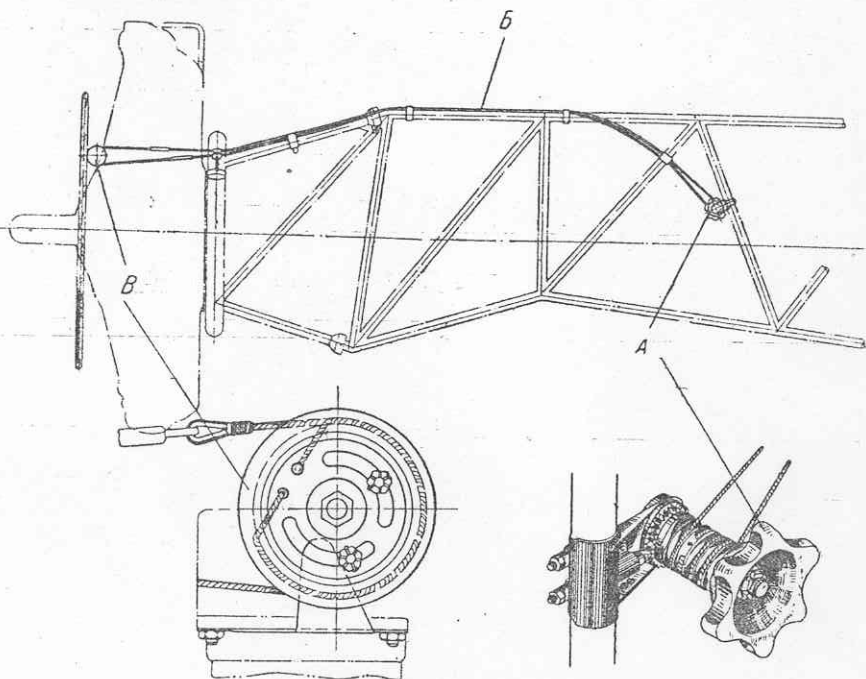


Рис. 124. Схема управления винтом АВ-1 (2-й вариант)

Инструкция по эксплуатации винта АВ-1 приведена в 3-й книге Технического описания.

На некоторых самолетах первых серий установлен металлический винт (диаметром 2,8 м) фиксированного шага (устанавливаемого на земле) с коэффициентом полезного действия 0,8.

Лопастей винта максимальной шириной 250 мм изготовлены из дуралюмина и соединяются разъемной втулкой, стянутой двумя хомутами.

При сборке винта или перестановке угла лопастей следует обращать внимание на положение хомутов по отношению ко втулке винта. После перестановки лопастей хомуты, крепящие втулку, и их стяжные болты должны быть установлены в свое прежнее положение, так как смещение хомутов нарушит вертикальную балансировку винта, что вызовет тряску моторной установки.

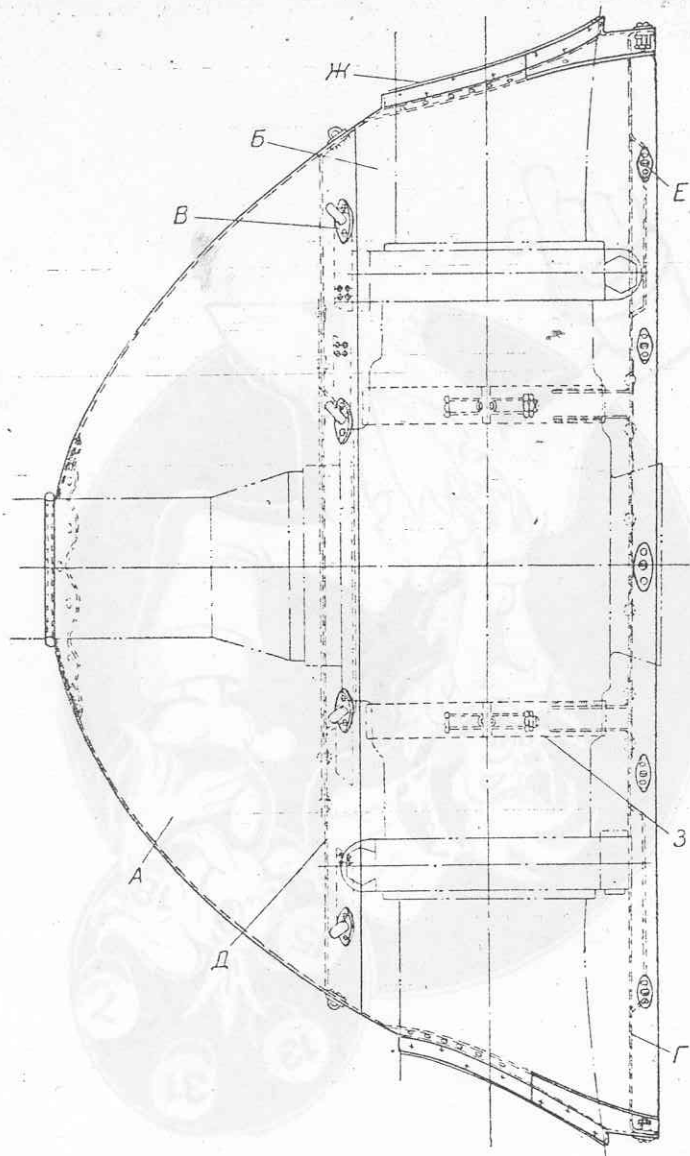


Рис. 125. Кок винта

Поворот лопастей (подбор угла) производится на земле в зависимости от числа оборотов, которое мотор дает на границе высоты.

Втулка винта фиксированного шага закрыта дуралюминовым коком. Кок—разъемный (рис. 125) и состоит из передней и задней частей. Носок *А* кока давленый из листового дуралюмина толщиной 1 мм. В своей передней части носок имеет отверстие для прохода храповика. Для жесткости это отверстие закатано.

Носок *А* крепится с помощью замков-пальцев *В*. В полете пальцы *В* контрятся булавками. Кок *Б*, надеваемый на втулку винта, выдавливается из дуралюминового листа толщиной 1 мм. Эта часть кока центрируется и крепится на втулке винта в передней части шпильками храповика, а по задней кромке—диском *Г*. Так как в процессе эксплуатации кока винта подобной конструкции наблюдались разрывы и смятие кока у шпилек храповика, то передняя стенка кока усилена стальной, прикрепленной к коку, накладкой *Д* толщиной 1 мм. К диску *Г* кок крепится винтами *Е*.

Для прохода лопастей винта в коке имеется два выреза, окантованные резиновой прокладкой *Ж*.

Задний диск *Г* дуралюминовый, усилен у заделки стальной накладкой и имеет для облегчения веса отбортованные отверстия. К втулке винта задний диск *Г* крепится сварным стальным кронштейном *З*. Кронштейн фланцем приклепан к диску *Г* и укреплен двумя хомутами на втулке винта.

Турбокомпрессор

На некоторых самолетах с моторами М-62 (короткие моторы) устанавливаются по два турбокомпрессора ТК-1 (в дальнейшем будем обозначать их ТК).

ТК устанавливаются на мотораму с правой и левой стороны на подкосах, которые одними концами на болтах крепятся к диску ТК, а другими—на болтах к хомутам на моторной раме. Назначение ТК—сохранить мощность на больших высотах (до 8000 м) увеличением наддува в карбюратор.

Воздух, проходя через ТК, нагревается и идет в карбюратор уже подогретый; поэтому нет надобности в отдельном подогреве карбюратора. Для ТК карбюраторы проверяют специально на герметичность.

Работает ТК от выхлопных газов, которые через коллектор поступают в ТК и дальше выходят наружу. Вращая турбину, газы заставляют вращаться крыльчатку, нагнетающую воздух в карбюратор.

При установке на мотор ТК обычная масляная помпа заменяется на помпу—трехступенчатую „ЦИАМ“, которая из общей сети подает масло в ТК.

Вместо бензиновой помпы БНК-5Б ставится помпа БНК-6. Для лучшего охлаждения масла устанавливается сотовый 9-дюймовый радиатор с увеличенным проходным сечением раструба.

Вес ТК 32 кг, а вес всей установки 75—80 кг.

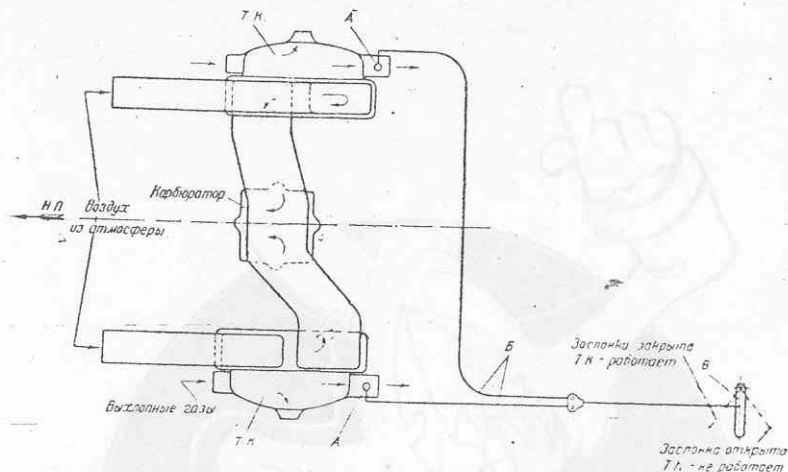


Рис. 126. Схема управления турбокомпрессором (ТК)

А—заслонка ТК,

Б—тяга управления заслонкой ТК,

В—сектор управления ТК (на секторе управления мотором)

Оба ТК имеют одно и то же вращение — ТК с правой стороны вращается на летчика, а с левой — на винт.

Управление ТК показано на рис. 126. В выходном раструбе каждого ТК устанавливаются заслонки А с рычагами, от которых идут тросы Б с жестким сердечником в трубе к сектору В управления мотором.

Когда ТК работает — заслонка закрыта (ручка управления заслонкой дается вперед); выхлопные газы приводят во вращение турбину, а следовательно и крыльчатку, и выходят наружу.

При открытии заслонки (ручка управления назад) ТК работает на малых оборотах, так как лишь небольшая часть газов попадает на лопатки турбины, основная же часть выходит наружу через выходной раструб.

Воздух из атмосферы в обоих случаях проходит через ТК и попадает в карбюратор прогретым.

ГЛАВА IV

УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

§ 17. РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

В ручное управление (рис. 127) входит управление рулем высоты и элеронами.

Все ручное управление—жесткое. Во всех шарнирных сочленениях поставлены шарикоподшипники (радиальные или радиально-сферические).

Ручное управление сконструировано таким образом, что при отклонении ручки на 15° от себя руль высоты отклоняется вниз на 25° ; при отклонении ручки на 16° на себя руль высоты отклоняется вверх на 30° . При отклонении ручки вправо или влево на 15° элероны дифференциально отклоняются один вверх и другой одновременно—вниз. Дифференциация отклонения элеронов осуществлена особой конструкцией качалок и смещением шарниров в них.

Все детали ручного управления изготовлены из дуралюмина (Д1 или Д40) или из стали марки С20, С40 или 30ХГСА. Дуралюминовые детали подвергнуты процессу анодного оксидирования, а стальные—кадмированы или оцинкованы.

Детали ручного управления

Ручка (рис. 128) имеет в нижней части стальной стакан *А*, который склепан с дуралюминовой трубой *Б* сечением 40×35 мм. Вверху к трубе *Б* приклепана баранка *С* с пулеметными гашетками *В* и тормозным рычажком.

Продольная труба *Д* ручного управления изготовлена из хромансильевой трубы сечением 35×32 мм, термически обработанной до $K_z = 90-110$ кг/мм².

В передней части к трубе *Д* приварена хромансильевая качалка *Е*. Упор ручки „от себя“ *З* поставлен на трубе на хомутах и может передвигаться вдоль трубки *Д* после регулирования руля высоты.

Концы трубы *Д* устанавливаются на подшипниках *И* и *К*, корпуса которых крепятся болтами на полу кабины.

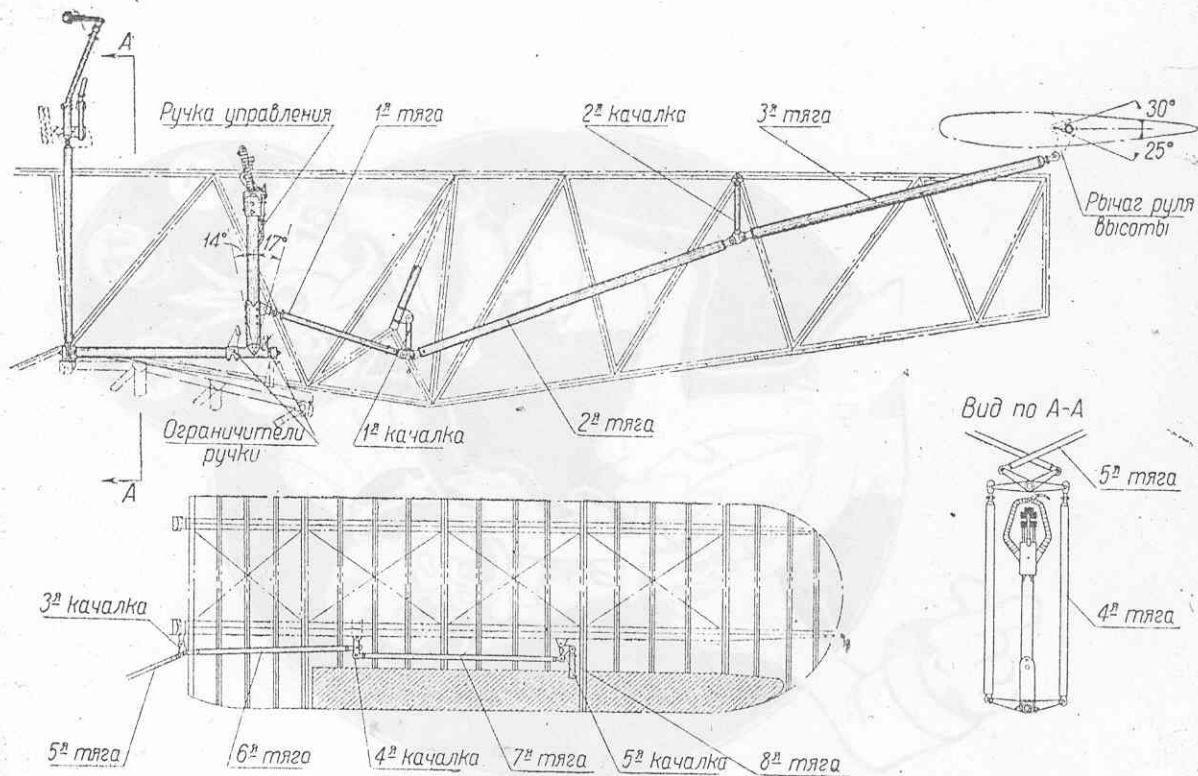


Рис. 127. Схема ручного управления

Переходные качалки (рис. 129) *А* и *Б*, передающие движение ручки на элероны, установлены на осевом болте *В*, который скреплен с кронштейном верхнего центроплана самолета. Качалки

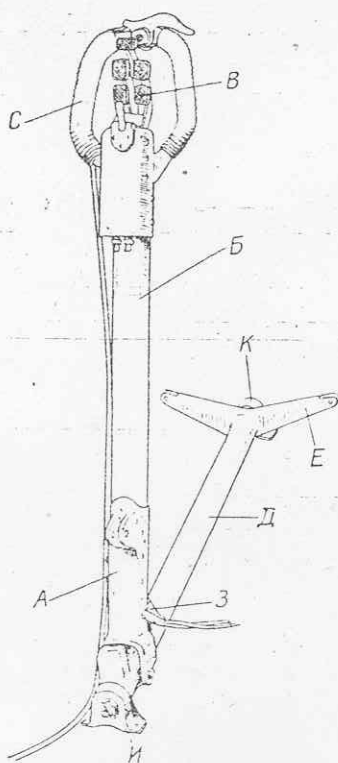


Рис. 128. Ручное управление

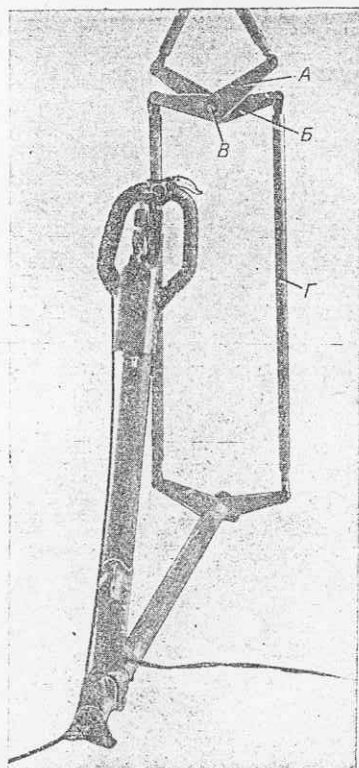


Рис. 129. Ручное управление с деталями

А и *Б* изготовлены из хромансиля, термически обработаны до $K_z = 90—110 \text{ кг/мм}^2$ и оцинкованы. Качалки имеют по два радиальных шариковых подшипника для восприятия момента, действующего в плоскости, параллельной оси болта *В*, и соединены с качалкой продольной трубы дуралюминовыми тягами *Г*.

Все соединения осуществлены на шариковых подшипниках.

Тяги ручного управления рулем

1-я тяга (рис. 127) — дуралюминовая труба сечением 22/20 мм с дуралюминовыми вклепанными стаканчиками. Тяга регулируется в передней части посредством стального ушка.

2-я тяга — дуралюминовая труба сечением 34/32 мм с вклепанными дуралюминовыми стаканчиками. Тяга не регулируется.

3-я тяга — дуралюминовая труба сечением 32/30 мм с вклепанными дуралюминовыми стаканчиками. Тяга регулируется в хвостовой части посредством стального ушка.

Тяга ручного управления элеронами

4-я тяга — дуралюминовая труба сечением 22/20 мм с вклепанными дуралюминовыми стаканчиками. Тяга регулируется в верхней части посредством стального ушка.

5-я тяга — дуралюминовая труба сечением 22/20 мм с вклепанными дуралюминовыми стаканчиками. Тяга регулируется в верхней части соединения с третьей качалкой посредством стальной вилки.

6-я тяга — хроманселевая нормализованная труба сечением 25/23 мм с вклепанными дуралюминовыми стаканчиками. Тяга регулируется у соединения с третьей качалкой посредством стальной вилки.

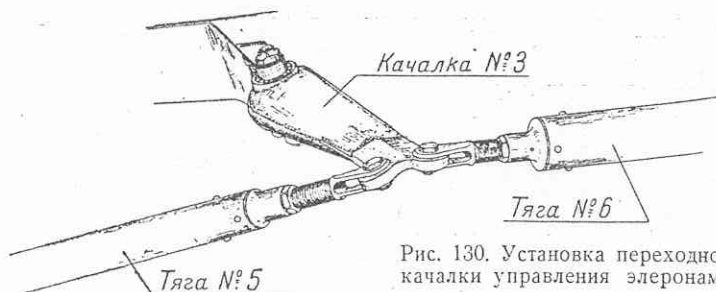


Рис. 130. Установка переходной качалки управления элеронами

7-я тяга — хроманселевая нормализованная труба сечением 25/23 мм с вклепанными дуралюминовыми стаканчиками. Тяга регулируется у соединения с 5-й качалкой посредством стальной вилки.

8-я тяга — стальная труба сечением 14/12 мм (марки С20) со стальными стаканчиками. Тяга регулируется у соединения с 5-й качалкой посредством стальной вилки. Стаканчик под резьбу приварен, а вилка у соединения с кронштейном элерона приклепана стальными заклепками размером 2,5 × 20 мм.

1-я и 2-я качалки изготовлены из хроманселевых трубок сечением 10 × 8 мм и установлены на шариковых подшипниках.

2-я качалка сделана с разными радиусами качания для достижения требуемого отклонения руля высоты. Обе качалки термически обработаны до $K_z = 90-110 \text{ кг/мм}^2$ и оцинкованы. Корпусы подшипников качалок дуралюминовые.

3-я качалка (рис. 130) сварная из хроманселевой стали, имеет два шариковых подшипника с распорной дуралюминовой втулкой,

поставленной между ними. Качалка термически обработана до $K_z = 90-110 \text{ кг/мм}^2$ и оцинкована.

4-я качалка (рис. 131) представляет собой хромансильную вилку, термически обработанную до $K_z = 90-110 \text{ кг/мм}^2$ и снаружи оцинкованную. Отверстия для болтов смещены от оси для получения дифференциального отклонения элеронов. Между шариковыми подшипниками поставлена дуралюминовая распорная втулка.

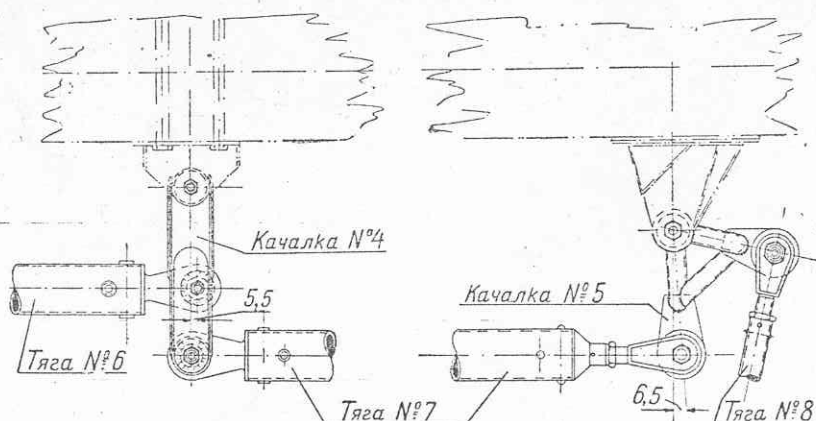


Рис. 131. Установка 4-й и 5-й качалок

5-я качалка (рис. 131) изготовлена из хромансильных трубок сечением 12/10 мм, термически обработанных до $K_z = 90-110 \text{ кг/мм}^2$ и оцинкованных. Между шариковыми подшипниками поставлена распорная втулка.

Во всех качалках стоят между шарикоподшипниками распорные втулки, изготовленные для удобства монтажа с бортиками.

Для возможности полных отклонений руля высоты и элеронов тяги должны иметь между осями болтов следующие размеры:

Тяга № 1 — длина	500 мм	Тяга № 5 — длина	733 мм
„ № 2 — „	1184 „	„ № 6 — „	1138 „
„ № 3 — „	1136 „	„ № 7 — „	1386,5 „
„ № 4 — „	734 „	„ № 8 — „	169 „

§ 18. НОЖНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Общий вид ножного управления показан на рис. 132. В ножное управление входят: педаль ножного управления, тросы (мягкие, диаметром 3 мм), по два с каждой стороны, тандеры диаметром 5 мм для натяжения тросов и направляющие ролики.

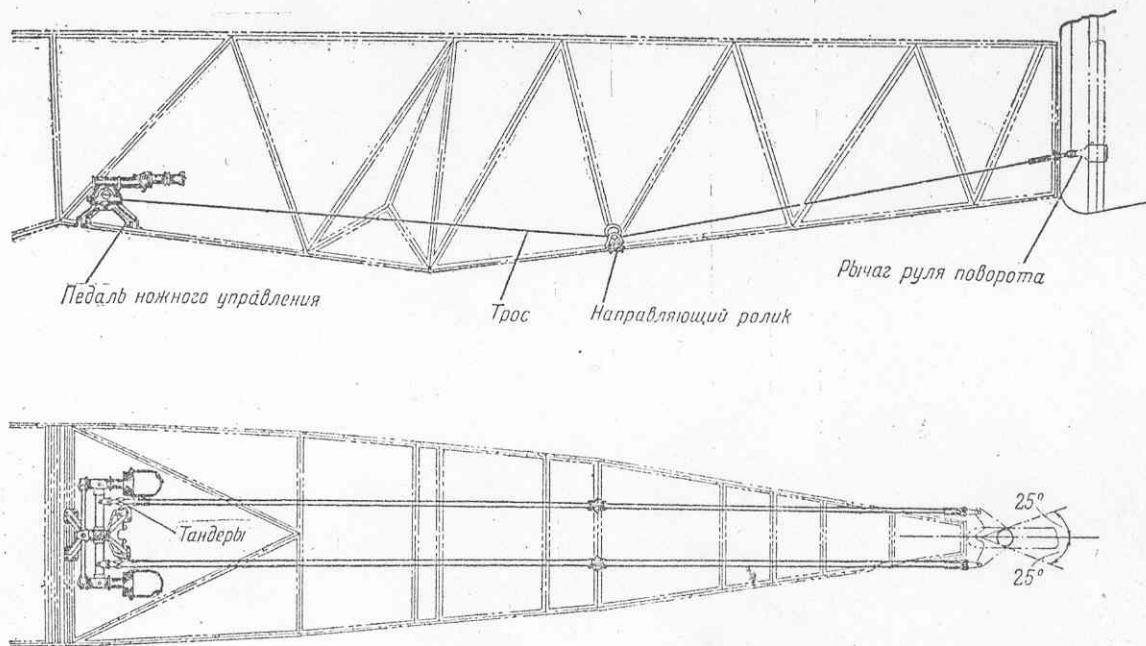


Рис. 132. Схема пожного управления

Детали ножного управления

Педаль ножного управления (рис. 133) состоит из основной трубы *А*, направляющей трубки *Б*, кронштейнов *В* подножки, подножек *Г* и кронштейна *Д*.

Детали *А*, *Б* и *В* образуют при соединении параллелограм и поэтому кронштейны при подножке педали остаются параллельными оси самолета при отклонении трубы *А* от нейтрального положения.

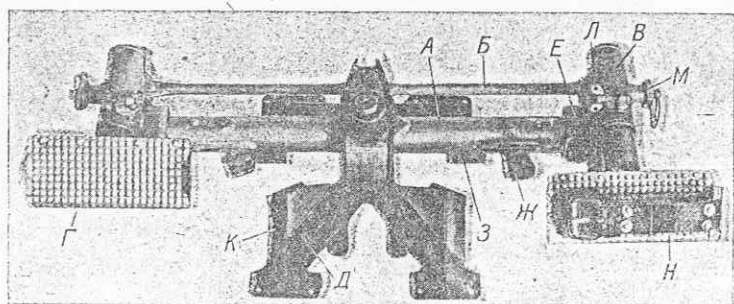


Рис. 133. Педаль ножного управления

Основная труба *А* сделана из хромансильевой трубы сечением 30/28 мм, посредине которой поставлены шарикоподшипники, а по концам прикреплены вилки *Е* также с шарикоподшипниками. В трубе на болтах шарнирно укреплены сержки *Ж* для соединения с тандерами тросов. На трубе *А* приварены упорные площадки *З*, из листовой стали, которые при отклонении педали на 25° упираются в уступы *К* кронштейна. Труба термически обработана до $K_z = 90-110 \text{ кг/мм}^2$ и оцинкована.

Направляющая трубка *Б* представляет собой стальную оцинкованную трубочку (из материала С20) сечением 10/8 мм с тремя шарикоподшипниками.

Кронштейн подножки сварен из стали. Верхняя его трубка расточена для установки подножки, и во избежание люфтов имеет прорезь с барашком *Л* для зажима подножки. Кронштейн имеет прорезь для трубки *В* в нижней трубе, в которой сделано отверстие под болт. В верхней трубе с наружной стороны поставлены стопоры *М*.

Кронштейн термически обработан до $K_z = 110 \text{ кг/мм}^2$ и оцинкован.

Подножка представляет собой трубку с приваренным к ней стальным кронштейном под ступню. К последнему прикреплены гофрированная алюминиевая пластина *Г* и ремни *Н*. В трубке подножки сделаны отверстия для регулирования управления под

рост летчика. Подножка термически обработана до $K_z = 90 - 110 \text{ кг/мм}^2$ и оцинкована.

Кронштейн педали (рис. 134) отлит из алюминиевого сплава

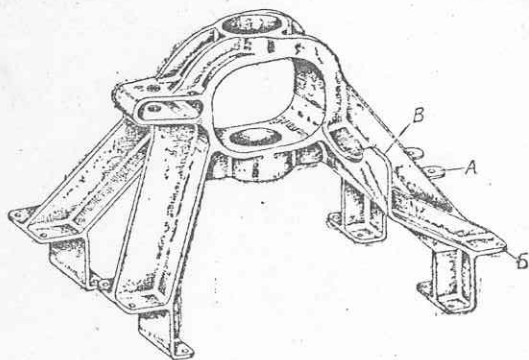


Рис. 134. Литой кронштейн педали

АСЛЛТ4. Приливы А предназначены для постановки тормозного воздушного золотника дифера. Лапками В кронштейн крепится к швеллерам пола. Приливы В служат упорами, позволяющими отклонить педали не больше, чем на 25° .

На первых самолетах до получения литья с завода-поставщика поставлены сварные стальные кронштейны, показанные на рис. 135.

На головной серии стоит кронштейн из алюминиевого сплава.

Направляющий ролик (рис. 136) состоит из стального оцинкованного кронштейна А и дуралюминового ролика В. Диаметр ролика 50 мм взят по стандарту для данного угла перегиба троса.

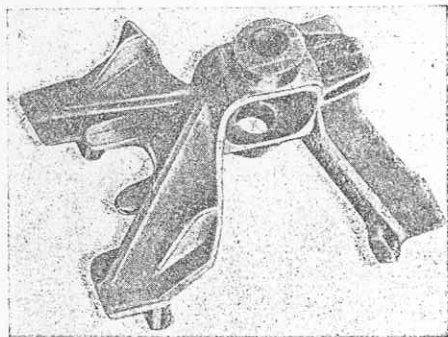


Рис. 135. Сварной кронштейн

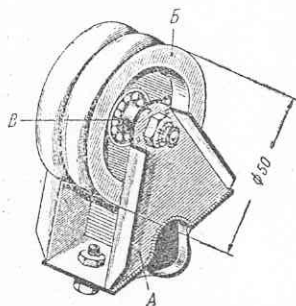


Рис. 136. Направляющий ролик

Ролик крепится на поперечной трубе фюзеляжа. Между внутренним кольцом шарикоподшипника и болтом поставлены с двух сторон распорные дуралюминовые втулки В.

ГЛАВА V

ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Оборудование самолета состоит из аэронавигационного, вспомогательного, кислородного и электрооборудования.

§ 19. АЭРОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Аэронавигационное оборудование самолета (рис. 137) состоит из следующих приборов, смонтированных на общей доске приборов:

№№ п/п.	Наименование прибора	Количество	Примечание
1	Тахометр на 3000 об/мин	1	Стандартный
2	Компас КИ-6	1	"
3	Мановакууметр со шкалой от 300 до 1200 мм рт. ст.	1	"
4	Указатель скорости со шкалой до 600 км	1	"
5	Указатель поворота, образца 1937 г.	1	С трубкой Вентури и редуционным клапаном
6	Высотометр двухстрелочный со шкалой до 12 км	1	Стандартный
7	Термопара до 350°	1	С экраном
8	Часы АЧО	1	С обогревом на 24 V
9	Трехстрелочный индикатор	1	Стандартный
10	Переключатель магнето	1	Экранированный
11	Указатель положения шасси	1	Завода № 1
12	Бензиномер механический	1	
13	Трехходовой бензиновый кран	1	Завода № 1

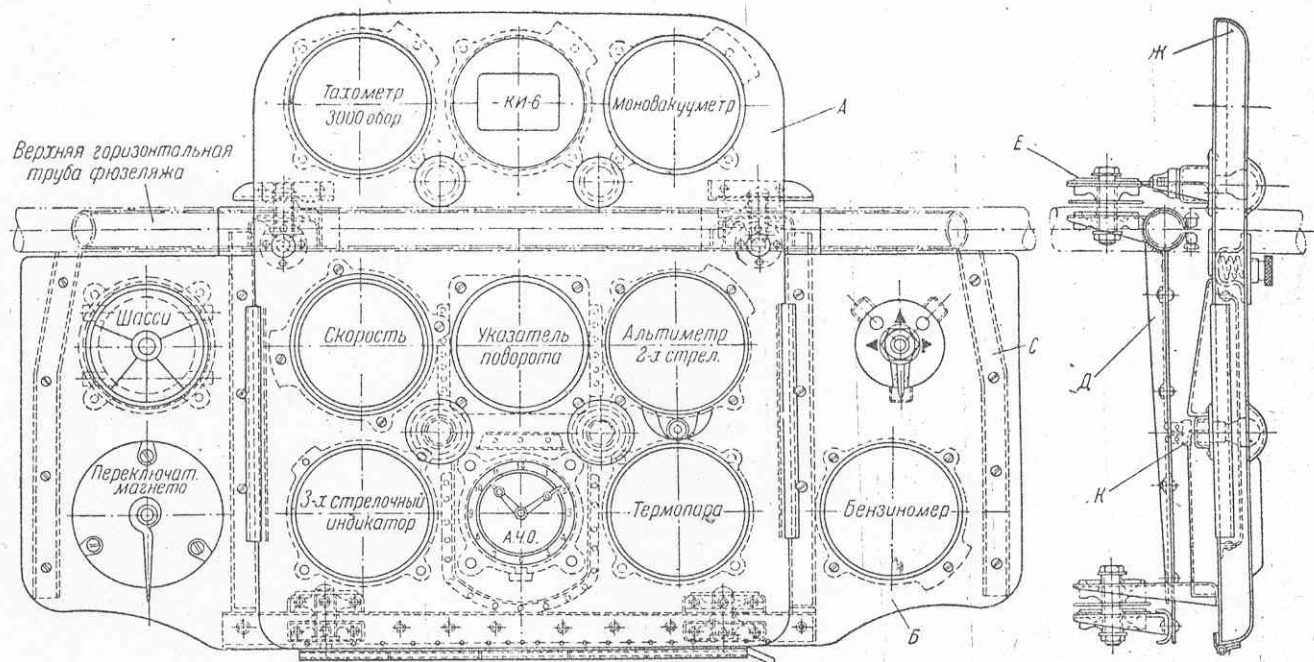


Рис. 137. Доска приборов

Доска приборов состоит (рис. 137) из двух частей: жесткой *Б* и амортизированной средней части *А*. На жесткой части доски расположены приборы, не требующие дополнительной амортизации. На амортизированной средней части доски расположены аэронавигационные приборы и приборы, которые требуют дополнительной амортизации.

Доска приборов крепится на специальные кронштейны, два из которых *С* непосредственно приварены к поперечной трубе фюзеляжа, а два *Д* ставятся на специальных зажимных хомутах. К этим кронштейнам жесткая часть доски *Б* крепится болтами.

Жесткая часть сделана из 1,5-мм листового дуралюмина.

К доске приклепаны два специальных кронштейна и два установлены на горизонтальной трубе с амортизаторами типа „Лорд“, на которые вешается средняя амортизированная часть доски.

Средняя часть доски сделана из 2-мм дуралюмина. Для освещения приборов средняя часть доски сделана с искусственным подсветом. На первых выпусках машин на панели доски были расположены патроны для ламп, два из которых плафонного типа 5 W 24 V и два патрона *К* для лампы с цоколем Сван-Миньон. Лампы закрываются специальным кожухом *Ж*, сделанным из 0,5-мм дуралюмина. Свет для освещения приборов проходит в зазоры, оставленные между приборами и щитком. К средней части доски приклепаны четыре специальных кронштейна с амортизаторами *Е* типа „Лорд“, которые скрепляются болтами с амортизаторами жесткой части доски. Кожух крепится к доске двумя специальными зажимными замками.

С последующих выпусков самолетов приборная доска изменилась. Уменьшился по высоте фальшборт, изменился подсвет доски. Вместо двух „плафонных ламп“ и двух ламп с цоколем Сван-Миньон, поставлено четыре лампы с цоколем Сван-Миньон. Сделана специальная коробочка под часы для лучшего подхода к ним. На место термопары поставлен трехстрелочный индикатор, а на место трехстрелочного индикатора поставлена термопара.

Для постановки новой лампы, для осмотра и снятия приборов нужно снять кожух, открыв два замка.

Проводка электропроводов к лампе на доске описана в § 22. Наружная поверхность доски окрашена в черный матовый цвет. Внутренняя поверхность амортизированной части доски окрашена белой эмалью для лучшего отражения света.

Снятие приборов

Для снятия приборов необходимо:

а) Открыть кожух, если прибор размещен на средней части доски; разъединить подходящие к прибору трубопроводы или провода, если таковые имеются.

б) При снятии стандартного прибора достаточно вывернуть винт замка крепежного кольца, после чего прибор легко вынимается. При снятии приборов в нестандартном корпусе требуется отвернуть болты крепления прибора.

Вспомогательные приемники приборов

Приемник Пито с электрообогревом для указателя скорости крепится тремя винтами на специальном кронштейне, установленном на правой стойке крыла (рис. 138).

Проводка из алюминиевых трубок сечением $6/4$ мм от приемника Пито до указателя скорости проложена в верхнем правом крыле на расстоянии 290 мм впереди заднего лонжерона и крепится специальными скобами к нижней части нервюры.

Из крыла проводка идет через верхний центроплан в фюзеляж, где крепится ленточными хомутиками, под которые подложена резиновая лента. Концы алюминиевых трубок, подходящие к высотомеру и указателю скорости, развальцовываются и зажимаются гайками. В местах соединения на трубки надеваются дюритовые втулки сечением $10/4$ мм и длиной 55 мм и зажимаются специальными хомутами (рис. 138). Штуцер статического давления высотомера соединен при помощи отрезка со статической трубкой проводки указателя скорости. Проверяют систему, нагнетая в нее воздух грушей.

Для проверки герметичности соединений над стойкой крыла и в местах стыковки крыла с верхним центропланом, необходимо снять зализы стойки крыла и, осмотрев соединение, поставить обтекатели на место.

Трубка Вентури установлена на распорной трубке кронштейна пламягасителя нижнего правого пулемета.

Зазор между трубкой Вентури и жалюзи должен быть 3—5 мм.

От трубки Вентури и до указателя поворота проложена по правому борту фюзеляжа через мотор одна алюминиевая трубка сечением $8/6$ мм, которая в местах подходов к прибору и в местах сращивания имеет дюритовое соединение, зажатое хомутами. Для надежности работы прибора на больших скоростях, в систему проводки введен редукционный клапан.

Гибкий вал от тахометра к мотору проложен по правому борту фюзеляжа с небольшим числом перегибов. К трубам фюзеляжа гибкий вал прикрепляется хомутами. Через противоположную перегородку гибкий вал проходит в специальном зажимном хомуте (рис. 138), крепящемся к противопожарной перегородке.

На стойке самолета на трубку Пито надевается чехол из черного молескина, предотвращающий попадание в трубку воды и пыли.

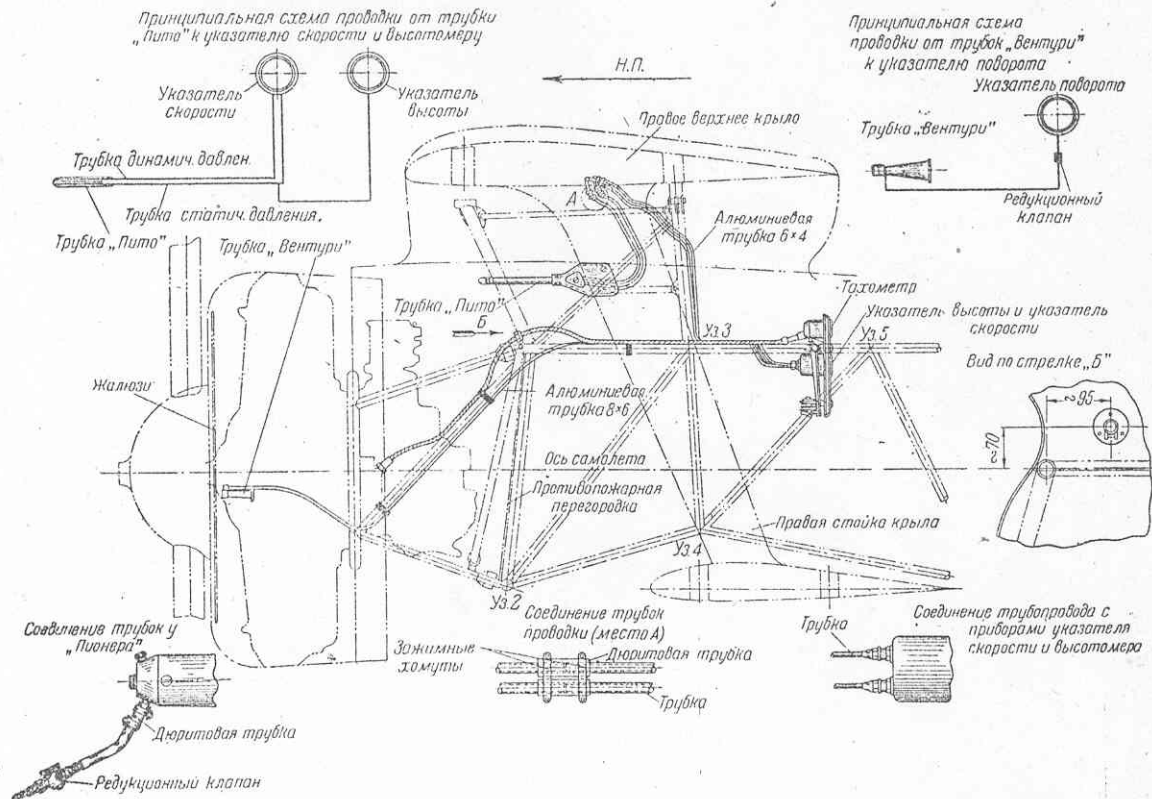


Рис. 138. Схема проводки от трубок Пито и Вентури и проводки гибкого вала тахометра

§ 20. ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Вспомогательное оборудование на самолете состоит из следующих агрегатов:

- 1) ракетного пистолета КП-3,
- 2) патронташа на 6 ракет,
- 3) аптечки,
- 4) чехла самолета,
- 5) инструментальной сумки.

Ракетный пистолет А (рис. 139), предназначенный для световой пиротехнической сигнализации, крепится в специальном

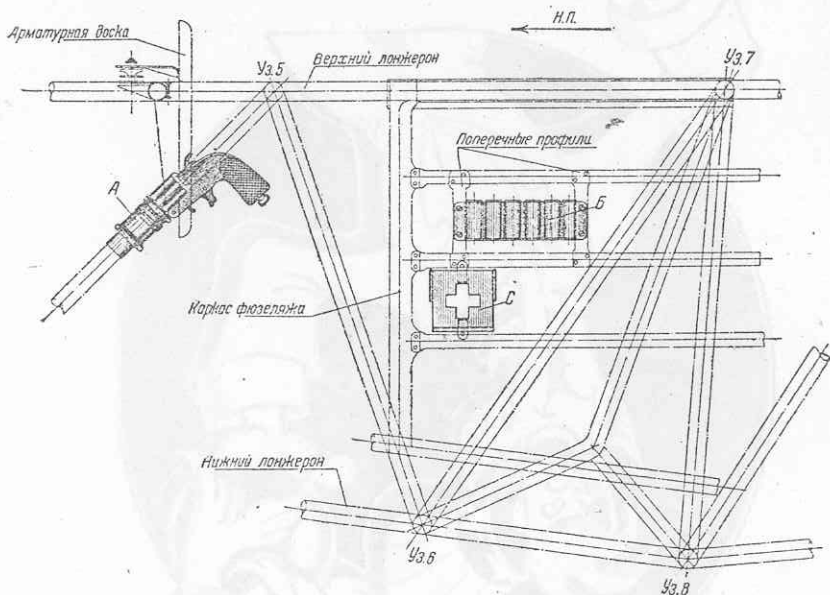


Рис. 139. Размещение вспомогательного оборудования

кобуре с зажимным хомутом на диагональный подкос правого борта между рамами 3—4 и 5—6. Кобур обшит шинельным сукном для предохранения пистолета от наружных повреждений. Пистолет А удерживается в кобуре зажимным барашком, имеющимся на хомуте крепления.

Патронташ Б из дерматина на 6 ракет размещен с правого борта, между рамами 5—6 и 7—8 на каркасе кабины и крепится к промежуточным вертикальным стрингерам на болтиках.

На правом борту под патронташем к продольным стрингерам каркаса кабины крепится на трех болтиках самолетная аптечка С.

Для защиты самолета на стоянках от пыли, атмосферных осадков и т. п. самолет закрывается чехлами, сшитыми из брезента в комбинации с палаточным полотном. Чехлы надеваются на винт и на сиденье со спец-спинкой. Мотор с кабиной и „чайкой“ зачехляют вместе одним комбинированным чехлом. Чехол закрепляется ремнями из палаточного полотна и распахивается суровыми лентами.

На чехле сделано приспособление для пломбировки самолета, которая осуществляется пропусканием троса с замком сквозь пришитые к чехлу кольца.

Пломбируют самолет в трех местах на борту (правом) и внизу при входе лент-расчалок в нижние узлы нижних крыльев с обеих сторон фюзеляжа.

На случай легкого ремонта при вынужденной посадке в полет берется бортовая инструментальная сумка с набором необходимого инструмента. Сумка размещена за подголовником пилота с специальной нишей, закрытой боковым люком с замками „Дзус“.

Инструментальная сумка сделана из брезента или черного молескина с замком „молния“. В нише сумка крепится ремнем из брезента.

Для открывания замков лючка к самолету приложена специальная бортовая отвертка со шнурком и карабином. Она должна находиться у каждого летчика в кармане, прикрепленной карабином за комбинезонный ремень летчика.

Для ремонта самолета, разборки частей и спец-агрегатов к самолету, кроме бортовой сумки, прикладываются еще две сумки — наземная и вооруженческая с набором инструмента, который обеспечивает подход ко всем основным агрегатам и узлам самолета. Сумки эти сшиты из брезента. Для быстрого растегивания вооруженческой сумки на ней поставлен замок „молния“.

Некоторые ключи прикладываются в групповые или одиночные комплекты запасных частей, в зависимости от назначения.

Для проверки давления в камере колеса к самолету прикладывается прибор, состоящий из штуцера и манометра на 10 ат.

§ 21. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Кислородное оборудование устанавливается в кабину самолета для обогащения кислородом вдыхаемого пилотом воздуха.

Оно состоит из следующих агрегатов (рис. 140):

- 1) прибор КПА-3 (с кронштейном крепления);
- 2) кислородный баллон на 4 л (с двумя кронштейнами крепления);
- 3) маска открытого типа с дыхательным шлангом;
- 4) присосок;
- 5) газопровод.

Кислородный баллон, окрашенный в голубой цвет, расположен на правом борту и крепится хомутами, которые установлены на диагональном подкосе 6—7, на стойке рамы 7—8 и на нижнем лонжероне.

Конструкция хомутов обеспечивает возможность быстро снять баллон. Баллон можно снять, не снимая кронштейнов крепления Б.

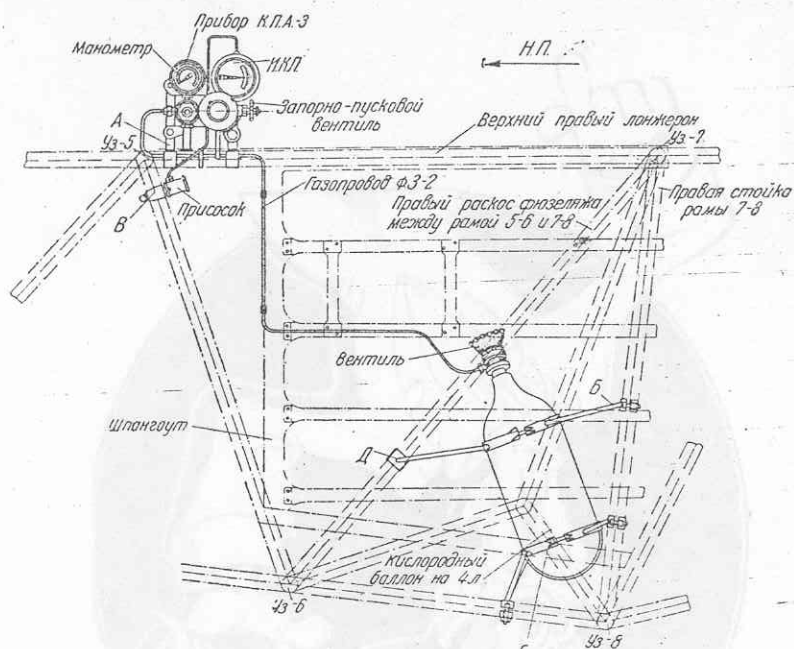


Рис. 140. Схема установки кислородного оборудования

Для снятия баллона нужно отвернуть барашки Г на стягивающих хомутах баллона Б — верхнем и нижнем, отвернуть барашек на хомуте Д, который крепится на диагональный подкос рамы 6—7, освободить хомут с подкоса 6—7 и снять баллон.

При постановке баллона порядок операций обратный.

Кислородный прибор и баллон с проводкой ставятся на самолет, а маска прилагается к самолету.

Прибор КПА-3 устанавливается на кронштейнах А над правым верхним лонжероном ближе к узлу № 5. Стальные кронштейны крепления сварной конструкции.

Присосок монтируется на болтиках на стальном кронштейну В, установленному на вертикальной трубе рамы 5—6 с правой стороны.

Проложенный к прибору газопровод соединяет присосок с индикатором потока и манометр с вентилем баллона. Проходя-

щий по лонжерону и спускающийся к вентилю газопровод закрепляется ленточными хомутами с резиновыми прокладками шириной 8 мм.

Газопровод зажимается нормальными хомутами с резиновой подкладкой на каркасе обшивки.

При пользовании кислородным оборудованием (на высоте от 4 до 12 км) необходимо отвернуть вентиль кислородного баллона обязательно доотказа.

Подачу кислорода в маску можно контролировать, сравнивая показания индикатора кислородного потока с показанием высотомера, так как циферблат индикатора размечен по высотам. Признаком исправного действия кислородного оборудования является тождественность показаний этих приборов.

Подача кислорода регулируется.

Кислород подается автоматически вследствие воздействия вакуумного анероида на систему, регуливающую в редукторе рабочее давление.

Механизм прибора состоит из редуктора высокого давления (который, получая кислород из баллона с давлением 120 ат, понижает его до 8 ат) и редуктора рабочего давления, регулирующего под действием анероидной системы рабочее давление, переменное по высоте.

Указания по эксплуатации кислородного прибора даны в инструкции, прикладываемой к каждому самолету.

§ 22. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Электрооборудование самолета обеспечивает освещение кабины, приборов, обогрев приборов, зажигание подкрыльных факелов, питание прицела, фото-кино-пулемета и наружного освещения.

На самолете установлено электрооборудование (рис.141 и 142) под напряжение 24 V.

Оно состоит из следующих агрегатов:

№ п/п	Наименование	Тип	Количество	Примечание
1	2	3	4	5
	<i>I. Источники электроэнергии</i>			
1	Аккумуляторная батарея на 24 V.	12-A5	1	
	<i>II. Наружное освещение</i>			
2	Бортовой огонь (арматура и лампа 10 W 24 V плафонного типа) . . .	BC-35	2	
3	Хвостовой огонь (арматура и лампа с цоколем Сван-Миньон 5 W 24 V	XC-35	1	

№ п/п	Наименование	Тип	Коли- чество	Примечание
1	2	3	4	5
4	Ракетодержатель КГ-12	Заводской	2	Посадочные огни
	<i>III. Внутреннее освещение</i>			
5	Кабинная лампа створчатая (арматура и лампа плафонного типа 5W 24 V)	КЛС-35	1	
6	Переносная лампа	ПЛ-36	1	
7	Лампа плафонного типа 24 V 5 W .		4 ¹	
8	Лампа с цоколем Сван-Миньон 24 V 5 W		2 ²	
	<i>IV. Обогрев приборов</i>			
9	Трубка Пито 24 V	БОС	1	По группе аэро- навигацион- ного обору- дования
10	Часы 24 V	АЧО	1	
	<i>V. Распределительные приборы</i>			
11	Электрощиток	Заводской	1	
12	Реостат кабинных ламп	РЛ-24	1	
13	Штепсельная розетка	4К	1	Без вилки
14	Штепсельная розетка	7 К	2	Одна с вилкой
15	Гибкий шланг	А	2	
16	Коробка ответвительная двуклемм- ная	Заводской	5 ³	2 шт. с крыш- ками, 3 шт. без крышек
17	Коробка ответвительная трехклемм- ная		1	
18	Коробка ответвительная четырех- клеммная		3	
19	Жгуты электропроводки			
20	Провода разного сечения	ЛПРС	1	
21	Пусковая катушка			

¹ Только на первых выпусках, на дальнейших выпусках лампа снята.

² На последующих выпусках установлено вместо двух, четыре штуки.

³ С последующих выпусков крышки установлены на все коробки.

Проводка в фюзеляже выполнена в жгутах, обмотанных киперной лентой и покрытых лаком № 22. Все жгуты проводки крепятся к ферме фюзеляжа и центроплана нормальными хомутами. Под хомуты крепления проводки подложена резиновая лента шириной 8 мм.

В верхних и нижних крыльях на нервюре центроплана и на заднем лонжероне нижнего центроплана жгуты крепятся дуралюминовыми нормальными скобами.

Источник питания электросети и монтаж его на самолете

Основным источником питания электросети на самолете служит аккумулятор 12-А5 на 24 V (рис. 143).

Аккумулятор размещен в передней части самолета на правом борту между 1—2 и 3—4 в специальной коробке-нише А, из листового дуралюмина, окрашенной с внутренней стороны асфальтовым лаком для предохранения материала от коррозии и обшитой войлоком по наружной кромке для впитывания кислоты при выделении ее из аккумулятора.

Для крепления аккумулятора, на вертикальный подкос рамы 1—2 и 3—4 установлены два кронштейна В, на которые ставится коробка-ниша с аккумулятором.

Для крепления аккумулятора в нише на кронштейны В установлены четыре сварных кронштейна З со скобами Д и Е, крепящие аккумулятор и не позволяющие ему сдвигаться с места.

Кронштейны З изготовлены из стали и крепятся к кронштейнам В вместе с дном ниши А на болтах. Для предохранения близлежащих деталей от влияния эмульсии и испарений кислоты аккумулятор заключен еще в специальный кожух.

Этот кожух состоит из двух частей — верхней крышки Б и нижней ванны С, окантованной в верхней внутренней части фетром для плотного прилегания верхней крышки. Кожух изготовляется из материала Б-95 толщиной 0,8 мм, покрыт внутри асфальтовым лаком для предохранения материала от коррозии, а снаружи окрашен в серый цвет.

Аккумулятор крепится к кронштейнам В П-образными скобами Д и Е и крючком с пружиной Ж.

Для снятия аккумулятора с самолета необходимо открыть боковой люк капота, вынуть штепсельную вилку аккумулятора из розетки, находящейся в нише, снять со скобы крючок Ж и развести скобы Д и Е. После этого можно вынуть аккумулятор вместе с кожухом.

С последующих серий, в связи с изменением фюзеляжа, крепление аккумулятора изменилось. Передний кронштейн крепится за раму 1—2, а задний кронштейн сделан приварным, а не съемным, как раньше.

Кожух без аккумулятора на самолет не ставится.

При полетах без аккумулятора и при снятии аккумулятора скобы необходимо скрестить и связать одинаковой проволокой. Для включения аккумулятора в сеть на самолете предусмотрена штепсельная розетка 7К, которая устанавливается на боковой стенке ниши на текстолитовой подкладке и крепится болтами (рис. 142).

Для того, чтобы во время полета при установленном аккумуляторе крышка от штепсельной розетки не болталась и не била по стенкам ниши, на боковой стенке установлена пружинка, за которую зашелкивается крышка.

Приборы управления и их монтаж на самолет

Электрощиток

Для распределения энергии по всей сети самолета, для защиты предохранителями отдельных групп от короткого замыкания, для обслуживания аэроогней, подкрыльных ракет, для обогрева трубки Пито и часов, для освещения кабины, приборной доски и для включения стартера служит электрощиток (рис. 144) комбинированного типа, который является одновременно и распределительной коробкой РК.

Комбинированный электрощиток состоит из станины А, изготовленной из текстолита, крышки В, крышки С, задней заслонки и крышек, закрывающих клеммные колодки.

На станине смонтированы следующие агрегаты: в верхней части — предохранители, в средней части — три однополюсные кнопки для ракет, четыре специальных выключателя американского типа (завода „Электрик“, двухклеммные) для обогрева трубки Пито и часов, для освещения кабины и для включения АНО, две однополюсные кнопки от электрощитка ЭЛ-36 для включения пусковой катушки и АНО (для сигнализации) и реостат для освещения арматурной доски.

Все соединения осуществлены на задней стороне станины, где установлены выводные клеммы, которые закрываются специальными эбонитовыми крышками (рис. 142—144).

Для замены испорченного предохранителя необходимо отвернуть гайку Д, снять кожух Б, заменить испорченный предохранитель новым (соответствующего ампеража), поставить кожух и завернуть гайку.

Для включения аэроогней необходимо включить выключатель АНО. При пользовании аэроогнями для световой сигнализации, нужно выключить выключатель АНО и нажимать кнопку АНО. Подкрыльные ракеты включаются тремя кнопками. При нажатии кнопки „факел“ ракета открывается и зажигается. При нажатии кнопки „сбрасыватель“ ракета сбрасывается. Каждую ракету можно зажигать и сбрасывать отдельно (рис. 141).

Обогрев трубки Пито и часов включается по отдельности; все лампы приборной доски включаются реостатом. Кабинная лампа в фюзеляже включается отдельным выключателем, а пусковая катушка — кнопкой.

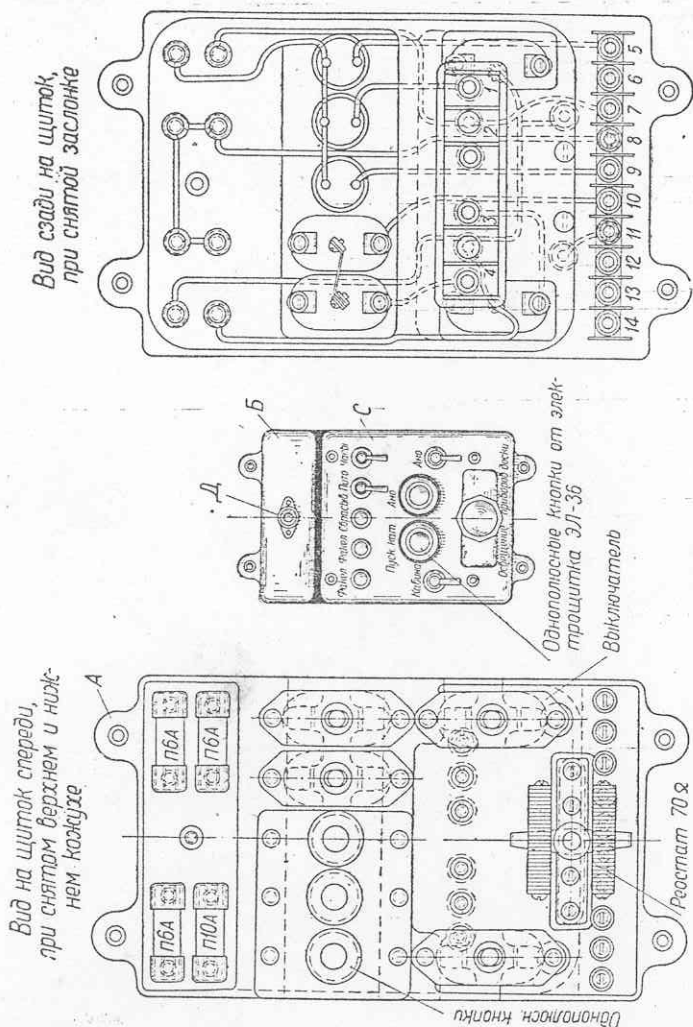


Рис. 144. Электрощиток

Электрощиток установлен на правом борту самолета и крепится к специальным сварным из листовой стали кронштейнам хомутами на вертикальной трубе рамы 5—6 (рис. 142).

Для большего удобства в эксплуатации на самолетах последующих выпусков расположение кнопок для ракет и тумблеров трубок Пито изменилось — кнопки теперь расположены так: „факел 1“, „сбрасывание“, „факел 2“ (раньше было: „факел 1“, „факел 2“, „сбрасывание“).

Аэронавигационные огни

Аэронавигационные огни установлены на дугах верхних крыльев и на концевом обтекателе руля поворота; на левом крыле стоит красный огонь, на правом — зеленый и на хвосте белый. Аэронавигационными огнями, помимо их прямого назначения, пользуются также и для сигнализации.

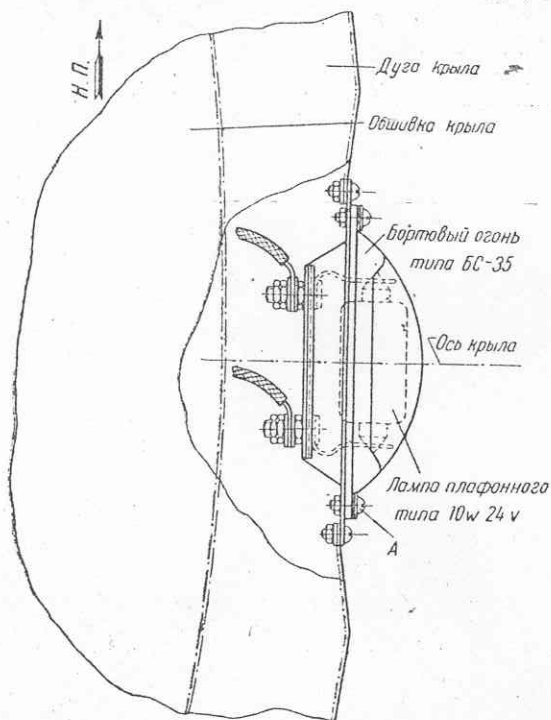


Рис. 145. Крепление бортового огня

Бортовые огни типа БС-35 с лампой 10 W 24 V крепятся двумя болтами каждый к дуге крыла (рис. 145).

Для замены лампы необходимо отвернуть винт А, снять светофильтр, заменить лампу, поставить на место светофильтр и снова завернуть винт А.

Хвостовой огонь типа ХС-35 с лампой 5 W 24 V с цоколем Сван-Миньон закреплен тремя винтами в специальном дуралюминиевом кронштейне, установленном на ободу руля поворота (рис. 146).

От фермы фюзеляжа и до руля поворота проложен гибкий шланг типа А, в котором для предохранения от обрыва и перетираания проходит проводка к хвостовому огню.

Убирающиеся факелодержатели типа НГ-12 расположены на нижней поверхности правого нижнего крыла между нервюрами 11 и 13 и крепятся болтами к специальным анкерным гайкам, которые установлены на дополнительных стрингерах рис. 147).

Для присоединения электропроводки к факелодержателям между 10 и 11 нервюрами на заднем лонжероне поставлена на специальной бобышке четырехклеммная переходная коробка (конструкции завода). Для подхода к коробке в обшивке листа сделан круглый лючок.

В целях повышения пожарной безопасности поверхность крыла возле места крепления факелодержателей защищена дуралюминиевым листом толщиной 0,5 мм. Между этим листом и полотном проложена асбестовая прокладка толщиной 1 мм.

Внутреннее освещение

Приборная доска освещается лампами, установленными на самой приборной доске под щитком. Для дополнительного освещения приборов, находящихся вне арматурной доски, в кабине установлена створчатая кабинная лампа, крепящаяся с правой стороны (по полету) на обшивке кока кабины пилота.

Над арматурной доской на центральном профиле каркаса кабины, на специальной щитке, крепятся (рис. 148) реостат освещения прицела и штепсельная розетка прицела (типа 4К).

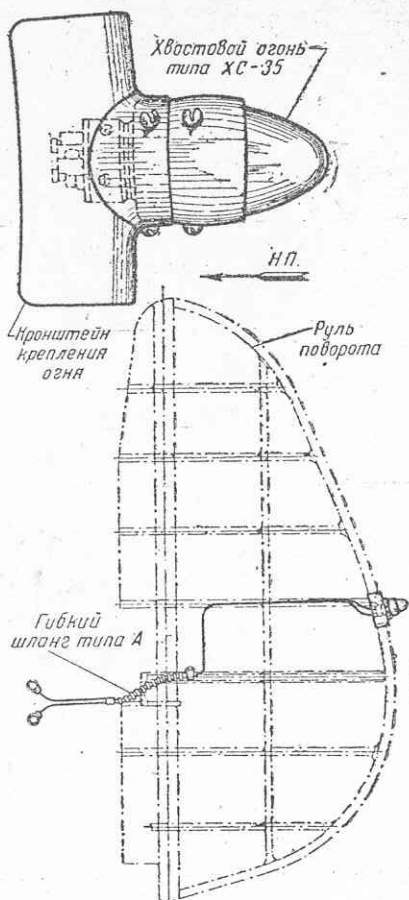


Рис. 146.
Установка хвостового огня

Переносная лампа на монтажной схеме не показана. Она прикладывается к самолету и ее можно включать в розетку прицела.

Для присоединения к сети фото-кино-пулемета, на горизонтальной трубе передней рамы центроплана установлена четырех-

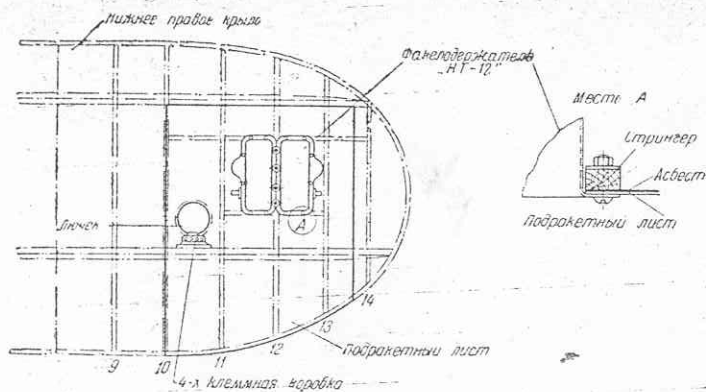


Рис. 147. Установка факелодержателей НГ-12

клеммная проходная коробка ФКП специальной конструкции, крепящаяся на хомуте (рис. 142). К этой коробке присоеди-

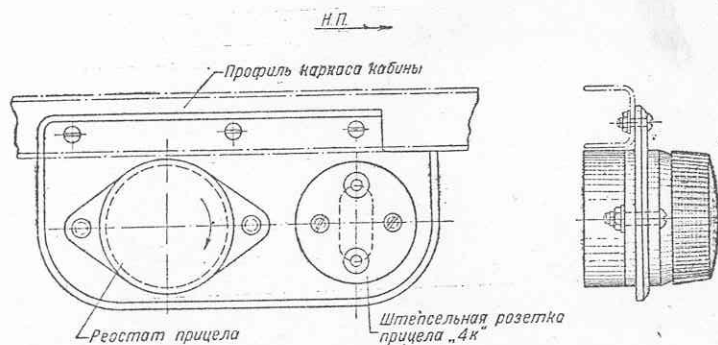


Рис. 148. Установка штепселя и резистора для прицела

няется жгут, снабженный на конце вилкой, которая включается в ПАУ-22. Если на самолете ФКП не установлен, то жгут прячется в лючок центроплана и привязывается к трубе изоляционной лентой. Изолировать надо только контакты.

Для включения фото-кино-пулемета на самолете установлен контакт, расположенный на ручке пилота. Выходящий из ручки провод от контакта ФКП заключен в гибкий шланг типа А,

который одним концом закреплен на ручке пилота, а другим крепится к полу пилота.

Счетчик ФКП устанавливается с левой стороны арматурной доски, сбоку на специальном стальном кронштейне. Для присоединения счетчика фото-кино-пулемета, на правом борту сзади арматурной доски, на верхнем подкосе фюзеляжа, установлена двухклеммная проходная коробка специальной конструкции, крепящаяся на стальном кронштейне.

Счетчик ФКП—ПАУ-22 соединяется с двухклеммной коробкой, стоящей за приборной доской, специальным жгутиком, который прокладывается сзади приборной доски по фюзеляжу и крепится ленточными хомутами.

Для возможности разобрать самолет без нарушения целостности электросети, в нескольких местах разъема самолета (крылья, хвостовое оперение, ручка пилота) установлены двух-, трех- и четырехклеммные проходные колодки.

В крыльях, в хвосте и у ручки пилота установлены открытые проходные коробки без крышки. Для фото-кино-пулемета и счетчика фото-кино-пулемета установлены закрытые проходные коробки.

На самолете установлены проходные коробки облегченного типа, специальной конструкции, сделанные из эбонита (рис. 142).

С последующих выпусков самолетов все проходные коробки на самолет ставятся обязательно с крышками.

§ 23. УСТАНОВКА САМОПУСКА РИ-24

На самолетах за исключением первых выпусков устанавливается электронинерционный стартер РИ-24, который крепится на задней крышке мотора к специальному фланцу. Электромагнитный включатель ВМ-177 крепится на диагональном подкосе моторамы с правой стороны на кронштейне сварной конструкции.

Для легкого запуска мотора на самолете установлена двухпроводная пусковая катушка, которая на земле питается от аэродромного аккумулятора (рис. 149—150). Она установлена на правом диагональном подкосе моторамы на сварном кронштейне.

Штепсельная розетка 7К для аэродромного аккумулятора установлена на каркасе левого борта рядом с подножкой — на всех самолетах.

Для запуска РИ-24 от стартового аккумулятора, на правом борту самолета, на каркасе противопожарной перегородки, установлена штепсельная розетка с гнездами, в которую включается вилка от стартового аккумулятора. Панель штепсельной розетки изготовлена из текстолита, контакты гнезда — из латуни. Панель укреплена на сварном кронштейне.

Штепсельная вилка вместе с проводами 16□ для включения стартового аккумулятора прикладывается к самолету. Контактная

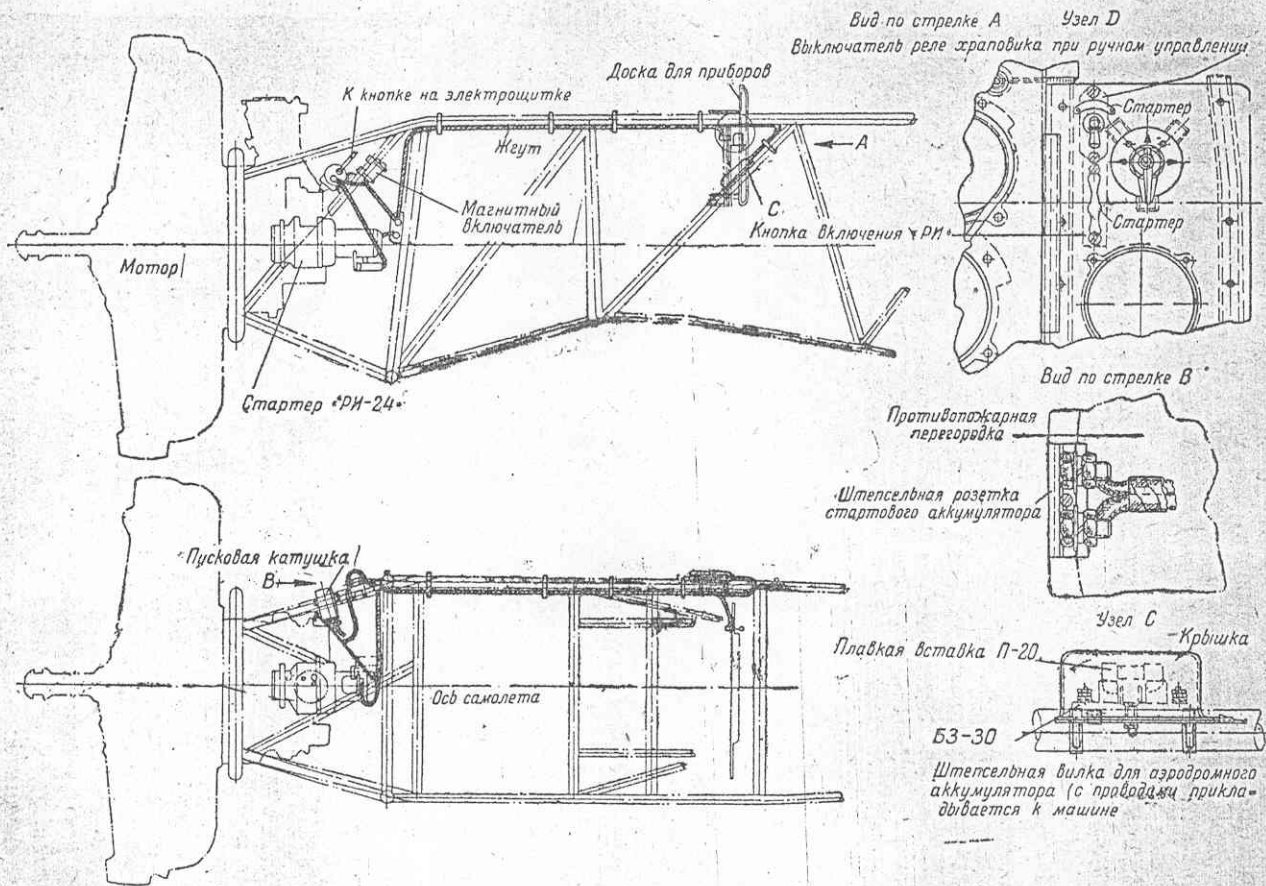


Рис. 150. Монтажная схема установки РИ-24 (самопуска)

Мотор можно запускать или от электроинерционного самопуска (электрический запуск), или от автостартера при помощи пусковой катушки или от электроинерционного самопуска вручную (механический запуск).

Для запуска мотора при помощи электроинерционного самопуска от стартового аккумулятора нужно включить вилку стартового аккумулятора в розетку на правой стороне у мотора, замкнуть тумблер с надписью „стартер“, находящийся на приборной доске, и включить кнопку КС-3.

При запуске мотора автостартером нужно тумблер с надписью „стартер“ выключить и нажать кнопку с надписью „пусковая катушка“ на электрощитке. Бортовой аккумулятор при этом должен быть включен.

При запуске мотора вручную — от инерционного самопуска — нужно включить вилку от наземного аккумулятора в бортовую розетку, находящуюся на левом борту самолета у подножки, раскрутить эклипс ручкой, выключить тумблер на арматурной доске и нажать кнопку на электрощитке (рис. 149).

Подробно описан электроинерционный стартер РИ-24 в руководстве по эксплуатации этого агрегата.

§ 24. УСТАНОВКА РО

На самолете предусмотрена возможность установки ракетного орудия (РО) в нижних крыльях.

При установке на самолете РО устанавливаются дополнительно к существующей электропроводке: электрощиток управления РО (конструкции завода), одинарная кнопка включения РО на ручке управления самолетом; вместо четырехклеммной проходной коробки для нижнего правого крыла ставится восьмиклеммная проходная коробка; для левого крыла устанавливается пятиклеммная проходная коробка (142 и 151). Дополнительно прокладываются провода в фюзеляже и в нижних крыльях (рис. 142).

Электрощиток управления РО (рис. 152) расположен под арматурной доской и крепится верхней своей частью за арматурную доску, а нижней к специальному кронштейну, укрепленному к полу пилота. Электропроводка от щитка идет по кронштейну, подходит к проходным коробкам крыльев и дальше идет к РО. Питается током этот электрощиток через основной электрощиток, установленный в кабине самолета.

Одинарная кнопка для включения РО установлена вверху на ручке пилота. Электропроводка от кнопки идет в ручке вместе со жгутом ФКП и попадает прямо на электрощиток РО.

Восьми-пятиклеммные коробки (конструкции завода) установлены на задней стенке нижнего центроплана и служат для соединения проводов, приходящих из нижних крыльев. Принципиальная схема включения РО показана на рис. 151.

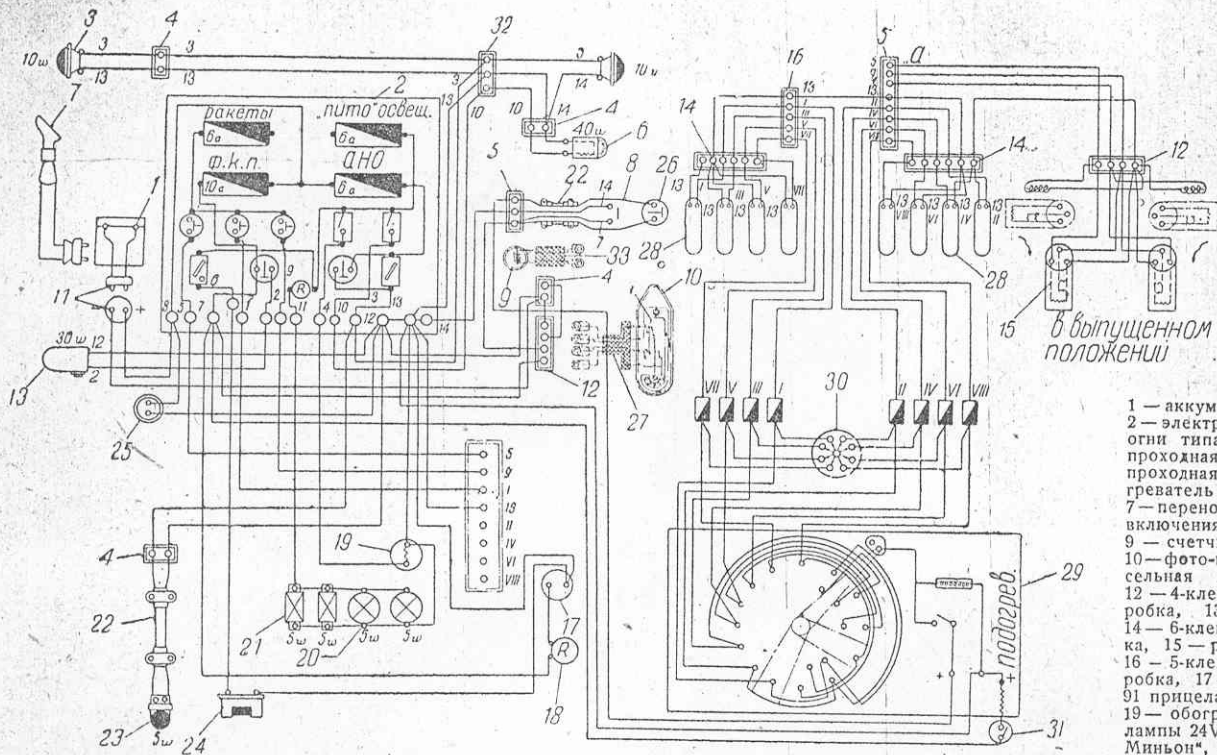


Рис. 151.
Принципиальная
электросхема
установки РО

1 — аккумулятор на 24 В, 12А5,
2 — электрошток, 3 — бортовые
огни типа БС-35, 4 — 2-клемная
проходная коробка, 5 — 8-клемная
проходная коробка, 6 — обо-
греватель типа БОС-ЦАГИ,
7 — переносная лампа, 8 — контакт
включения фото-кино-пулемета,
9 — счетчик фото-кино-пулемета,
10 — фото-кино-пулемет, 11 — штеп-
сельная вилка с розеткой 7К,
12 — 4-клемная проходная кор-
обка, 13 — пусковая катушка,
14 — 6-клемная проходная кор-
обка, 15 — ракеты с держателем,
16 — 5-клемная проходная кор-
обка, 17 — штепсельная розетка
91 прицеда 4К, 18 — реостат РЛ-24,
19 — обогрев часов АЧО, 20 —
лампы 24В, 5W с цоколем „Сван-
Миньон“, 21 — лампы плафонного
типа 24В, 5W, 22 — гибкий шланг
„залп 8“, 31 — тумблер обо-

типа R, 23 — хвостовой огонь типа ХО-35, 24 — створчатая кабинная лампа КЛС 35, 25 — штепсельная розетка для аэродромного аккумулятора 7К, 26 — одинарная кнопка для РО, 27 — жгут включения ПАУ 22,—23 — балка РО, 29 — ЭСБР 3-П, 30 — переключатель „залп 8“, 31 — тумблер обо-

Примечания. 1. Провода марки ЛПРГС.

2. Сечение проводов за исключением проводов от аккумулятора к щитку должно быть 0,75
3. Для переносной лампы пользоваться штепсельной розеткой прицеда.
4. Включение пусковой катушки производить от аэродромного аккумулятора.

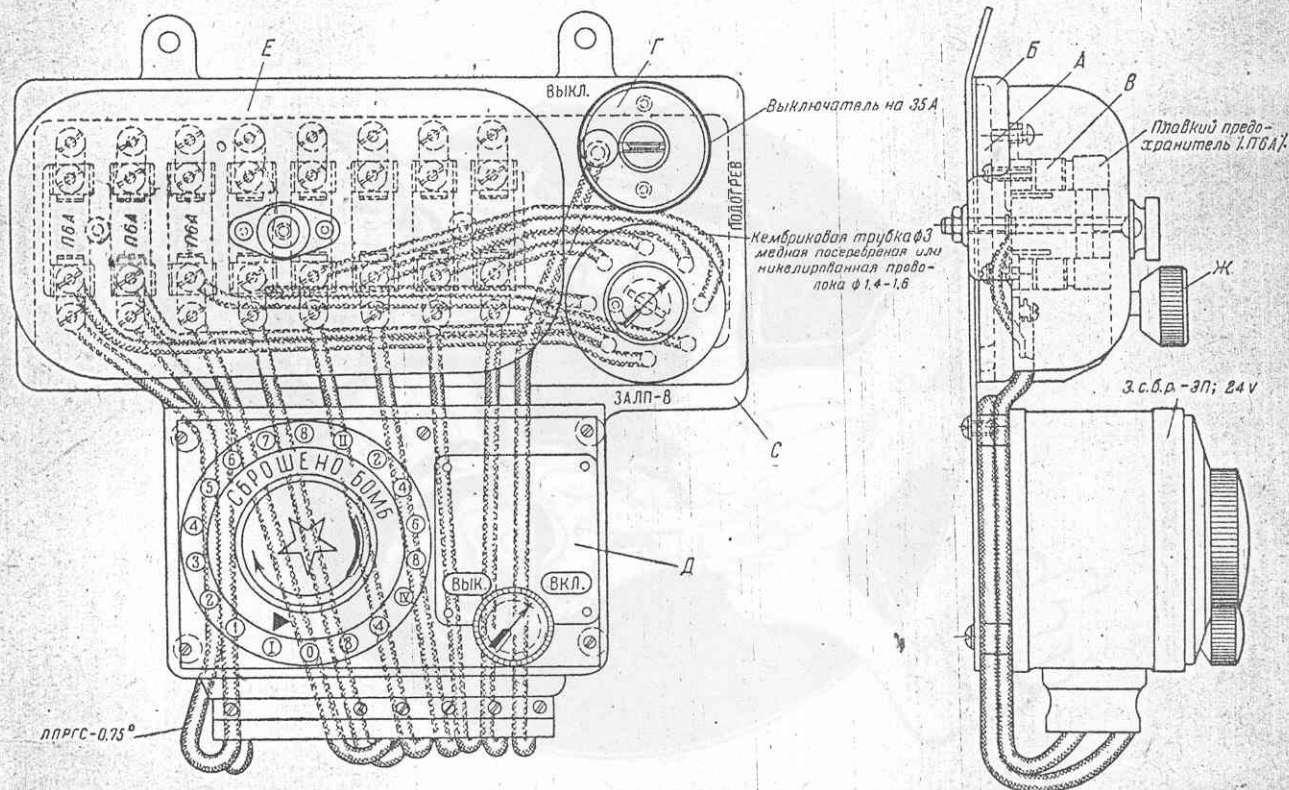


Рис. 152. Щиток управления РО

Электропроводка к балкам РО идет в жгутах, обмотанных киперной лентой. Для присоединения проводов от балок в крыльях введены шестиклеммные проходные коробки, установленные на лонжероне на специальных бобышках.

Электрощиток управления РО (рис. 152) состоит из панели А, на которой на основании Б из текстолита смонтированы контакты включения залпов и контакты для плавких вставок предохранителей В.

Панель А крепится к основанию С щитка, изготовленному из дуралюмина. На этом же основании снизу крепится электросбрасыватель ЭСБР-ЗП Д на 24 В. Для обогрева электросбрасывателя на щитке установлен выключатель-тумблер Г на 35 А. Все предохранители закрываются фибровой крышкой Е.

Для включения контактов восьми залпов устроен пружинный выключатель Ж.

Вся проводка к РО сделана из медной посеребренной проволоки в кембриковых трубках.

Выстрелы из РО можно производить по одному, по два и по четыре сразу. Для того чтобы выстрелить залпом в восемь ракет, нужно повернуть на щитке выключатель Ж с надписью „залп 8“; он замкнет контакты сразу восьми балок. После этого надо нажать кнопку на ручке управления.

§ 25. ПРОВЕРКА ДЕЙСТВИЯ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

Проверка осветительного оборудования самолета включает следующие пункты:

- 1) наблюдение за надежным укреплением деталей;
- 2) наблюдение за надежностью всех контактов;
- 3) наблюдение за целостью и чистотой ламп и защитных стекол фильтров;
- 4) наблюдение за электрической и механической исправностью проводов;
- 5) особое наблюдение за местами перехода электропроводки с плоскостей на фюзеляж, с руля поворота на фюзеляж, у проходных коробок и за заделкой проводов у штепсельной вилки аккумулятора;

6) осмотр и защита проводов от попадания бензина, так как бензин разрушает изоляцию, при нарушении же изоляции возможно короткое замыкание, которое вызовет пожар.

Всякую неисправность в сети и в деталях оборудования нужно немедленно исправлять.

Для осмотра проходной коробки в крыле у стойки нужно снять зализ стойки. Для осмотра переходных коробок в верхних крыльях имеются полотняные люки (заклеенные).

Осматривать проходную четырехклеммную коробку для нижнего правого крыла надо через лючок в центроплане. Хвостовую коробку осматривают через люк, имеющийся в хвостовой части фюзеляжа.

Проверка токоприемников и электропроводки

Проверять токоприемники и электропроводку надо по частям осветительных цепей. При неработающем токоприемнике необходимо искать неисправность в следующем порядке: а) токоприемники, б) выключающее устройство, в) контактное соединение цепи, г) проводка.

Если не работает целая группа токоприемников (аэронавигационные огни, кабинные лампы и т. д.), то причину неисправности в первую очередь надо искать в соответствующей плавкой вставке (предохранителе) распределительного щитка.

Неисправность предохранителей указывает на обрыв проводки, которую необходимо заменить. Проверять осветительные цепи можно индуктором или на контрольную лампу. Для проверки нужно иметь индуктор или контрольные лампы и аккумулятор.

При проверке индуктором могут быть обнаружены следующие неисправности:

- 1) соединение на корпус,
- 2) обрыв проводников,
- 3) соединение проводов между собой (короткое замыкание).

Проверка соединения на корпус

К зажимам индуктора присоединяют два проводника достаточной длины. Один из них соединяют с корпусом самолета, а второй начинают соединять поочередно с проводами проверяемой части, отнятыми от коробки разъема. Может случиться, что при присоединении к индуктору проводников звонка в индукторе не получится. Это будет указывать, что все испытываемые провода не соединяются с корпусом. Если один или несколько из присоединяемых к индуктору проводников во время вращения индуктора заставят последний звонить, то это укажет, что провод соединяется с корпусом.

Обрыв провода также обнаруживается индуктором. Берут конец провода, в котором предполагается обрыв, присоединяют его к индуктору и начинают вращать ручку индуктора. Отсутствие звонка в индукторе укажет на обрыв этого провода.

С помощью индуктора можно найти и короткое замыкание.

Такая же проверка может быть выполнена и с помощью контрольной лампы.

Проверяют под током исправность сети внутреннего освещения, аэронавигационных огней, приборов обогрева и т. д. путем

последовательного кратковременного включения всех потребителей электроэнергии самолета.

Подготовка к ночному полету

Перед каждым ночным полетом электроосветительное оборудование нужно тщательно осмотреть и проверить. Исправность сети и электрических запалов ракет проверяют при помощи 24-вольтовой лампы накаливания, включаемой к клеммам факелодержателей. Цельность запалов в подкрыльных факелах проверяют посредством последовательно включаемой через запал лампочки от карманного фонаря, пропуская ток из батареек карманного фонаря. При исправном запале лампочка будет накаливаться.

Нужно очень осторожно проверять цельность запала, чтобы не зажечь его.

Проверив исправность запалов, надо установить подкрыльные факелы.

§ 26. МЕТАЛЛИЗАЦИЯ КРЫЛЬЕВ

Для поглощения атмосферных электрических разрядов и для обеспечения надежной работы электроаппаратуры все металлические детали самолета электрически, т. е. при помощи проводника, соединены между собой.

Ленты-расчалки в узлах соединены медной проволокой, припаянной к их муфтам. К стыковым узлам крыльев, на олове с канифолью припаявают так называемый „чулок“ диаметром 5 мм, который проходит через торцевую нервюру в специальном резиновом пистоне. Концы выходящих проводов имеют наконечники. На верхнем кабеле, на распорной трубе стыковых узлов и на нижнем центроплане к трубам также припаявают проводники из „чулка“, концы которых снабжены наконечниками.

Концы проводов, выходящие из верхнего и нижнего крыльев, соединяют болтиками с проводами верхнего и нижнего центроплана.

После соединения проводников, выходящих из крыльев и фюзеляжа, все металлические детали самолета будут электрически соединены между собой.

Оглавление

Глава I

Характеристика самолета и силовые схемы

	Стр.
§ 1. Краткая характеристика самолета	3
§ 2. Силовые схемы самолета	7

Глава II

Конструкция самолета

§ 3. Фюзеляж	16
§ 4. Несущие поверхности	28
§ 5. Хвостовое оперение	46
§ 6. Шасси	53
§ 7. Костыль	76
§ 8. Зимнее шасси	80

Глава III

Винтомоторная группа

§ 9. Общая характеристика мотора	84
§ 10. Система бензопитания мотора	85
§ 11. Система смазки	97
§ 12. Моторная рама	104
§ 13. Управление мотором	106
§ 14. Выхлоп и подогрев	113
§ 15. Капоты мотора	114
§ 16. Винт и турбокомпрессор	121

Глава IV

Управление самолетом

§ 17. Ручное управление	127
§ 18. Ножное управление	131

Глава V

Оборудование самолета

§ 19. Аэронавигационное оборудование	135
§ 20. Вспомогательное оборудование	140
§ 21. Кислородное оборудование	141
§ 22. Электрооборудование	143
§ 23. Установка самопуска РИ-24	151
§ 24. Установка РО	154
§ 25. Проверка действия электрооборудования	157
§ 26. Металлизация крыльев	159

Отв. редактор А. В. Попов

Техн. редактор И. К. Богданов

Сдано в набор 11/IV 1940 г.

Подписано к печати 3/VII 1940 г.

10¹/₄ печ. листа по 48000 зн. в п. л.

Формат бумаги 60×92¹/₁₆

Заказ № 51с

Типография ЦАГИ, Москва, ул. Радио, 17.

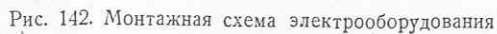


Рис. 142. Монтажная схема электрооборудования

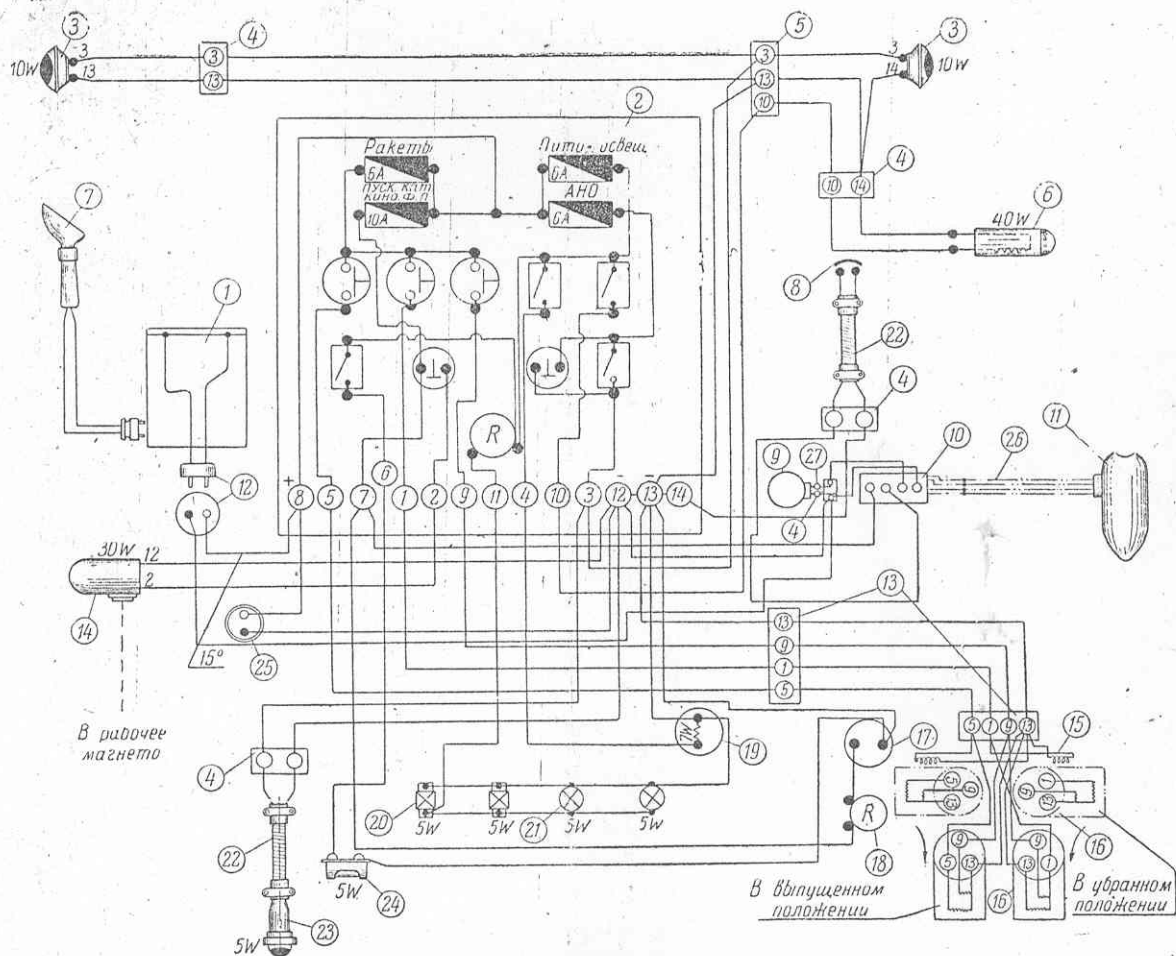


Рис. 141. Принципиальная схема электропроводки

1 — аккумулятор на 24 В 12-А5, 2 — электромагнит, 3 — бортовые огни типа ВС-35, 4 — двухклеммная проходная коробка, 5 — трехклеммная проходная коробка, 6 — обогрев трубки Пито типа БОС-ЦАГИ, 7 — переносная лампа, 8 — контакт включения фото-кино-пулемета, 9 — счетчик фото-кино-пулемета, 10 — четырехклеммная проходная коробка для ФКП, 11 — фото-кино-пулемет, 12 — штепсельная вилка с розеткой 7к, 13 — четырехклеммная проходная коробка, 14 — пусковая катушка, 15 — соленоид выпуска ракетодержателей, 16 — ракеты с держателем, 17 — штепсельная розетка для прицела, 18 — реостат, 19 — обогрев часов АЧО, 20 — лампы плафонного типа 24 В, 5 Вт, 21 — лампа 24 В, 5 Вт с цоколем „Сван-Миньон“, 22 — гибкий шланг типа А, 23 — хвостовой огонь типа ХС-35, 24 — створчатая кабинная лампа КЛС-35, 25 — штепсельная розетка для аэродромного аккумулятора, 26 — жгут включения ПАУ-22, 27 — жгут к счетчику ПАУ-22

Примечания. 1. Провода марки ЛНРГС.

2. Сечение проводов, за исключением проводов, идущих от аккумулятора к щиткам, должно быть 0,75

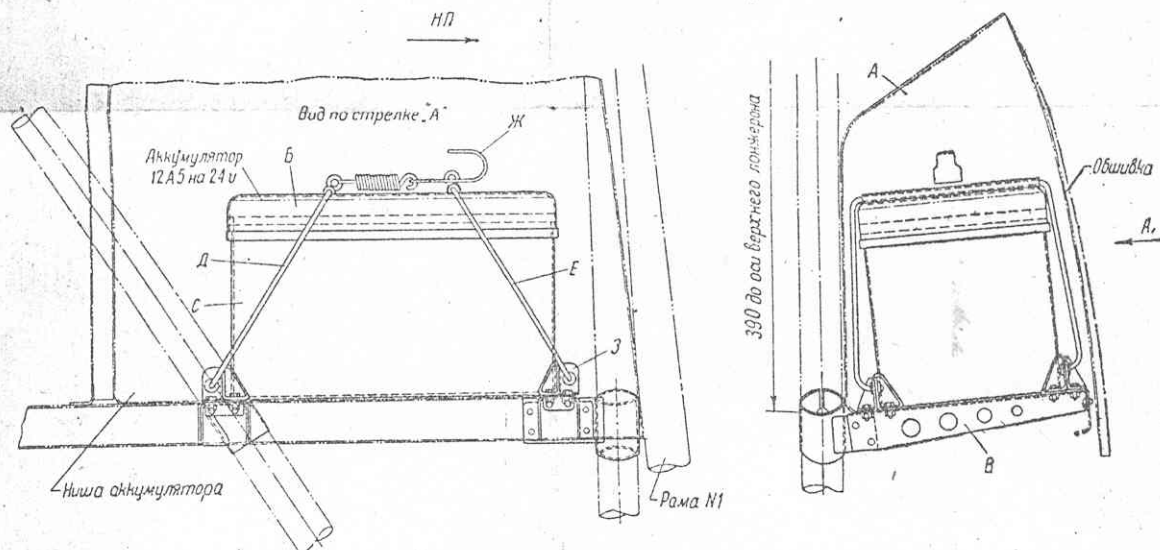


Рис. 143. Установка аккумулятора 12-А5