

ЦЕНТРАЛЬНЫЙ КОМПЬЮТЕРИЗМ  
ПРОМЫШЛЕННОСТИ СОЮЗА ССР

№ 12345

Сек. № 12  
711

САМОЛЕТ

И-15  
БИС

С МОТОРОМ М-25В

ТЕХНИЧЕСКОЕ  
ОПИСАНИЕ

КНИГА

2

ВОЕНМОДЕЛЬ - 1939



Все замечания по данной книге,  
а также предложения по составлению  
в дальнейшем технических описаний  
самолетов просим присылать по адресу:

Москва, 40. Почтовый ящик 2402  
Бюро технических описаний

ЦВЦ РККА № 304.

Изд. № 290.

10<sup>3</sup>/<sub>4</sub> печ. л. + 2 вклейки 1<sup>1</sup>/<sub>2</sub> печ. л.

Зак. № 1364с.

Центральная тип. Наркомобороны Союза ССР имени Клина Ворошилова.  
Москва, ул. Маркса и Энгельса, 17.



# О П Е Ч А Т К И

Страница	Строка	Напечатано	Следует читать
11	14 снизу	и нижнего лонжеронов центроплана.	и заднего лонжеронов центроплана.
19	Подпись под рис. 19	Масштаб: длин 1 мм = 10 мм, моментов 1 мм = 5000 кг/см.	Масштаб: длин 1 мм = 20 мм, моментов 1 мм = 10000 кг/см.
23	8 снизу	Разные стержни фюзеляжа	Разные стержни мото-рамы
26	Рис. 26	Указано сечение труб: лонжеронов 2-4-6 = 25 × 23 и поперечной трубы 2-2 = 12 × 10	Изменено сечение труб: лонжеронов 2-4-6 = 25 × 22 и поперечной трубы 2-2 = 35 × 32
28	11 снизу	Ребро В	Ребро Б
47	Рис. 43	Позиция „И“ имеет два указателя к лентам №№ 6 и 7.	Позиция „И“ должна иметь один указатель к ленте № 6.
71	16 сверху	Концы обтекателей подкоса	Концы подкоса
139	Подпись под рис. 126 3—4 снизу	переключатель выключает	переключатель включает
154	3 сверху	вывернутыми манометром	вывернутыми манометром
158	Подпись под рис. 141 5 сверху	РЛ-2	РЛ-12
163	3 сверху	ВС-35	БС-35



**П Р И К А З**

**НАЧАЛЬНИКА ВОЕННЫХ ВОЗДУШНЫХ СИЛ РККА**

**№ 0246**

**8 августа 1938 г. Москва.**

**Содержание.** Об утверждении технического описания самолета И-15бис, книга 2, ч. 1.

Утверждаю в качестве руководства в учебно-боевой подготовке частей и школ ВВС РККА объявленное при сем «Техническое описание самолета И-15бис, книга 2, ч. 1»

Начальник ВВС РККА  
командарм 2 ранга  
**Локтионов**

Член Военного Совета ВВС РККА  
дивизионный комиссар  
**Овчинкин**

Вр. начальника Штаба ВВС РККА майор **Агеев**.



## Глава I

### КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТА

#### 1. Характеристика конструкции самолета И-15бис<sup>1</sup>

Самолет И-15бис с мотором М-25в — одномоторный полуплан с неубирающимся шасси — предназначен для использования в качестве маневренного истребителя.

Коробка крыльев состоит из верхних и нижних крыльев, верхнего центроплана, двух Z-образных стоек и межкрыльевых лент-расчалок.

Крылья деревянные, двухлонжеронные с полотняной обшивкой. На верхних крыльях расположены элероны, имеющие осевую компенсацию.

Фюзеляж самолета представляет собой пространственную ферму из хромомолибденовых и хромансильевых труб с дюралевым каркасом для придания обтекаемой формы. Спереди до кабины каркас обшит дюралевой обшивкой. Задняя часть фюзеляжа обтянута полотном.

Кабина пилота открытая, с откидными бортами.

Центроплан и хвостовое оперение — дюралевые с полотняной обшивкой. Стабилизатор подкосный, с регулируемым на земле углом установки.

Руль высоты с осевой компенсацией.

Для уменьшения давления на ручку на руль высоты поставлены флетнеры.

Тяга управления флетнером шарнирно связана со стабилизатором. Руль поворота имеет осевую компенсацию. Шасси самолета двухстоечное, неубирающееся, с масляно-пневматической амортизацией, со шлицевыми соединениями, с тормозными колесами, закрывающимися дюралевыми обтекателями.

Костыль — управляемый, с масляно-пневматической амортизацией.

<sup>1</sup> Общие данные о самолете И-15бис и описание его вооружения — см. книгу 1 „Самолет И-15бис“ (техническое описание).



На самолете установлен мотор М-25в воздушного охлаждения. номинальная мощность его 750 л. с. на высоте 2900 м (без учета скоростного напора).

Мотор крепится к фюзеляжу на кольцевой девятистержневой мотораме. Капот мотора — туннельный, типа Наса.

Винт — металлический, двухлопастный ( $d=2,8$  м) с фиксируемым на земле шагом, с лопастями шириной 217 мм.

Управление рулем высоты и элеронами жесткое, стержневое; управление рулем поворота мягкое, тросовое.

## 2. Силовые схемы самолета

### *Несущая коробка крыльев самолета*

Несущая коробка крыльев состоит из двух полукоробок и верхнего центроплана (рис. 1).

Каждая полукоробка в свою очередь состоит из двух крыльев, стойки и двух передних несущих лент-расчалок № 11, одной задней несущей ленты № 14 и двух обратных лент № 10.

Две передние несущие ленты  $A-A$  идут от нижнего узла рамы 1—2 фюзеляжа к узлу на переднем лонжероне верхнего крыла.

Задняя несущая лента  $B-B$  соединяет нижний узел поперечной рамы 3—4 фюзеляжа с узлом на заднем лонжероне верхнего крыла.

Поддерживающие ленты  $B-B$  соединяют узел на переднем лонжероне нижнего крыла с задним узлом центроплана.

Силовой скелет верхнего крыла состоит из следующих элементов: переднего лонжерона  $F-F$ , заднего лонжерона  $D-D$ , пяти распорных нервюр и восьми внутренних, накрест лежащих, лент-расчалок.

Силовой скелет нижнего крыла аналогичен силовому скелету верхнего крыла, но отличается от него наличием балок для подвески бомб.

Центроплан установлен на фюзеляже при помощи шести дюралевых стоек и расчален двумя крестами лент-расчалок. Каркас центроплана состоит из двух лонжеронов и семи нервюр.

Горизонтальная жесткость достигается постановкой внутреннего креста лент-расчалок.

Произведенные расчеты на прочность коробки крыльев 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 ( $C_{у\max}$ ).*

Он бывает при резком выводе самолета из горизонтального полета на «горку», на угол атаки, равный  $16^\circ$ , или при выходе самолета из пикирования (рис. 2).

На крыло действует вверх нагрузка от воздушных сил  $+P$ , которая в этом случае принимается равной  $G_{\text{сам. п.д.}}$ . Вниз на крыло



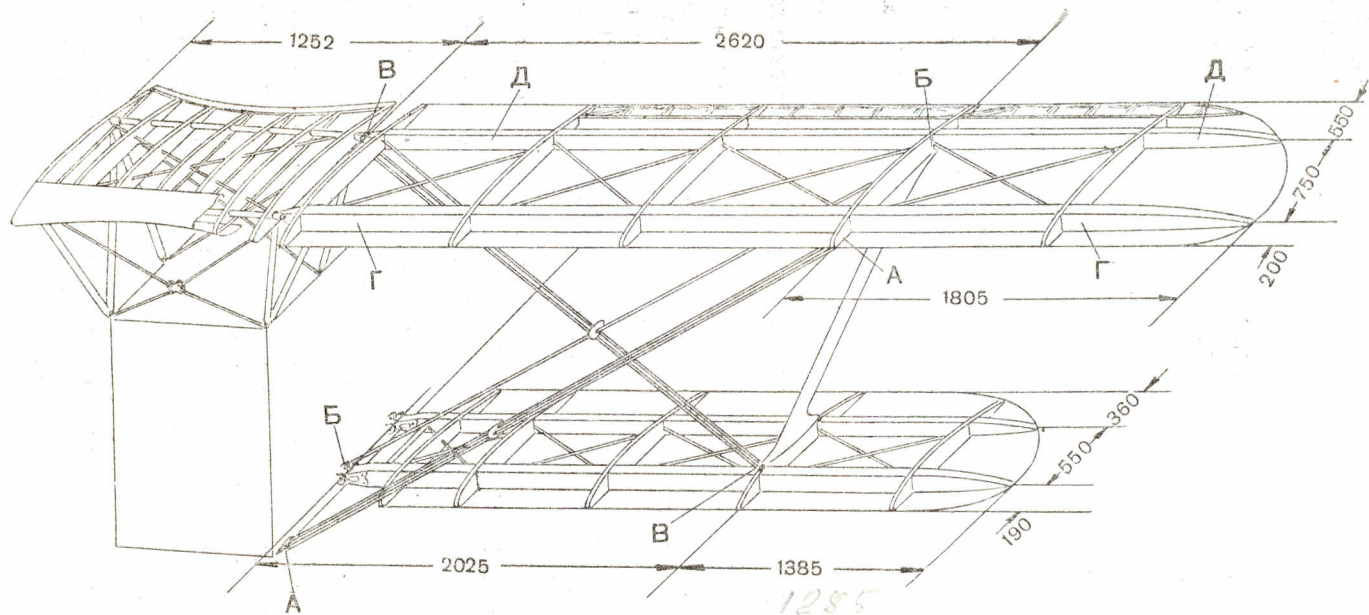


Рис. 1. Силовая схема коробки крыльев (расстояние между планами 1550 мм).



действуют нагрузка от инерционных сил веса крыла и собственный вес крыла. Величина этих двух нагрузок равна  $G_{кр} n_A$ . Следовательно, сила, деформирующая коробку крыльев, будет равна:

$$P_1 = (G_{сам} - G_{кр}) n_A.$$

На эту силу и произведен расчет коробки крыльев ( $G_{сам}$  — вес самолета,  $G_{кр}$  — вес крыла и  $n_A$  — расчетная перегрузка на случай  $A_k$ ).

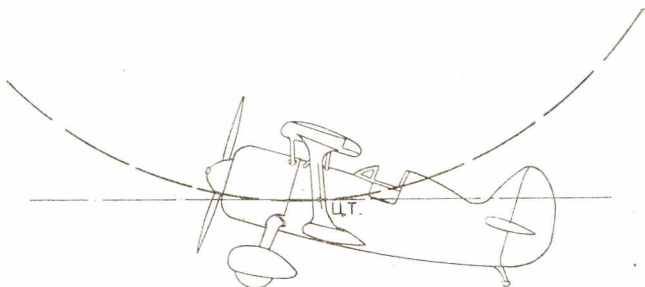


Рис. 2.

При расчете коробки крыльев на этот случай принята перегрузка  $n_A = 13$  (на основании норм прочности).

Данный случай является расчетным для переднего лонжерона верхнего крыла. На основе расчета схемы коробки крыльев установлено, что пролет лонжерона нагружается сжимающей силой ( $P_{ср}$ ), равной 6880 кг, и погонной нагрузкой, которая с достаточной точностью может быть принята пропорциональной хорде верхнего крыла. На участке крыла с постоянной хордой погонная нагрузка  $q = 920$  кг/м.

При статических испытаниях лонжерон разрушался в середине пролета при 120% расчетной нагрузки.

Передний лонжерон верхнего крыла после статических испытаний показан на рис. 3.

Этот случай является расчетным и для несущих лент-расчалок, т. е. ленты-расчалки при этом получают максимальные усилия.

Передние несущие ленты-расчалки имеют усилие 6600 кг, а задняя несущая лента-расчалка — 6020 кг.

*Случай В<sub>к</sub>. Криволинейный полет на малых углах атаки, соответствующих максимальному скоростному напору при пикировании или крутом планировании.* Скорость установившегося пикирования на основе расчета принята 580 км/час. Расчетная перегрузка  $n_B$  на основе норм прочности принята равной 8,7.

Этот случай является расчетным для заднего лонжерона верхнего крыла.

Лонжерон нагружается сжимающей силой ( $P_{ср}$ ), равной 4300 кг, и погонной нагрузкой  $q$ , которая на участке крыла с постоянной хордой равна 535 кг/м.

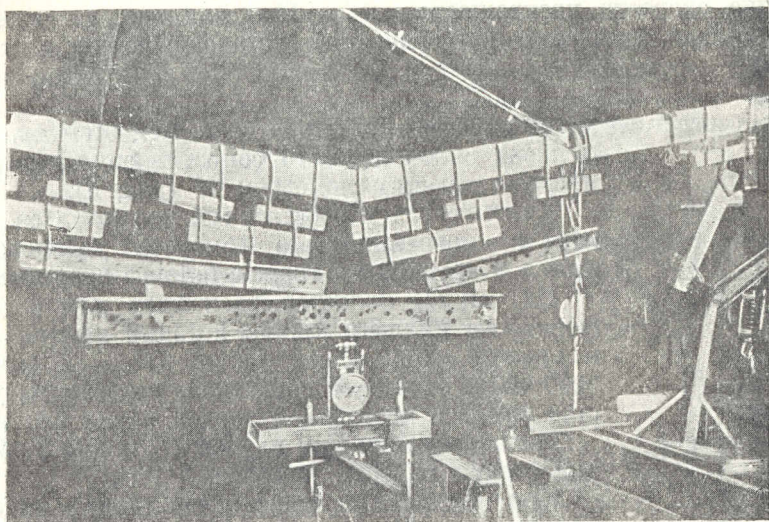


Рис. 3. Передний лонжерон верхнего крыла после испытания.

При статических испытаниях лонжерона разрушение произошло в консоли при 118% расчетной нагрузки. Задний лонжерон верхнего крыла после статических испытаний показан на рис. 4.

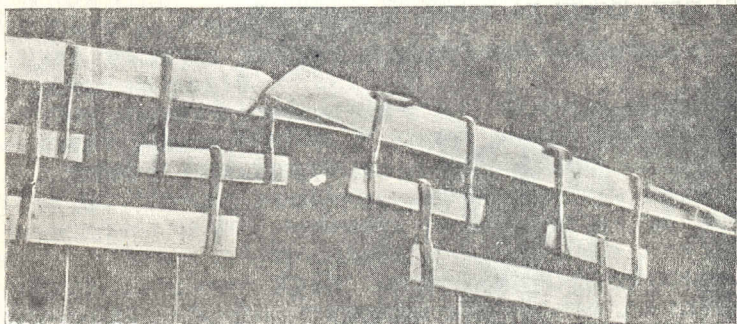


Рис. 4. Задний лонжерон верхнего крыла после испытания.

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 ( $v^2$ ).

При достижении самолетом определенной скорости, при которой лобовое сопротивление самолета  $x$  равно весу последнего, при-



ращение скорости прекращается, и самолет начинает пикировать с постоянной скоростью (со скоростью установившегося пикирования).

При пикировании коробка крыльев рассматривается под углом атаки, соответствующим нулевой подъемной силе, при этом она нагружена силой лобового сопротивления крыльев и скручивающим моментом  $M$  (рис. 5).

Учитывается и собственный вес крыльев. Момент пикирования всего самолета уравнивается нагрузкой на горизонтальное оперение.

Случай  $C_k$  является расчетным для заднеголонжерона нижнего крыла, который нагружается в полете сжимающей силой ( $P_{ср\text{едн}}$ ), равной 2200 кг, и погонной нагрузкой, которая на участке крыла с постоянной хордой равна 200 кг/м.

Расчетным является случай  $C_k$  и для Z-образной стойки коробки крыльев.

При статических испытаниях стойки на случай  $C_k$  при 100% расчетной нагрузки произошла местная потеря устойчивости в корпусе стойки. Z-образная стойка после статических испытаний изображена на рис. 6.

На серийных самолетах отмеченные на рисунке места усилены.

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. 7) или полету на спине по вогнутой траектории (рис. 8).

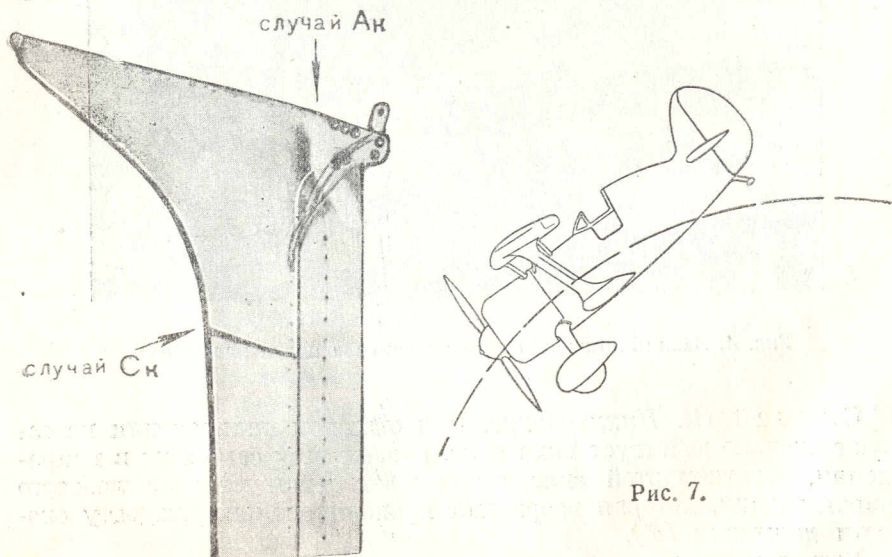


Рис. 7.

Рис. 6. Z-образная стойка коробки крыльев после статических испытаний на случай  $C_k$ .

На коробку крыльев 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 6,5.

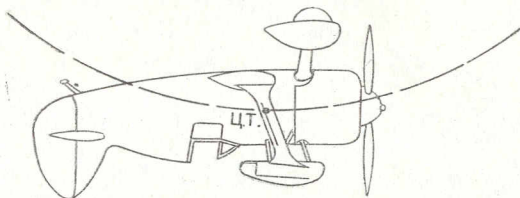


Рис. 8.

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

Лонжерон нагружен в полете сжимающей силой ( $G_{\text{средн}}$ ), равной 4200 кг, и погонной нагрузкой  $q$ , которая на участке крыла с постоянной хордой равна 300 кг/м.

При статических испытаниях лонжерон разрушился в полете при 135 % расчетной нагрузки.

Передний лонжерон нижнего крыла после статических испытаний показан на рис. 9.

Расчетным является этот случай и для обратных лент-расчалок, которые имеют усилие 4720 кг, и задней стойки центроплана, которая нагружается сжимающей силой, равной 2430 кг.

Случай нагружения, расчетные для переднего и заднего лонжеронов верхнего крыла, являются расчетными и для переднего и нижнего лонжеронов центроплана.

Проведенными статическими испытаниями установлено, что при нагружении переднего лонжерона центроплана на случай  $A_k$ , последний теряет устойчивость при 120 % расчетной нагрузки.

Задний лонжерон центроплана нагружался при статических испытаниях на случай  $B_k$  до 100 % расчетной нагрузки, которая не является для лонжерона предельной, так как последний при испытании до разрушения не доведен.

Z-образная стойка коробки крыльев нагружается во всех приведенных выше случаях нагружения. При этом статическими испытаниями установлена достаточная прочность стойки и ее узлов.

На рис. 6 виден задний узел стойки после испытания на случай  $A_k$ . Чрезмерное натяжение задней несущей ленты-расчалки при регулировке коробки крыльев сильно нагружает задний верх-



ний узел стойки, поэтому во время регулировки коробки крыльев необходимо следить, чтобы этот узел, будучи нагружен, не получил остаточных деформаций.

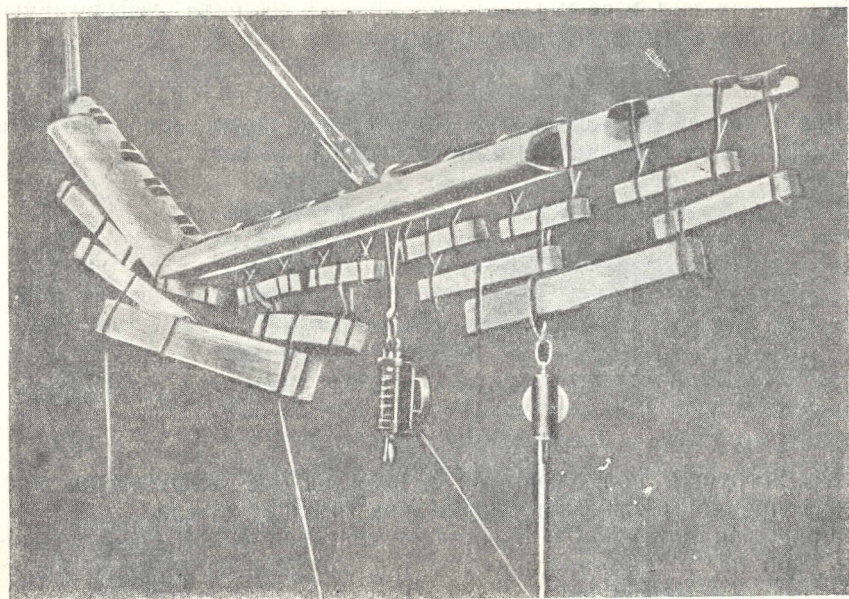


Рис. 9. Передний лонжерон нижнего крыла после испытания.

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

### *Горизонтальное оперение*

Силовая схема горизонтального оперения состоит из каркаса стабилизатора, руля поворота и двух V-образных подкосов.

Каркас стабилизатора (рис. 10) состоит из двух лонжеронов и восемнадцати нервюр, из которых четыре усиленные установлены в местах крепления шарниров руля высоты.

Горизонтальную жесткость создают проволочные расчалки А.

Воздушные нагрузки, действующие на стабилизатор, передаются на фюзеляж в местах его крепления:

а) через V-образные подкосы;

б) передними креплениями В;

в) задним креплением стабилизатора В к лонжерону киля, закрепленному на последней раме фюзеляжа.

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

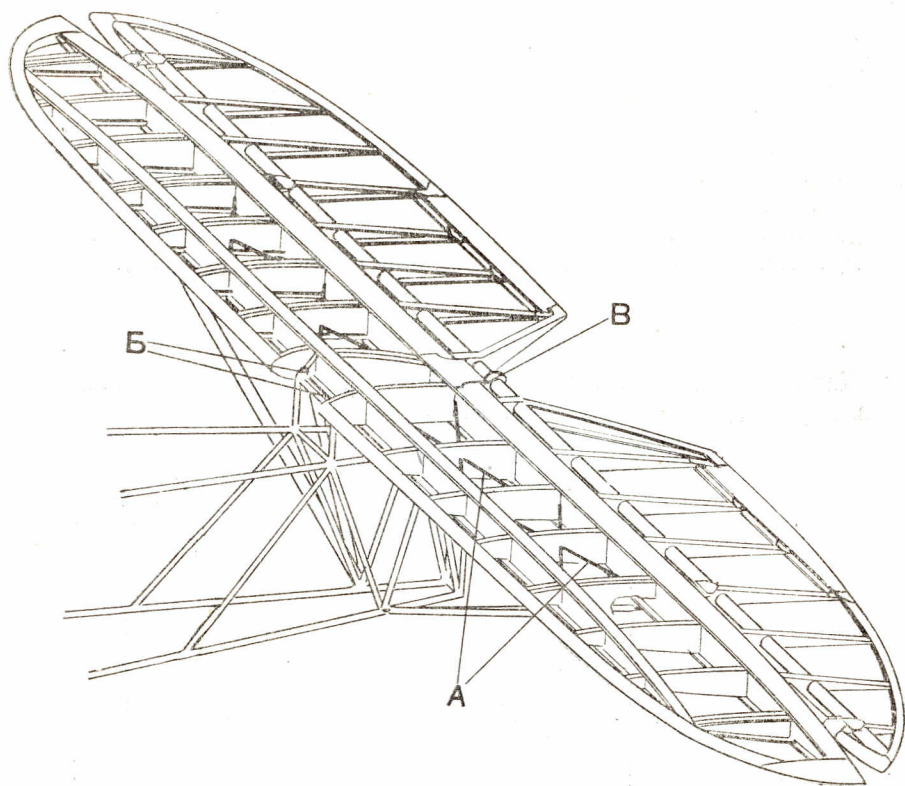


Рис. 10. Силовой каркас горизонтального оперения с хвостовой частью фюзеляжа.

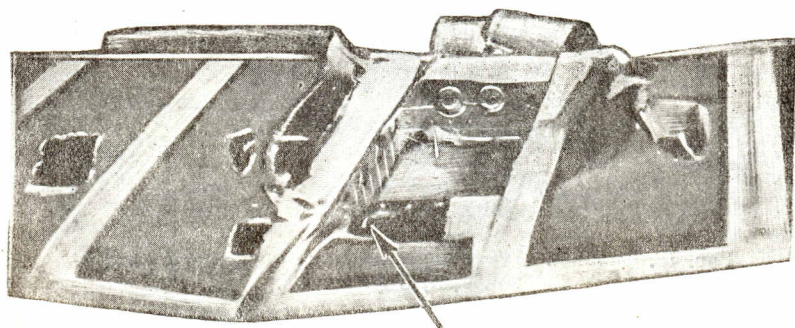


Рис. 11. Горизонтальное оперение после статических испытаний.



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

При продувке модели самолета установлено, что максимальная нагрузка на горизонтальное оперение получается положительной для случая  $B_k$ . Расчетная величина нагрузки равна 1835 кг.

При статических испытаниях горизонтального оперения при 103% расчетной нагрузки передний лонжерон стабилизатора потерял устойчивость около узла крепления подкоса (рис. 11).

### Вертикальное оперение

Каркас кия (рис. 12) состоит из переднего и заднего лонжеронов, нервюр, носков и носового обтекателя.

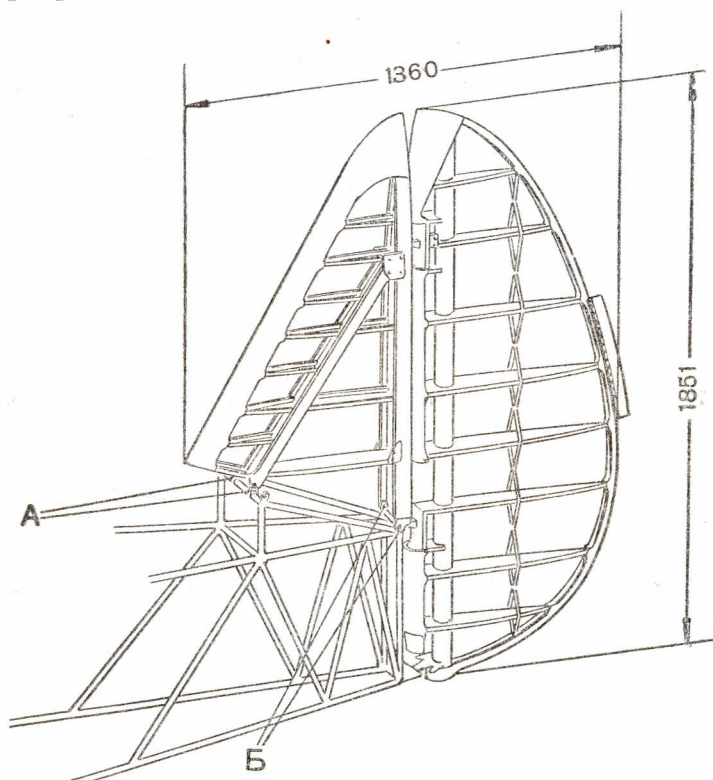


Рис. 12. Силовой каркас вертикального оперения с хвостовой частью фюзеляжа.

Воздушная нагрузка воспринимается лонжеронами кия и передается фюзеляжу через его переднее крепление в двух точках А и заднее крепление в двух точках Б.

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

Руль поворота крепится двумя шарнирами к фюзеляжу и одним к килю; через эти шарниры передается фюзеляжу и килю действующая на руль нагрузка. Определенная в соответствии с нормами прочности расчетная нагрузка, действующая на вертикальное оперение, равняется 620 кг.

При статических испытаниях вертикального оперения при 100% расчетной нагрузки разрушился верхний кронштейн киля (рис. 13).

На серийных самолетах этот кронштейн усилен.

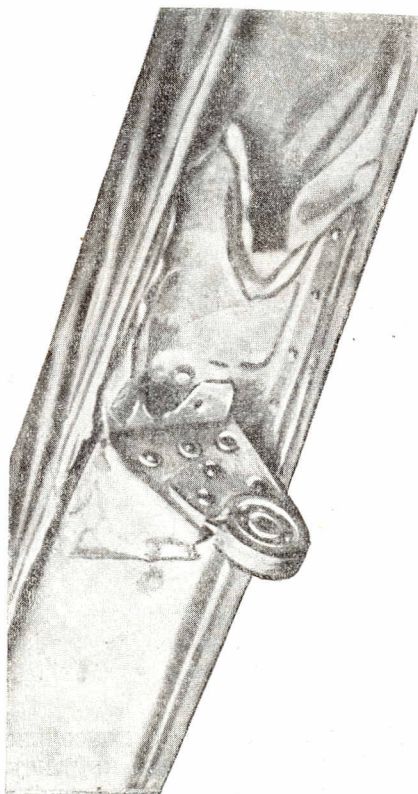


Рис. 13. Верхний кронштейн киля после статических испытаний вертикального оперения.

### Шасси

Шасси самолета (рис. 14) имеет две ноги, расположенные в плоскости рамы 1—2 фюзеляжа. Каждая нога шасси состоит из следующих элементов: стального картера *Г*, прикрепленного жестко к фюзеляжу в узлах *А* и *В*, консольной части ноги *В*, входящей



в картер  $\Gamma$ , и масляно-пневматического амортизатора, находящегося внутри картера  $\Gamma$  и соединенного одним концом в точке  $A$  с ухом картера, а противоположным концом с консольной частью ноги  $B$ .

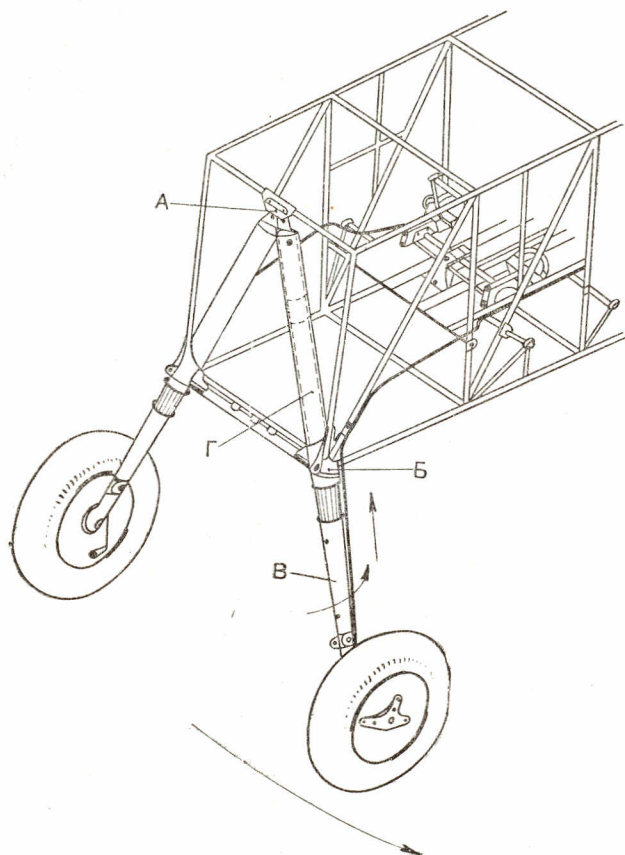


Рис. 14. Силовая схема шасси.

Шлицевое соединение картера  $\Gamma$  с консольной частью ноги  $B$  дает возможность последней воспринять крутящий момент. Нагрузка, приходящаяся на колесо, вызывает изгиб картера  $\Gamma$ , сжатие амортизатора и изгиб, кручение и сжатие подвижной части ноги  $B$ . Для определения расчетного случая для шасси рассмотрены следующие случаи нагружения.

Случай  $E_{ш}$ . Посадка на три точки (рис. 15).

$$P_{расч} = \Delta G n_E,$$

где:  $\Delta G$  — доля веса самолета, приходящаяся на одно колесо;  
 $n_E$  — расчетная перегрузка для случая  $E_{ш}$ ;  
 $G$  — вес самолета.

Расчетная перегрузка, на основе работы ЦАГИ, для данного самолета принята 7,2.

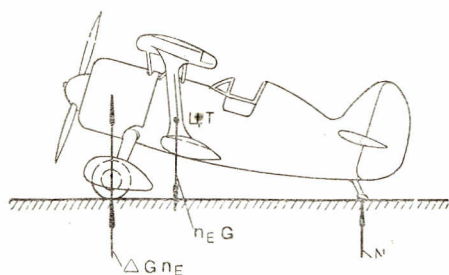


Рис. 15. Посадка на три точки.

Случай  $G_{ш}$ . *Передний удар в оба колеса.* Самолет находится в положении, соответствующем стоянке на земле. Нагрузка проходит через ось шасси и направлена спереди и снизу под углом  $20^\circ$  к горизонту (рис. 16).

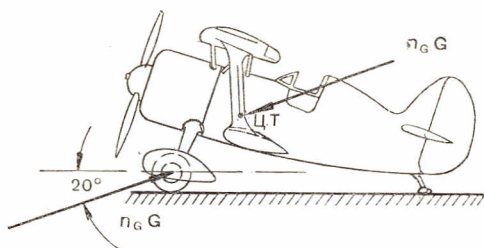


Рис. 16.

Расчетная перегрузка на основе норм прочности принята  $n_G = 2,05$ .

$G$  — вес самолета отдается на оба колеса.

Равновесие самолета достигается приложением инерционных сил.

Случай  $F_{ш}$ . *Боковой удар в оба колеса при стоянке на земле* (рис. 17).

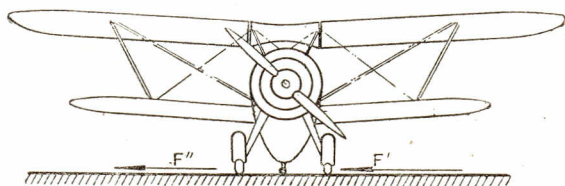


Рис. 17.

Расчетная перегрузка 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  $F' = 0,67 n_F G$ .

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

$G$  — вес самолета.

Случай  $E_{ш} + G_{ш}$ . Посадка на три точки с одновременным передним ударом в оба колеса (рис. 18).

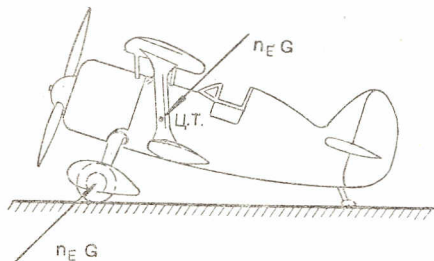


Рис. 18.

Расчетная перегрузка  $n_{(E+G)}$  на основе норм прочности равна, т. е. 7,2.

Случай  $E_{ш} + F_{ш}$ . Посадка на три точки с одновременным ударом в оба колеса.

Боковые силы в этом случае определены по следующим формулам:

При направлении силы от колеса к плоскости симметрии самолета

$$F' = 0,375 \cdot n_F G_{сам.}$$

При направлении от плоскости симметрии к концу крыла

$$F'' = 0,25 n_F G_{сам.}$$

Для сил, перпендикулярных к земле, в этом случае принята расчетная перегрузка  $0,75 n_E = 5,4$ .

Случай  $T_{ш}$ . Тормозное шасси.

Расчетная тормозная сила на основе подсчета выразилась в 1082 кг.

Посадка на одно колесо и передний удар в одно колесо оказались нерасчетными.

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

Нога шасси может быть рассмотрена как консольная балка на двух опорах. Расчеты ноги шасси на прочность и неоднократные статические испытания ее показали, что наибольшие напряжения имеет консольная часть ноги  $B$  (рис. 14).

В результате действия силы, приходящейся на колесо, консольная часть ноги шасси подвергается следующим нагрузкам:

1) изгибающему моменту, действующему в плоскости ноги шасси,  $M_1$ ;

2) изгибающему моменту, действующему в плоскости, перпендикулярной к плоскости ноги шасси,  $M_2$ ;

3) скручивающему моменту, лежащему в плоскости, перпендикулярной к ноге шасси,  $M_{кр}$ ;

4) сжимающей осевой силе  $S_{сж}$ .

Ниже приводятся числовые значения момента и силы для консольной части ноги шасси при нагружении на случай  $E_{ш}$ .

Величина крутящего момента  $M_{кр}$  равна 16 070 кг/см. Значение осевой сжимающей силы  $S$  равно 4120 кг. Эпюры изгибающих моментов ноги шасси приведены на рис. 19.

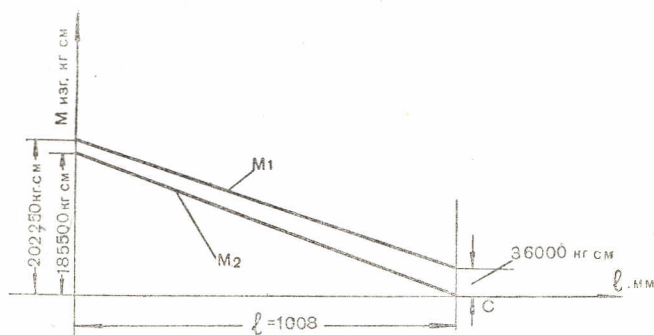


Рис. 19. Эпюры изгибающих моментов консольной части ноги шасси на случай  $E_{ш}$ .

Масштаб: длин 1 мм =  $\frac{10}{20}$  мм, моментов 1 мм =  $\frac{10}{20}$  8000 кг/см.

Неоднократными статическими испытаниями ноги шасси на случай  $E_{ш}$  установлено, что нога разрушается в том месте, где изгибающие моменты имеют максимальное значение, т. е. около точки  $B$  (рис. 14).

Разрушение происходит при 100—110% расчетной нагрузке. Нога шасси после испытания на случай  $E_{ш}$  приведена на рис. 20.

Статические испытания ноги шасси на случай  $E_{ш} + G_{ш}$  также показали достаточную прочность ее. Разрушение произошло при 102% расчетной нагрузки, причем нога шасси разрушалась в том месте, где изгибающие моменты имели максимальное значение, и в соединении полуоси с ногой шасси. Ноги шасси после испытания на случай  $E_{ш} + G_{ш}$  приведены на рис. 21.

### Фюзеляж

Фюзеляж представляет собой пространственную ферму. Нижние и верхние панели, а также плоскости поперечных рам расчалены.

Левая и правая пара лонжеронов с соответственными вертикальными и наклонными стойками образуют вертикальные фермы.

Нижняя и верхняя пара лонжеронов с соответственными крестами-расчалками образуют горизонтальные фермы (рис. 22).



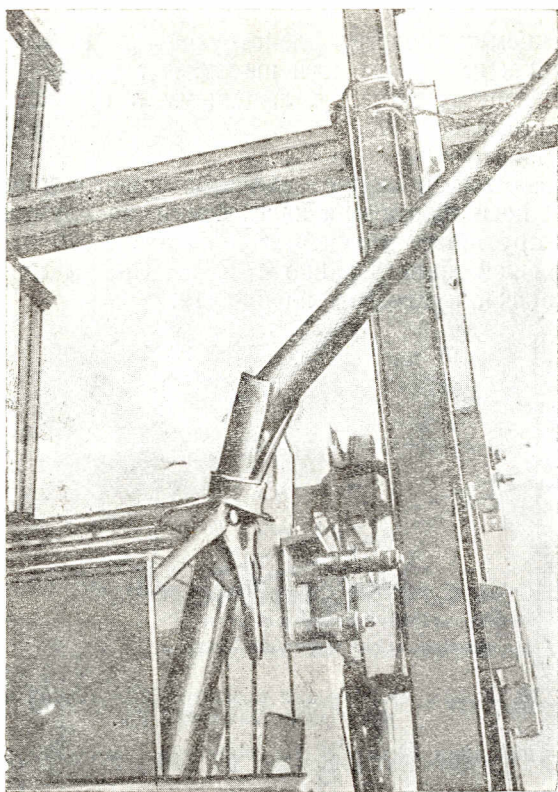


Рис. 20. Нога шасси после испытаний на случай  $E_{ш}$ .

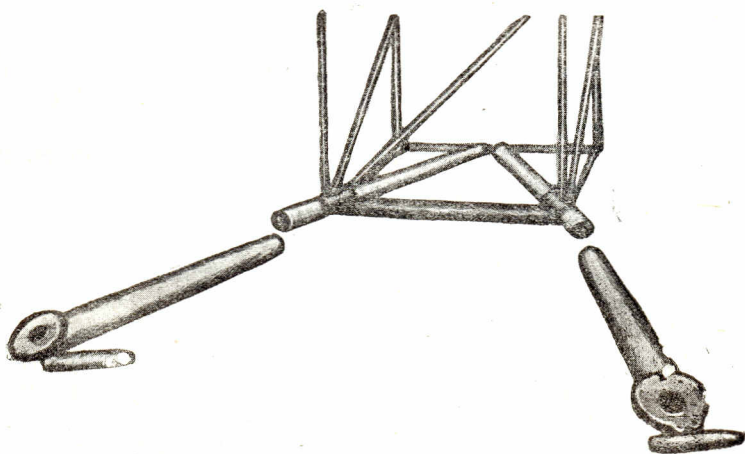


Рис. 21. Ноги шасси после испытаний на случай  $E_{ш} + G_{ш}$ .

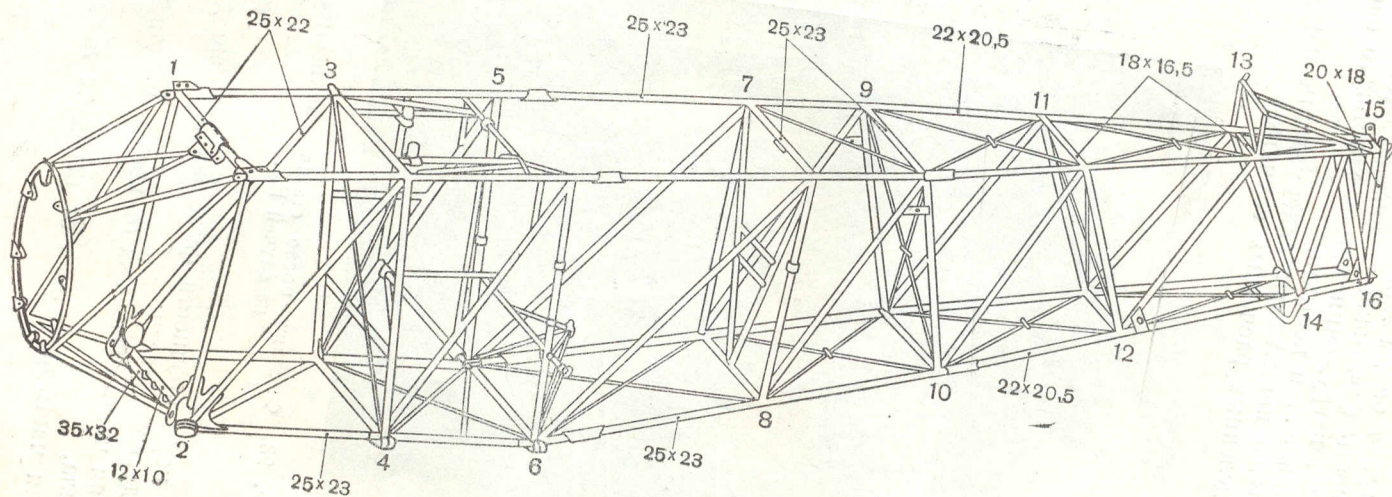


Рис. 22. Силовая схема фюзеляжа и моторамы.



Элементы фюзеляжа создают опоры 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.

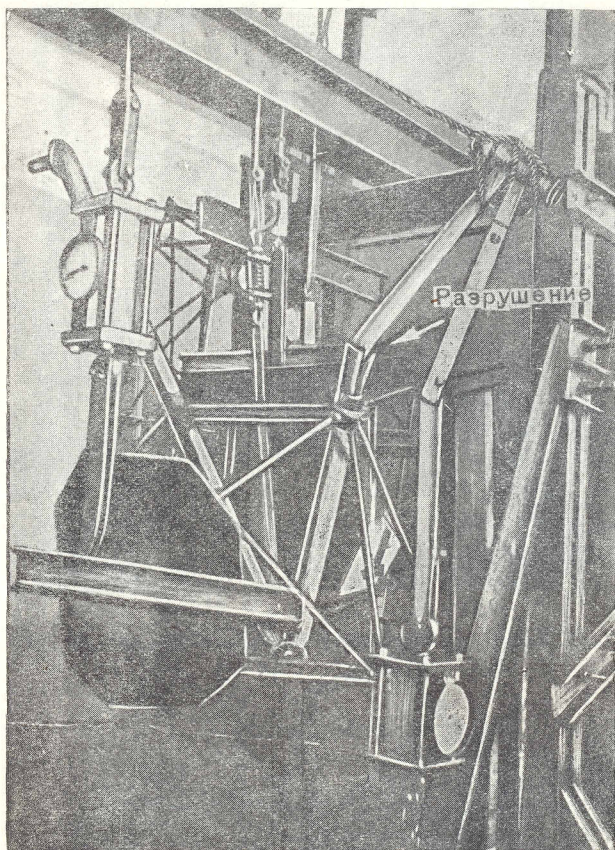


Рис. 23. Фюзеляж после статических испытаний на случай Еф.

На основе норм прочности фюзеляж условно для расчета разделен на следующие части:

а) передняя часть фюзеляжа от носа самолета до передних лонжеронов крыла,

б) средняя часть фюзеляжа от передних лонжеронов крыла до задних.

Произведенные расчеты на прочность показали, что стержни передней и средней частей фюзеляжа наиболее нагружены на случай  $A_{\phi}$  и  $E_{\phi}$ , а стержни хвостовой части — на случай  $B_{\phi}$  и от нагрузки на вертикальное хвостовое оперение.

Случай  $A_{\phi}$  соответствует расчетному случаю  $A_k$  (рис. 2). Расчетная перегрузка та же, что и для коробки крыльев на случай  $A_k$ , т. е. 13. При статических испытаниях передней и средней частей фюзеляжа на случай  $A_{\phi}$  последний до разрушения довести не удалось. На фюзеляж была приложена нагрузка, равная 103 % расчетной.

Случай  $E_{\phi}$ . *Посадка самолета на три точки.* На этот случай прочность передней и средней частей фюзеляжа также проверена статическими испытаниями.

До разрушения фюзеляж при нагружении не доведен, так как при 102 % расчетной нагрузки разрушилась одна нога шасси, нагружением которой передавалась на фюзеляж нагрузка от колеса при посадке.

Фюзеляж после статических испытаний на случай  $E_{\phi}$  показан на рис. 23.

Хвостовая часть фюзеляжа нагружается воздушными нагрузками, действующими на горизонтальное оперение, вертикальное оперение, и нагрузкой от костыля при посадке.

Случай  $B_{\phi}$ , соответствующий случаю  $B_k$ , дает наибольшую расчетную нагрузку на горизонтальное оперение. Величина нагрузки равна 1830 кг.

При статических испытаниях хвостовой части фюзеляжа на случай  $B_{\phi}$  разрушились нижние лонжероны между рамами 3—4 при 117 % расчетной нагрузки.

Расчетная нагрузка на вертикальное оперение и, следовательно, на хвостовую часть фюзеляжа равна 620 кг. На эту нагрузку фюзеляж также подвергался статическим испытаниям; при 145 % расчетной нагрузки отсек верхнего лонжерона между рамами 5—6 и 7—8 потерял устойчивость.

### *Моторная рама*

Моторная рама состоит из девяти стержней и кольца с девятью втулками для крепления мотора (рис. 22 и 80). Нагрузка, приходящаяся на кольцо, через стержни передается узлам фюзеляжа.

Разные стержни <sup>моторной рамы</sup> 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  $A_{\text{му}}$  соответствует случаю  $A_k$  (см. рис. 2). Расчетная перегрузка равна 15,3.

Случай  $D_{\text{му}}$  соответствует случаю  $D_k$  (см. рис. 8). Расчетная перегрузка равна 8,75.



Случай  $M_{\text{му}}$ . Работа мотора. В этом случае нагрузкой являются максимальная тяга и момент от винта. В расчете на этот случай расчетная тяга принята равной 2000 кг.

Расчетный момент принят равным 54 400 кг/см.

Случай  $H_{\text{му}}$ . Боковая нагрузка на моторную раму. Расчетная перегрузка равна 3.

Случай  $M_{\text{му}} + A_{\text{му}}$  и  $M_{\text{му}} + D_{\text{му}}$ . Рассматривается совместное действие нагрузки в случаях  $M_{\text{му}}$  и  $A_{\text{му}}$  (или  $D_{\text{му}}$ ).

Стержни моторной рамы, идущие от среднего узла фюзеляжа к кольцу, передают на него и, следовательно, на моторную раму нагрузки от ног шасси при посадке, а поэтому проверена прочность моторамы и на посадочные случаи.

При нагружении моторама, при неоднократных статических испытаниях до 100% расчетной нагрузки на приведенные выше случаи нагружения, не разрушилась.

### Костыль

Установка костыля на фюзеляже показана на рис. 73. Костыль служит третьей точкой опоры для самолета при посадке и стоянке на земле.

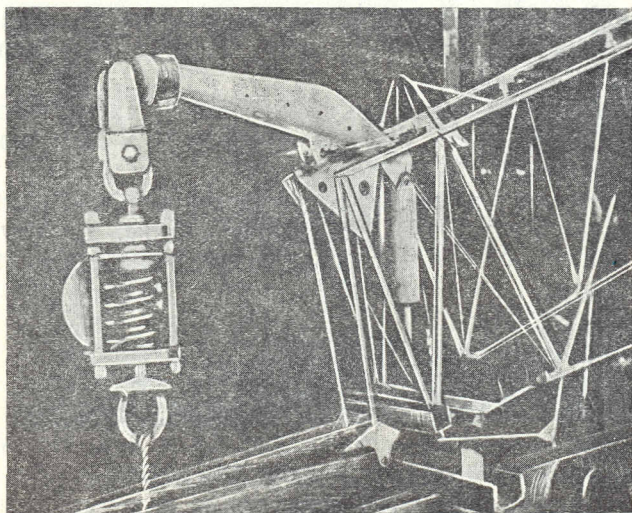


Рис. 24. Общий вид установки испытания костыля.

В нормах прочности разбираются для костыля четыре расчетных случая:

1. Случай  $E_1$  — посадка на три точки.
2. Случай  $E_2$  — одновременное действие усилия случая  $E_1$  и силы трения.

3. 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  $H$  приложена в точке касания костыля к земле и направлена параллельно размаху крыльев.

#### 4. Случай $E_2 + H$ .

Костыль одновременно нагружается уменьшенными на 25 % нагрузками случаев  $E_2$  и  $H$ .

Коэффициент перегрузки для случая  $E_2$  определен на основе расчета масляно-пневматического амортизатора, с учетом воздушной нагрузки на горизонтальное оперение. Он равен 8,2.

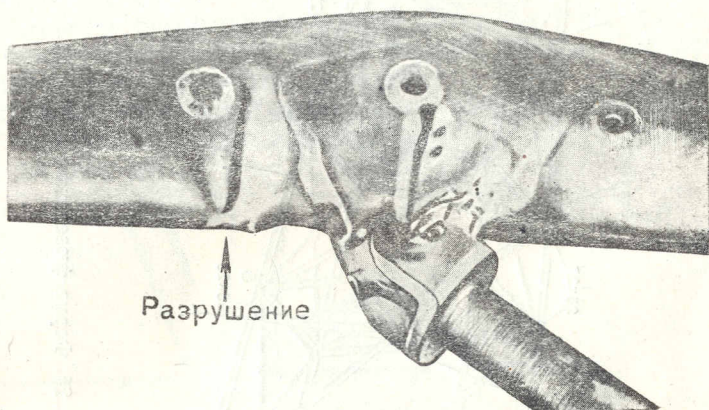


Рис. 25. Место разрушения костыля.

При статических испытаниях на случаи  $H$  и  $E_2 + H$  костыль нагружался до 100 % расчетной нагрузки. На случай  $E_2$  костыль испытывался до разрушения, которое наступило при 107 % расчетной нагрузки.

На рис. 24 дан общий вид установки для испытания костыля, а на рис. 25 дан костыль после испытания на случай  $E_2$ .

### 3. Фюзеляж

Фюзеляж состоит из следующих элементов: сварной пространственной фермы с узлами, двух противопожарных перегородок, установки сиденья, пола кабины, каркаса обшивки с капотами, снабженными люками, и полотняной обшивки.

Ферма фюзеляжа (рис. 26) состоит из четырех лонжеронов  $A$ , стоек  $B$ , верхних и нижних поперечин  $B$  и подкосов  $\Gamma$ , изготовленных из хромомолибденовых или из хромансильевых труб (диаметры сечения труб указаны на рисунке).



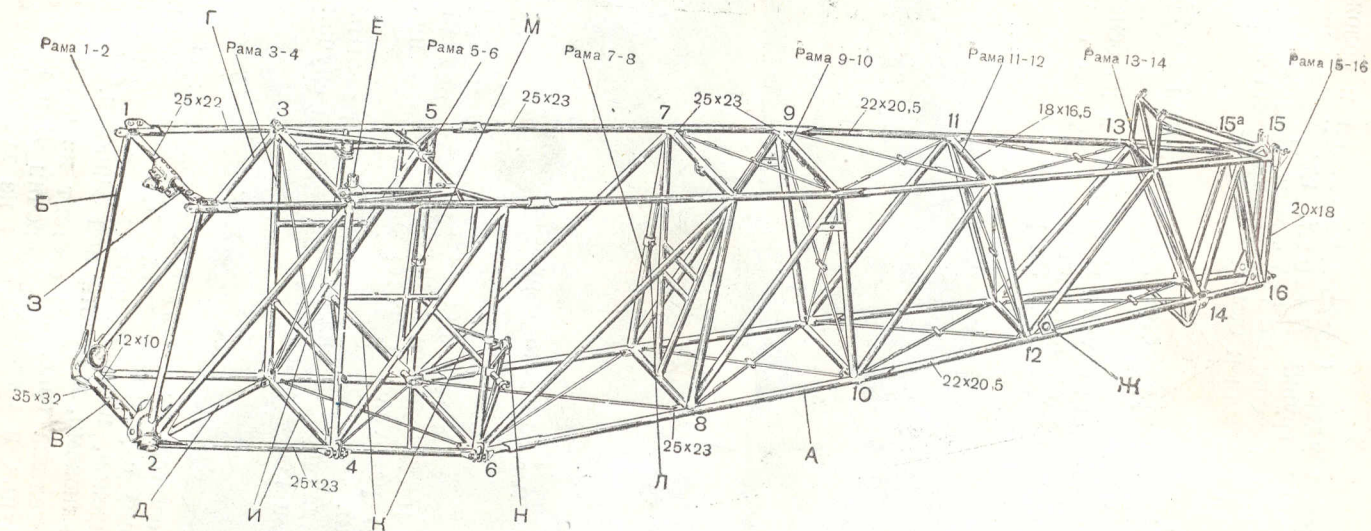


Рис. 26. Ферма фюзеляжа.

Трубы нормализованы до крепости 70—90 кг/мм<sup>2</sup>. Поперечины фюзеляжа *З*, *И* и *К* закалены до 120—130 кг/мм<sup>2</sup>, так как воспринимают большие усилия от мотора, шасси и крыльев.

Стойки и распорки в местах пересечения с лонжеронами с каждой стороны фермы образуют семнадцать узлов. Они связаны между собою боковыми подкосами, образующими рамы, обозначенные соответственно номерами узлов.

Ответственные силовые узлы 1, 2, 3, 5, 6, 14, 15 и 16 усилены накладками и врезными косынками.

Фюзеляж расчален ленточными и проволочными расчалками, поставленными в плоскости рам и в плоскости горизонтальных ферм.

В плоскости нижних лонжеронов, 2-го и 3-го отсеков и в плоскости рамы 3—4 расположены кресты из лент-расчалок.

Натяжение лент-расчалок см. в сводной таблице «Инструкции по регулировке самолета» (кн. 2, ч. 2).

Все остальные расчалки изготовлены из миллиметровой проволоки и образуют двойные кресты, прикрепленные к скобам, как указано на рис. 27.

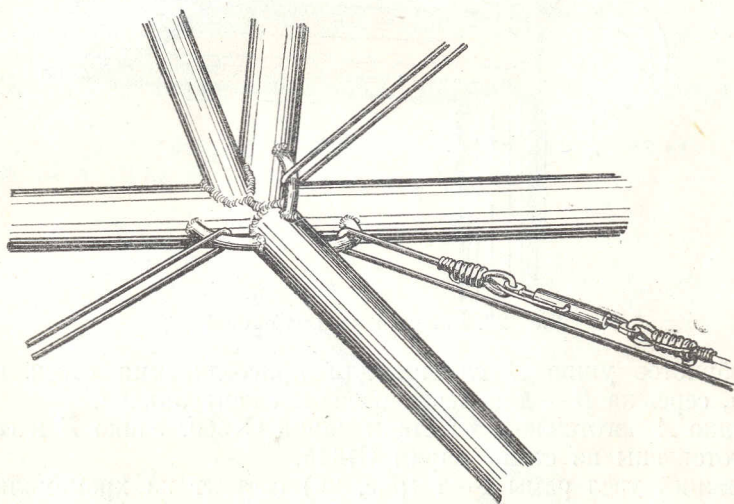


Рис. 27. Крепление проволочных расчалок.

В местах пересечения лент-расчалок и проволок, во избежание их перетирания, поставлены кожаные прокладки.

Все узлы фюзеляжа составляют одно целое с каркасом и по своей конструкции являются врезанными в трубы фермы и приваренными к ним.

Силовые узлы фюзеляжа изготовлены из листовой хромомолибденовой стали. После сварки каркас фюзеляжа обдувается, лакируется бесцветным аэролаком с горячий просушкой.



Верхний и нижний лонжероны сварены из трех труб уменьшающегося сечения по направлению к хвостовой части фюзеляжа. Между 5—6 и 7—8 рамами трубы сварены встык с накладкой манжет в виде ласточкина хвоста.

У рамы 9—10 трубы лонжерона при сварке вставлены одна в другую своими концами.

Рама 1—2 состоит из двух боковых стоек, верхней распорки и нижней распорки, состоящей из двух труб, соединенных перемычками.

Рама имеет узлы крепления стоек центроплана, моторамы и ног шасси.

Верхний боковой узел на раме 1—2 (рис. 28) имеет ушко *A* для крепления вилки подкоса моторамы.

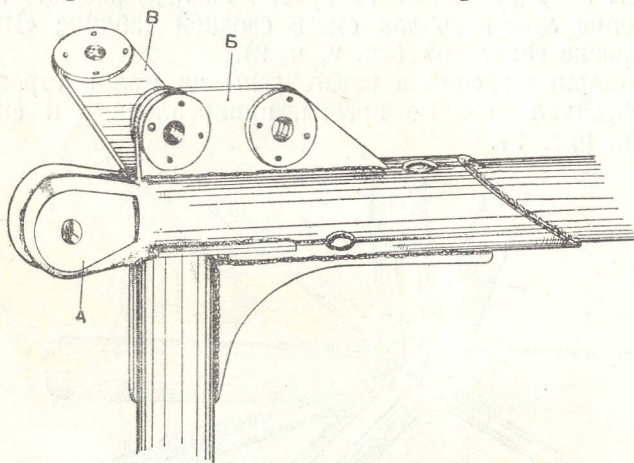


Рис. 28. Верхний узел на раме 1—2.

Ребристое ушко *B* служит для присоединения стоек центроплана, сережка *B* — для ленты-расчалки центроплана.

Ушко *A* изготовлено из стали марки С2550. Ушко *B* и сережка *B* изготовлены из стали марки С7345.

Нижний узел рамы 1—2 (рис. 29) состоит из хромомолибденового стакана *A* и приваренных к нему ребра *B* и ушка *B*.

Ребро *B* с приваренной к нему специальной шайбой образует ухо, в которое плотно вставляется шаровой шарнир для присоединения к нему вилки стержня моторамы.

Ушко *B* служит для крепления передних несущих лент-расчалок коробки крыльев.

На самолетах первого выпуска имела место шарошка наплывов сварки ушков *B* в местах присоединения к ним муфт лент-расчалок, так как концы муфт упирались в сварку, которую приходилось шарошить по форме конца муфты.

К нижнему фланцу стакана приварены четыре ушка *Г* для крепления кольца сальниковой набивки.

Левый узел, в отличие от правого, дополнительно имеет ушко для присоединения диагональной распорки *Д* переднего отсека фюзеляжа, проходящей через бензиновый бак (рис. 26).

Все ребра и ушки узла изготовлены из стали марки С6140.

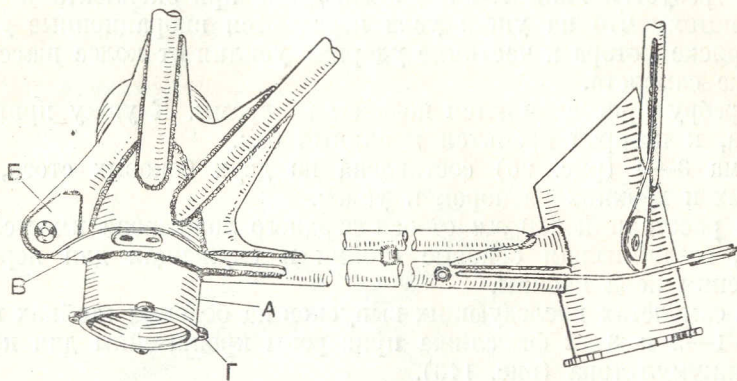


Рис. 29. Нижний узел на раме 1—2.

На самолетах выпуска первых серий наблюдалась разностенность стаканов *А*; толщина стенок колебалась в пределах от 2 до 1 мм. Изменение толщины несколько не влияло на прочность данного узла.

Верхний узел крепления шасси (рис. 30) сварен из обоймы *А*, ребер *Б*, *Д* и ушка *В*.

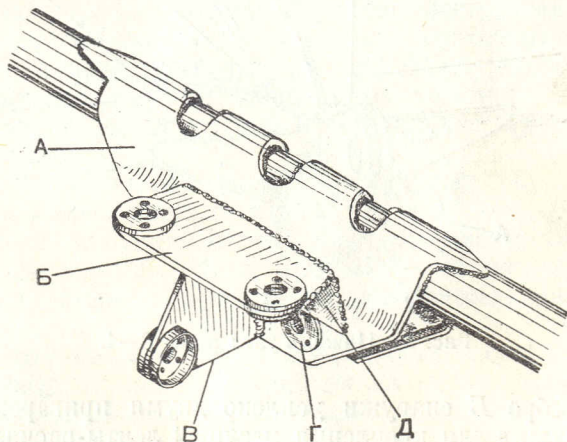


Рис. 30. Средний узел на верхней поперечине рамы 1—2.

Отверстия в щеках обоймы с обеих сторон усилены шайбами *Г* толщиной 1,5 мм. Эти стверствия служат для крепления верхних стаканчиков ног шасси.

Обойма *А* ребра *Б* и ушко *В* изготовлены из стали марки С2550.



На опытном самолете наблюдались трещины в этом узле. На серийных самолетах ребро *В* усилено, толщина его 3 мм.

Весь узел подвергается закалке ( $K_z = 110-130 \text{ кг/мм}^2$ ). За этим узлом требуется внимательное наблюдение при эксплуатации самолета, потому что на ушки узла передаются вибрационные усилия при тряске мотора и частично ударные усилия от колес шасси при посадке самолета.

К ребру присоединяются подкосы моторамы. К ушку приварена втулка, к которой крепится масляный бак.

Рама 3—4 (рис. 26) составлена из двух боковых стоек, двух нижних и верхних распорок и узлов.

На расстоянии 630 мм от оси верхнего лонжерона имеется распорка, соединяющая боковые стойки и служащая для переднего крепления пола кабины.

На самолетах последующих выпусков на боковых стойках и подкосах 1—2 и 3—2 фюзеляжа приварены кронштейны для крепления аккумулятора (рис. 146).

Нижний узел на раме 3—4 (рис. 31) служит для присоединения к фюзеляжу переднего лонжерона нижнего крыла. Узел сварен из трех ребер *А*, *В* и *В*, втулки *Г* и двух внутренних ушков *Д* и *Е*.

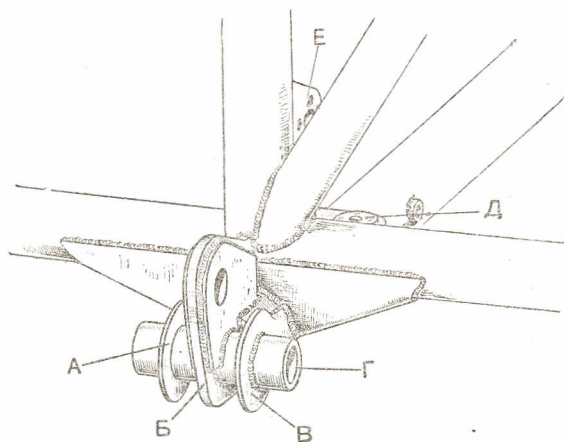


Рис. 31. Нижний узел рамы 3—4.

Среднее ребро *В* снаружи усилено двумя приваренными шайбами. Оно служит для крепления несущей ленты-расчалки коробки крыльев.

Ребро *В* с внутренней стороны образует ушко *Е* для присоединения ленты-расчалки № 7, установленной в плоскости рамы.

К ушку *Д* присоединяется лента горизонтального креста. Правый узел, в отличие от левого, с внутренней стороны имеет ушко для крепления диагонального подкоса (см. деталь *Д*, рис. 26).

Весь узел изготовлен из стали марки С6140.

Верхний узел на раме 3—4 (рис. 32) изготовлен из стали марки С6140. Он состоит из четырех ребер, образующих коробочку *А*, служащую для присоединения задней стойки центроплана, и срежки *В* для крепления ленты заднего креста центроплана.

С внутренней стороны узла приварено ушко *В* для крепления ленты расчалочного креста, расположенного в плоскости рамы, и ленты крепления бензинового бака.

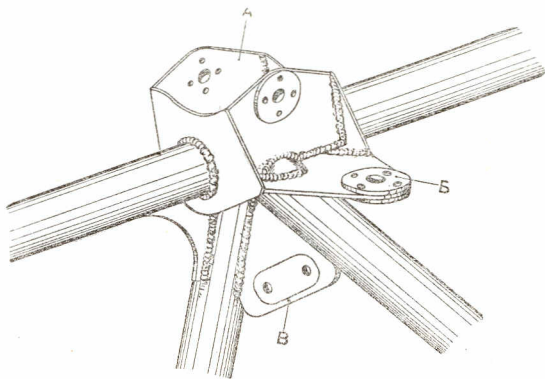


Рис. 32. Верхний узел на раме 3—4.

Рама 5—6 имеет две боковые стойки и нижнюю распорку. Верхнюю часть рамы замыкает верхняя специальная жесткость.

На высоте 308 мм от оси распорки укреплена труба нижней задней специальной жесткости (рис. 26). Труба закреплена на боковых стойках при помощи специальных косынок.

Концы трубы имеют втулки, и для большей жесткости они расперты трубками.

Нижние узлы на раме 5—6 служат для крепления узла заднего лонжерона нижнего крыла.

Узлы по конструкции такие же, как и нижние узлы рамы 3—4, изображенные на рис. 31, и отличаются от них лишь наличием с внутренней стороны двух ушков для присоединения лент-расчалок.

Между рамами 3—4 и 5—6 в плоскости боковых ферм расположены подкосы. К ним на высоте 89 мм от оси фюзеляжа прикреплена передняя нижняя специальная жесткость, по конструкции не отличающаяся от задней.

В верхней части, между подкосом и боковой стойкой рамы 3—4, расположены трубки, которые предназначены для крепления специального оборудования.

Рама 7—8 состоит из двух боковых стоек, верхней и нижней поперечин и двух диагоналей с перекладинами.

На рамах 5—6 и 7—8 установлены реперы *Л* и *М* (рис. 26) для регулировки самолета.



Рамы 9—10, 11—12 и 13—14 по конструкции одинаковые. Они состоят из стоек и поперечин, расчаленных проволочными расчалками.

К раме 5—6 при помощи подкосов приварен паук *Н* для установки ручного управления.

На самолетах первого выпуска посредине верхней поперечины рамы 7—8 (см. рис. 26) были приварены ушки для крепления амортизатора сиденья (см. рис. 36).

На самолетах последующих выпусков ушки для крепления амортизаторов сиденья перенесены на среднюю поперечину рамы 5—6.

Рама 15—16 (рис. 33) имеет кронштейны для крепления киля, руля поворота и костыля.

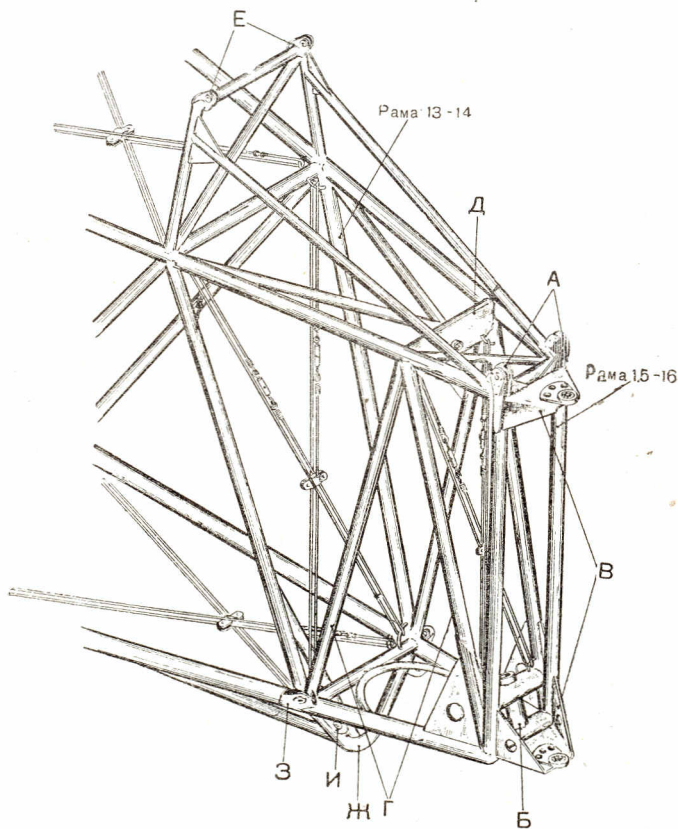


Рис. 33. Хвостовая часть фюзеляжа.

К верхней части рамы приварены ушки *А*, изготовленные из стали марки Сб140, служащие задним креплением киля.

На первом опытном самолете наблюдались трещины в месте сварки ушков *А*, которые были усилены приваренными к ним козылками.

В дальнейшем трещины не появлялись. При эксплуатации самолета за ушками *А* необходимо внимательно наблюдать.

В нижней части рамы расположена усиленная ребрами и накладками втулка *В* для крепления костыля. К ней приварено гнездо под масленку, обеспечивающую смазку шкворня костыля.

Обоймы с шарикоподшипниками, прикрепленные болтами к кронштейнам *В*, служат для подвески руля направления.

Обоймы смещены на 2 мм вправо от оси фюзеляжа для того, чтобы их оси лежали на одной прямой с осью аналогичной обоймы, укрепленной на лонжероне киля.

Между рамами 13—14 и 15—16 в плоскости боковых ферм имеются V-образные подкосы *Г*.

К верхним концам подкосов и к лонжеронам приварена распорка *Д* с втулкой посредине.

Втулка служит для крепления верхнего конца амортизатора костыля.

На самолетах последующих выпусков распорка *Д* была опущена на 5 мм, для того, чтобы ее не касалась соединительная тяга ручного управления.

Над рамой 13—14 установлена сварная трубчатая рамка, укрепленная раскосами, идущими к раме 15—16.

К концам поперечной трубы рамки приварены ушки *Е* для переднего крепления стабилизатора.

На поперечной трубе, связывающей ушки *Е*, крепятся также съемные хомуты с ушками, которые служат для переднего крепления киля. К нижним лонжеронам, под рамой 13—14, приварена дужка с распорками *Ж* для усиления конструкции и предохранения от поломки фюзеляжа в случае поломки костыля при посадке.

Около дужки имеются ушки *З* с заделанными шаровыми шарнирами для присоединения подкосов стабилизатора. Ниже их расположены ушки *И* для крепления тросов-ограничителей костыля.

Для подема хвостовой части между боковым подкосом и нижним лонжероном у рамы 11—12 (рис. 26) с обеих сторон фюзеляжа вварены коробчатые кронштейны с втулками *Ж*.

При необходимости поднять хвост фюзеляжа нужно через отверстия втулок кронштейнов продеть трубу, которая и будет служить рычагом при подеме фюзеляжа и опорой при установке его на хвостовой козелок.

### Оборудование фюзеляжа

Передняя противопожарная перегородка (рис. 34), установленная у рамы 1—2, изготовлена из листового дюрала толщиной 0,5 мм. Она склепана из средней *А*, боковых *Б* и *В* и верхней *Г* частей.



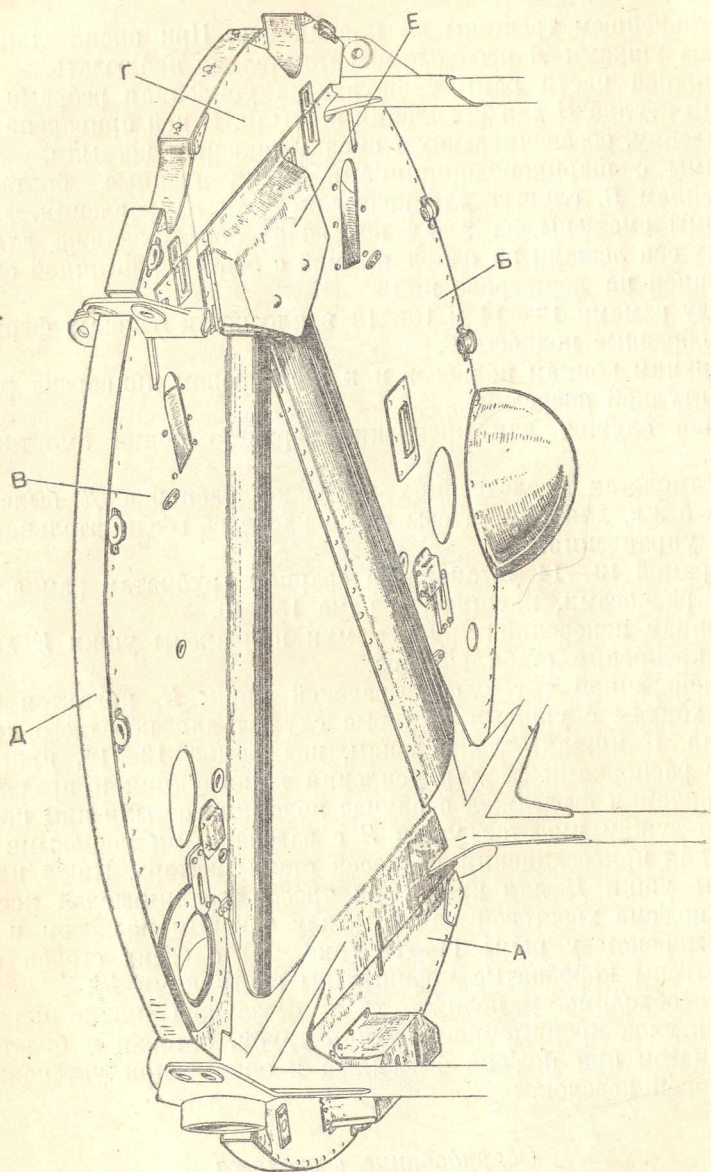


Рис. 34. Противопожарная перегородка.

Края листа перегородки охватывают 2-мм профили *Д*, являющиеся первым шпангоутом каркаса фюзеляжа.

Боковые части перегородки имеют желоба, куда помещаются картеры ног шасси.

Для удобного подхода к верхнему узлу крепления ног шасси имеется лючок *Е*, установленный на шомполах.

Для подхода к верхним стяжным болтам, крепящим ленты бензобака, в противопожарной перегородке сделаны два лючка, крепящиеся на шурупах.

Для прохода бензо-масло-электропроводки и тят управления мотором в перегородке имеются отверстия с развальцованными пистонами и текстолитовыми прокладками.

К 1-й раме фюзеляжа противопожарная перегородка крепится при помощи сварных хомутов и трубчатых кронштейнов.

К картерам ног шасси противопожарная перегородка крепится хомутами.

Задняя противопожарная перегородка, в конструктивном отношении подобная передней перегородке, укреплена у рамы 3—4. Она также состоит из дюралевого листа и расположенных по краям его дюралевых профилей, которые приклепаны со стороны кабины летчика.

Между передней и задней противопожарными перегородками в переднем отсеке фюзеляжа размещен бензиновый бак.

На самолетах последующих выпусков, после установки протектированного бензинового бака, задняя противопожарная перегородка снимается. В отверстия для прохода трубопроводов передней противопожарной перегородки заделываются специальные пистоны из жаростойкой и бензостойкой резины, предохраняющие проволку от перетирания о кромки отверстий противопожарной перегородки.

Пол кабины летчика (рис. 35) состоит из дюралевого листа *А* толщиной 0,8 мм, у жестченного четырьмя профилями *Б* и *В*.

Средние профили снизу связаны двумя дюралевыми поперечинами.

С нижней стороны к полу приклепаны стальные хомуты *Г*, при помощи которых пол крепится к средним поперечинам фюзеляжа, расположенным между рамами 3—4 и 5—6.

С передней стороны в полу сделаны овальные вырезы *Д* для прохода тят управления элеронами.

С задней стороны в полу сделано прямоугольное окно *Е* для прохода ручки управления.

Окно окантовано рамкой. От углов окна идут профили жесткости *Ж* к балкам *З*, крепящим сиденье летчика.

Концы балок *З* прикреплены хомутами к средней поперечине рамы 5—6.



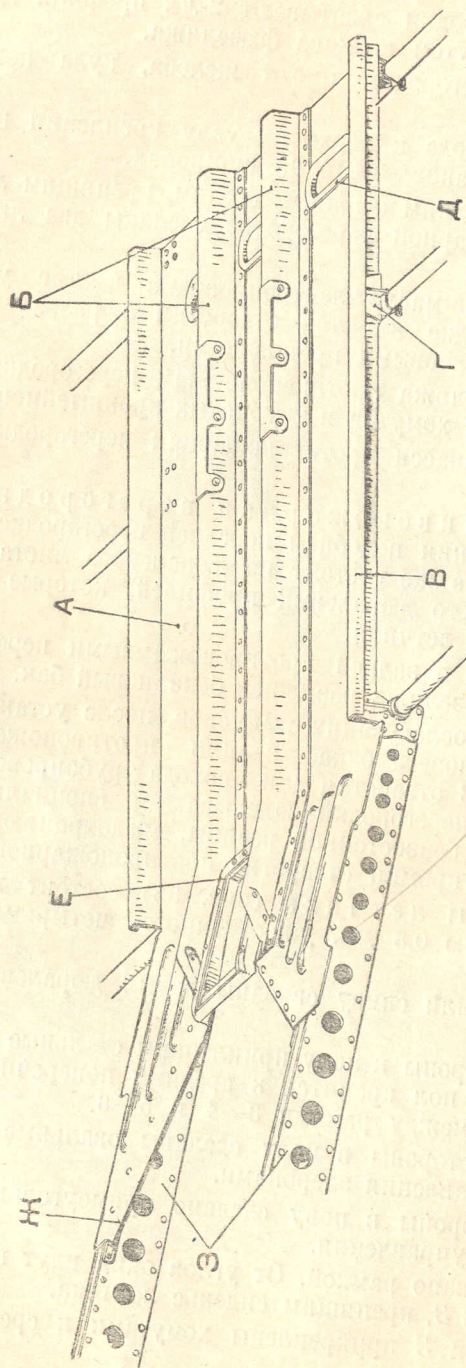


Рис. 35. Пол кабины летчика.

Сиденье летчика (рис. 36) изготовлено из дюрала. Оно состоит из самого сиденья *А* и укрепленной к нему на шпильках спинки *Б* с подушкой *В*, выпнутой по форме спины летчика.

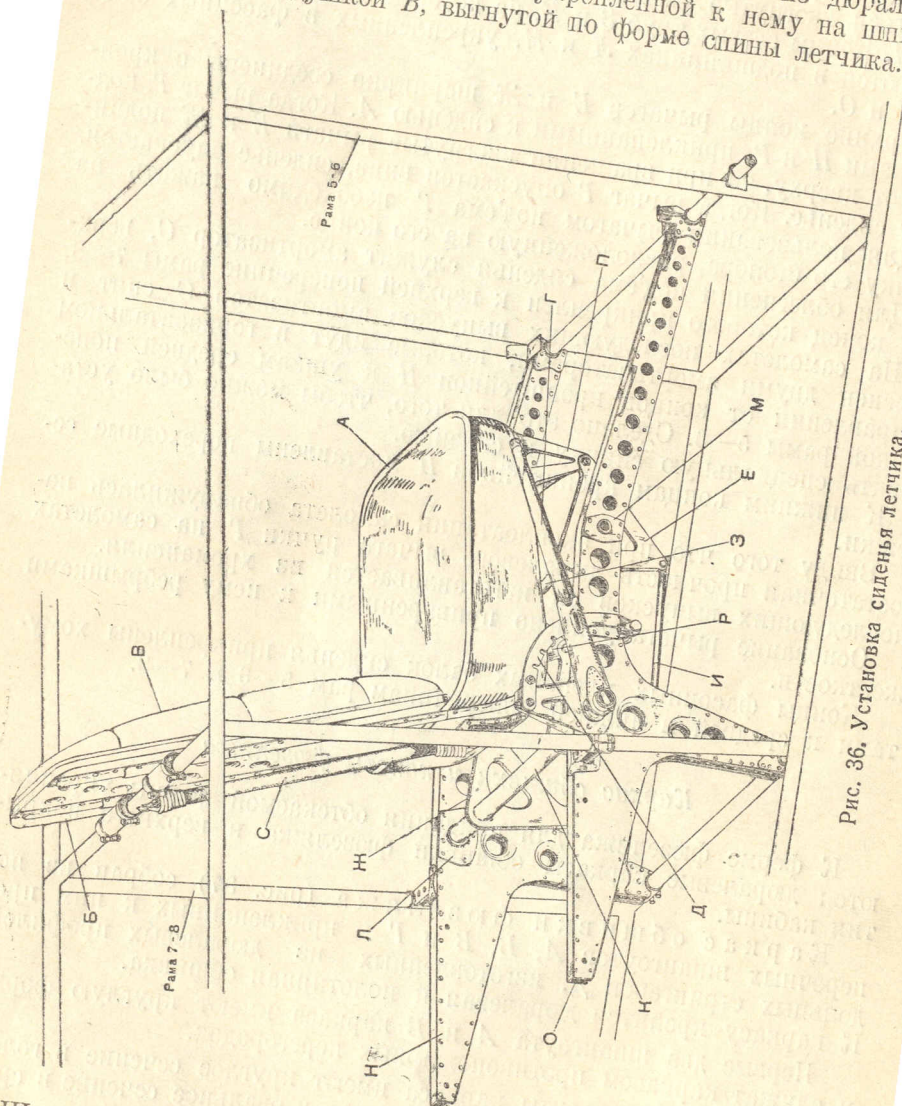


Рис. 36. Установка сиденья летчика.

Шпильки спинки входят в гнезда сиденья и крепятся в них шомполом.

Нижняя часть сиденья ужесточена приклепанными к нему профилями.

Высоту сиденья можно регулировать при помощи рычага *Г*, снабженного стопором и расположенного на правой стороне.



Рычаг перемещается и стопорится в секторе *Д* и заставляет вращаться изогнутые рычаги *Е* и *Ж*, связанные между собой тягами *И*. Концы осевых труб *З* и *К*, на которых установлены рычаги, вращаются в подшипниках *Л* и *М*, укрепленных в фасонных балках *Н* и *О*.

Верхние концы рычагов *Е* и *Ж* шарнирно соединены с кронштейнами *П* и *Р*, приклепанными к сиденью *А*. Когда рычаг *Г* поднимают кверху, то при вращении изогнутые рычаги *Е* и *Ж* поднимают сиденье. Когда рычаг *Г* опускается вниз, сиденье опускается.

Для пользования рычагом подъема *Г* необходимо нажать на кнопку его стопора, расположенную на его конце.

Для облегчения подъема сиденья служит амортизатор *С*, верхний конец которого прикреплен к верхней поперечине рамы 7—8.

На самолетах последующих выпусков амортизатор *С* снят и заменен двумя амортизаторами, которые идут в горизонтальном направлении от концов кронштейнов *П* к ушкам средней поперечной рамы 5—6. Сделано это для того, чтобы можно было установить специальную спинку к сиденью.

К нижним концам кронштейнов *П* поставлены переходные сержки.

Ввиду того что при эксплуатации самолета обнаружилась недостаточная прочность дюралевого рычага ручки *Г*, на самолетах последующих выпусков он изготавливается из хромансиля.

Основание рычага усилено приваренными к нему ребрышками жесткости.

Концы фасонных клепаных балок сиденья прикреплены хомутами к средней и нижней поперечинам рам 5—6 и 7—8.

### *Каркас обшивки и капоты фюзеляжа*

К ферме фюзеляжа для придания обтекаемой формы укрепляются дюралевые каркасы обшивки фюзеляжа и верхнего покрытия кабины.

Каркас обшивки фюзеляжа (рис. 37) собран из поперечных шпангоутов *А*, *Б*, *В* и *Г* и приклепанных к ним продольных стрингеров *Д*, изготовленных из дюралевых профилей. К каркасу крепится дюралевая и полотняная обшивка.

Первые два шпангоута *А* и *Б* каркаса имеют круглую форму и служат каркасом противопожарных перегородок.

Остальные шпангоуты каркаса имеют круглое сечение в головной части фюзеляжа, которое переходит в овальное сечение в средней и хвостовой его частях.

К каркасу фюзеляжу шпангоуты крепятся на сварных стальных кронштейнах *Е*.

Снаружи каркас имеет дюралевую и полотняную обшивку. Первые два отсека между шпангоутами *А*, *Б* и *В* закрыты дюралевой обшивкой, поставленной на шарнирах и замках.

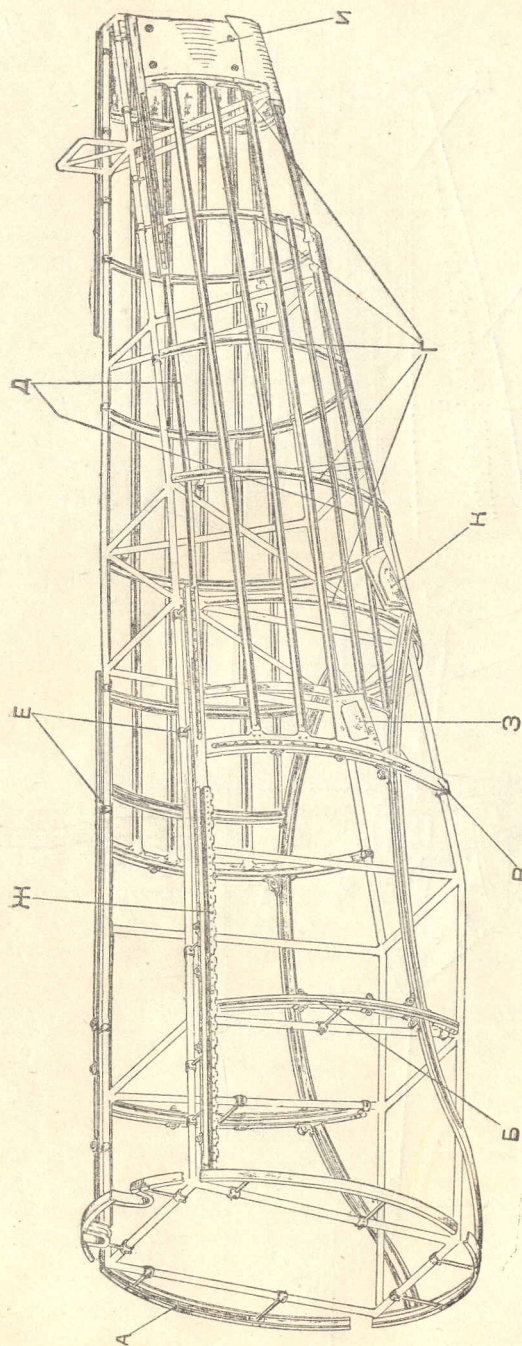


Рис. 37. Каркас обшивки фюзеляжа.



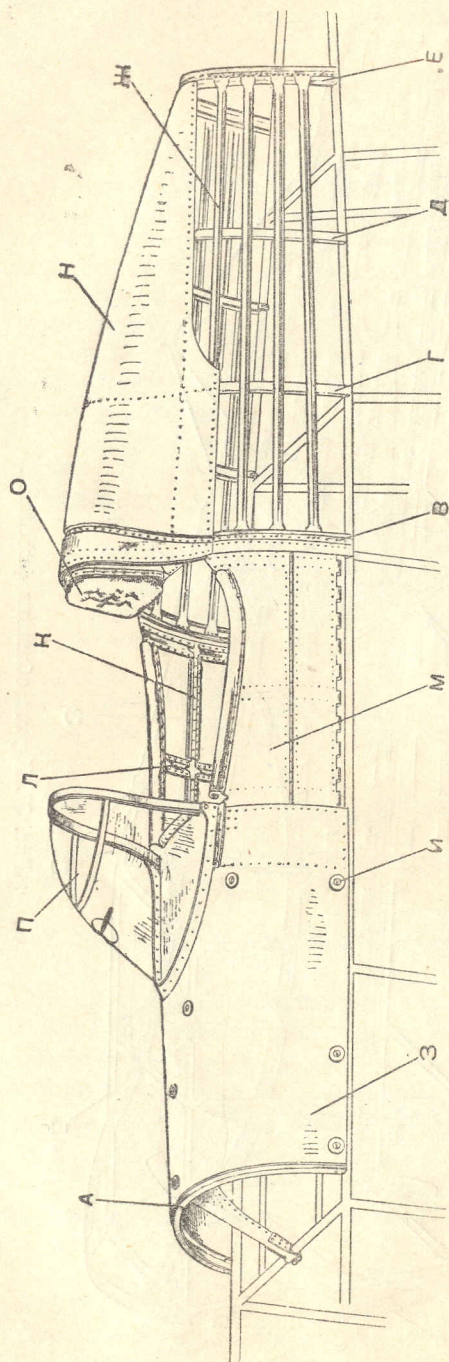


Рис. 38. Верхнее покрытие кабины и фюзеляжа.

Боковые щитки капота фюзеляжа крепятся на петлях *Ж*. Вся остальная часть каркаса по шпангоутам *Г* обшивается полотном, которое пришивается шпагатом к каркасу. Перед обтяжкой полотном шпангоуты и стрингеры обшиваются миткалевой лентой.

В первом отсеке нижней дюралевой обшивки расположены съемные люки для подхода к сливному крану бензобака и пожарному крану.

Во втором отсеке нижней обшивки имеются люки для подхода к специальному оборудованию.

В верхнем капоте над бензиновым баком имеется люк для подхода к горловине бака.

На левой стороне каркаса укреплены подножки *З* и *К* для влезания в кабину, закрываемые дюралевыми дверцами.

Для доступа к установке костыля в концевой части обшивки фюзеляжа, на левой стороне, в отсеке *И*, установлен дюралевый люк.

Верхнее покрытие кабины (рис. 38) выполнено на дюралевом каркасе, состоящем в передней части из дужек *А*, в средней и концевой частях — из дужек *В*, *Г*, *Д* и *Е* и стрингеров *Ж*, связанных между собою на заклепках.

Передняя часть покрытия снаружи закрыта щитками *З*, укрепленными на замках *И*.

Над кабиной с боков расположены откидные бортовые щитки *М*, усиленные с внутренней стороны приклепанными к ним профилями *К* и *Л*.

Щитки вращаются на петлях и запираются с внутренней стороны замками.

Отсеки за кабиной имеют дюралевый обтекатель *Н*, который со стороны кабины имеет подголовник *О*. На самолетах первого выпуска подголовник вращается на петлях и запирается пружинным замком.

Подголовник служит дверцей багажника.

На самолетах последующих серий, вследствие установки специальной спинки сиденья, имеется еще второй подголовник, который крепится на трех болтах к спинке.

Сверху, спереди покрытия, расположен козырек кабины *П*. С боков обтекатель за кабиной летчика обтянут полотном.

Козырек кабины летчика (рис. 39) состоит из дюралевой оправки *А*, в которую вставлены сферической формы гибкие стекла *Б* и *В* «плексигласса».

Нижняя часть оправки прикрепляется к обтекателю кабины заклепками.

На самолетах последующего выпуска, в целях ограждения кабины от задувания, козырек расширен на 60 мм.

Для уменьшения искажений, получающихся из-за выпуклой формы стекол «плексигласса», вводится козырек с тремя плоскостями «плексигласса», склеенными между собой специальным клеем.



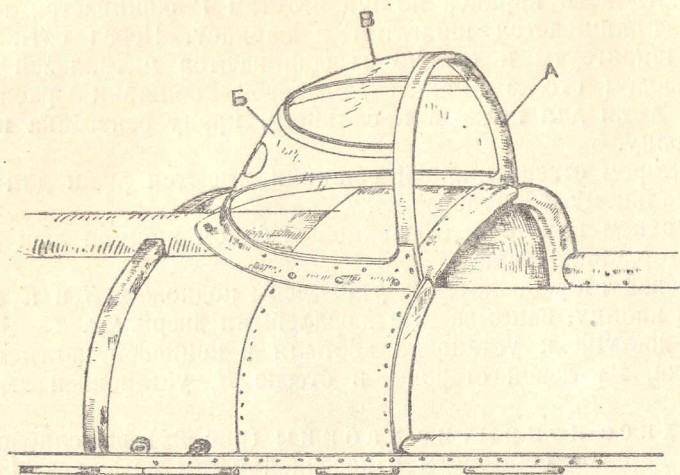


Рис. 39. Козырек кабины летчика.

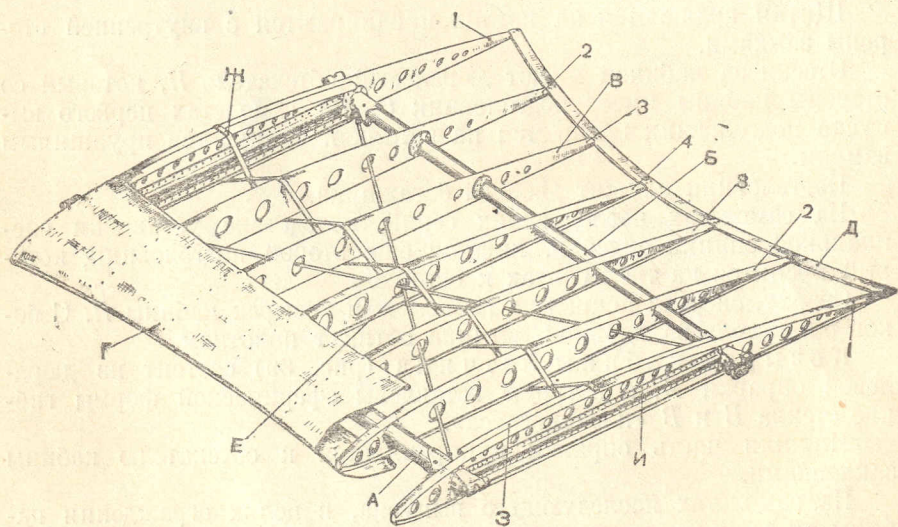


Рис. 40. Центроплан.

#### 4. Несущие поверхности

Коробка крыльев представляет собой полутораплан, состоящий из двух полукоробок и центроплана.

Центроплан установлен над фюзеляжем при помощи шести стоек и расчален двумя крестами передних и задних лент-расчалок.

Верхние и нижние крылья соединены между собой Z-образными стойками, каждая полукоробка расчалена стальными несущими и поддерживающими лентами.

##### Центроплан

Центроплан (рис. 40) склепан из дюрала, за исключением лонжеронов и стыковых узлов, которые изготавливаются из хромомолибденовой стали.

Центроплан состоит из переднего *A* и заднего *B* лонжеронов, семи нервюр *B*, переднего обтекателя *Г*, концевого обода *Д* и узлов крепления крыльев (узлы стыка центроплана с верхними крыльями).

Жесткость центроплана создается крестом из лент-расчалок *Е* № 6, длиной 1200 мм, которые натягиваются на 24—28% от разрушающего усилия, т. е. на 300—350 кг по тензиометру.

Полки нервюр связаны между собой дюралевыми лентами *Ж*, которые склепаны между нервюрами заклепками, размером  $2,6 \times 6$  мм, с шайбами.

Передний и задний лонжероны по конструкции одинаковые. Они представляют собой стальную трубу постоянного сечения.

Диаметр переднего лонжерона  $55 \times 51$  мм, заднего —  $45 \times 41$  мм. К концам лонжеронов конусными шпильками прикреплены сварные узлы.

На концы шпилек накручены гайки, которые контрятся керновой. Все нервюры, кроме торцовых, по конструкции одинаковые и отличаются друг от друга лишь размерами.

Нервюры изготовлены из листового дюрала толщиной 0,5 мм. Они имеют штампованные дыры облегчения и отбортованные края.

В местах крепления к лонжеронам нервюры имеют фланцы, приклепанные заклепками  $3 \times 7$  мм.

По сравнению с другими нервюрами торцовые нервюры № 1 значительно усилены и изготовлены из дюрала 0,8 мм. В средней части их приклепаны угольники *З* и профили *И*.

Передний обтекатель и обод изготовлены из дюрала толщиной 0,5 мм.



Передний узел центроплана (рис. 41) состоит из манжеты Г, к которой приварена втулка А, усиленная накладкой В и ребрами В.

К манжете Г приварен 1-мм фланец Д, к которому приклепывается ваклепками размером  $3 \times 7$  мм торцовая нервюра.

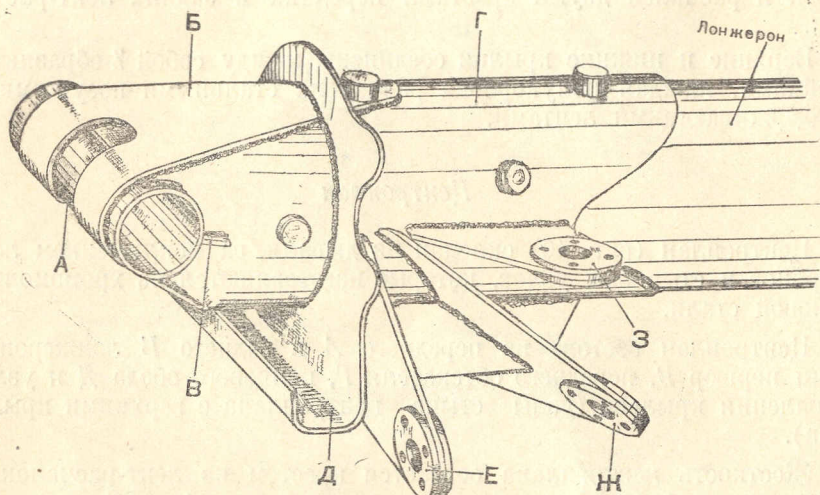


Рис. 41. Передний узел центроплана.

Для присоединения стойки служит ушко Е, для крепления лент — ушки Ж и З, причем первое ушко — под наружную ленту, а второе — под внутреннюю.

Ушки усилены приваренными к ним точечной сваркой шайбами. Задние узлы отличаются от передних наличием дополнительных ушков, на которые поставлены сережки крепления поддерживающих лент-расчалок.

### Верхнее крыло

Крыло (рис. 42) в плане имеет прямоугольную форму с вырезом для элерона и с закругленным концом.

Каркас крыла состоит из переднего А и заднего В лонжеронов, находящихся друг от друга на расстоянии 750 мм, и 22 нервюр, из которых 17 простых и 5 усиленных.

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

Низ крыла между нервюрами 2—5, от задней кромки переднего лонжерона до передней кромки заднего лонжерона, покрывается 1,5-мм фанерой.

Кроме того, для усиления первого отсека между нервюрами 1—5 проходит стрингер В коробчатого сечения.

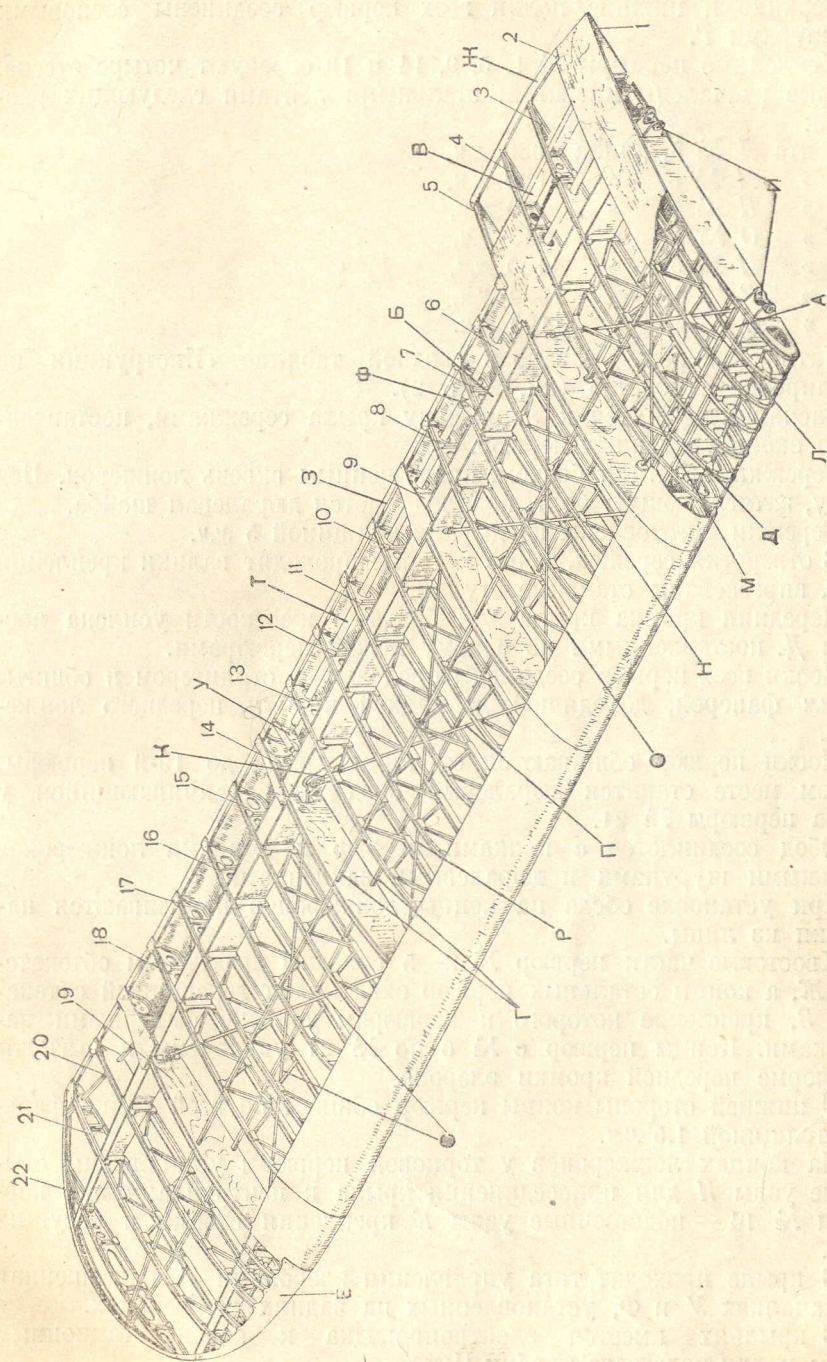


Рис. 42. Верхнее крыло.



Верхние и нижние полки всех нервюр соединены сосновыми стрингерами Г.

Усиленные нервюры № 1, 5, 9, 14 и 19 образуют четыре отсека, которые расчлнены плоскими стальными лентами следующих размеров:

лента	Л	№ 5,	длина	930 мм,
»	М	№ 6,	»	920 мм,
»	Н	№ 5,	»	950 мм,
»	О	№ 6,	»	940 мм,
»	П	№ 5,	»	1100 мм,
»	Р	№ 6,	»	1090 мм,
»	С	№ 4,	»	1190 мм.

Натяжение лент указано в сводной таблице «Инструкции по регулировке самолета» (кн. 2, ч. 2).

Расчалки крепятся к лонжерону крыла сережками, поставленными около усиленных нервюр.

Сережки крепятся болтом, пропущенным сквозь лонжерон. Под гайку, затягивающую болт, подкладывается дюралевая шайба.

Сережки изготовлены из дюрала толщиной 5 мм.

В отверстия сереежек, через которые проходят валики крепления лент, впрессованы стальные втулки.

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.

Носки нервюр обшиваются от торца крыла до 19-й нервюры; в этом месте ставится дюралевый обод Е, заканчивающийся у конца нервюры № 21.

Обод соединяется с полками нервюр и концами лонжеронов стальными шурупами и дюралевыми заклепками.

При установке обода на концы лонжеронов наклеиваются накладки из липы.

Хвостовые части нервюр № 2—5 связаны дюралевым обтекателем Ж, а концы остальных нервюр охватывают деревянный обтекатель З, крепление которого к нервюрам усилено фанерными накладками. Концы нервюр с № 6 по № 21 укорочены и выгнуты по форме передней кромки элерона.

С нижней стороны концы нервюр обшиты по всей длине фанерой толщиной 1,5 мм.

На концах лонжеронов у торцевой нервюры установлены стыковые узлы И для присоединения крыла к центроплану и у нервюр № 14 — подстоечные узлы К крепления стойки и несущих лент.

В крыле проходит тяга управления элеронами Т, подвешенная на качалках У и Ф, установленных на задних лонжеронах.

В крыльях имеется электропроводка к аэронавигационным огням и для подогрева трубки Пито.



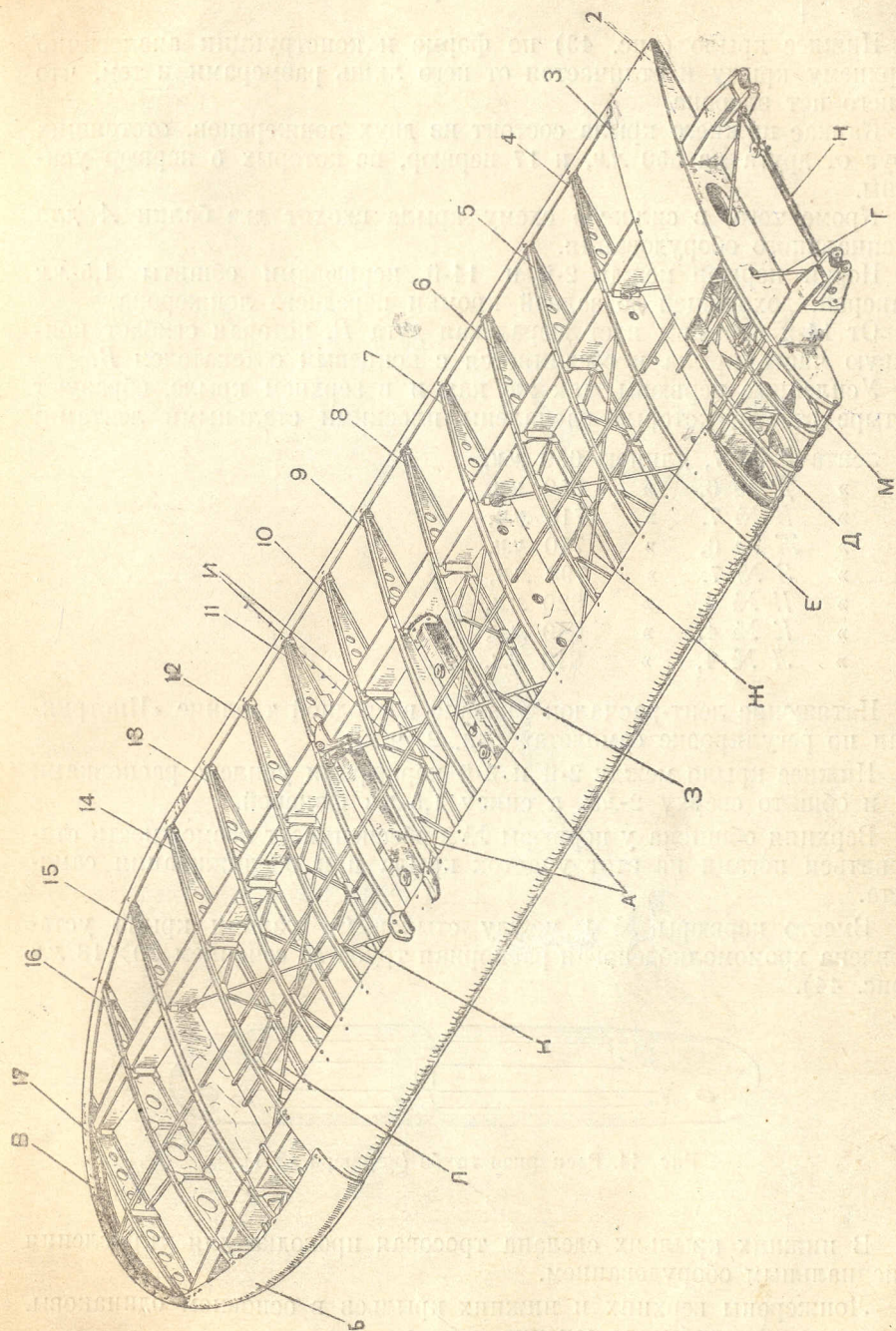


Рис. 43. Нижнее крыло.



## Нижнее крыло

Нижнее крыло (рис. 43) по форме и конструкции аналогично верхнему крылу и отличается от него лишь размерами и тем, что у него нет элерона.

Каркас нижнего крыла состоит из двух лонжеронов, отстоящих друг от друга на 550 мм, и 17 нервюр, из которых 5 нервюр усилены.

Кроме того, в силовую схему крыла входят две балки *A* для специального оборудования.

Носки нервюр между 2-й и 14-й нервюрами обшиты 1,5-мм фанерой, доходящей до задней кромки переднего лонжерона.

От 14-й нервюры идет дюралевая дуга *B*, которая огибает концевую часть крыла и соединяется с концевым обтекателем *B*.

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

лента <i>Г</i> № 7,	длиною	650 мм,
» <i>Д</i> № 6,	»	650 мм,
» <i>Е</i> № 7,	»	710 мм,
» <i>Ж</i> № 6,	»	710 мм,
» <i>З</i> № 7,	»	790 мм,
» <i>И</i> № 6,	»	820 мм,
» <i>К</i> № 4,	»	840 мм,
» <i>Л</i> № 4,	»	810 мм.

Натяжение лент-расчалок указано в сводной таблице «Инструкции по регулировке самолета» (кн. 2, ч. 2).

Нижнее крыло между 2-й и 3-й нервюрами усилено распорками *M* и обшито сверху 2-мм, а снизу 1,5-мм фанерой.

Верхняя обшивка у нервюры № 2 обеспечивает возможность становиться ногами на этот участок крыла при обслуживании самолета.

Вместо нервюры № 1 между стыковыми узлами крыла установлена хромомолибденовая распорная труба *H*, сечением 20×18 мм (рис. 44).

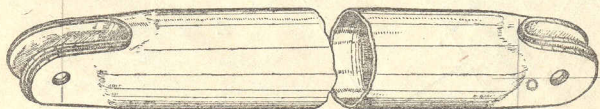
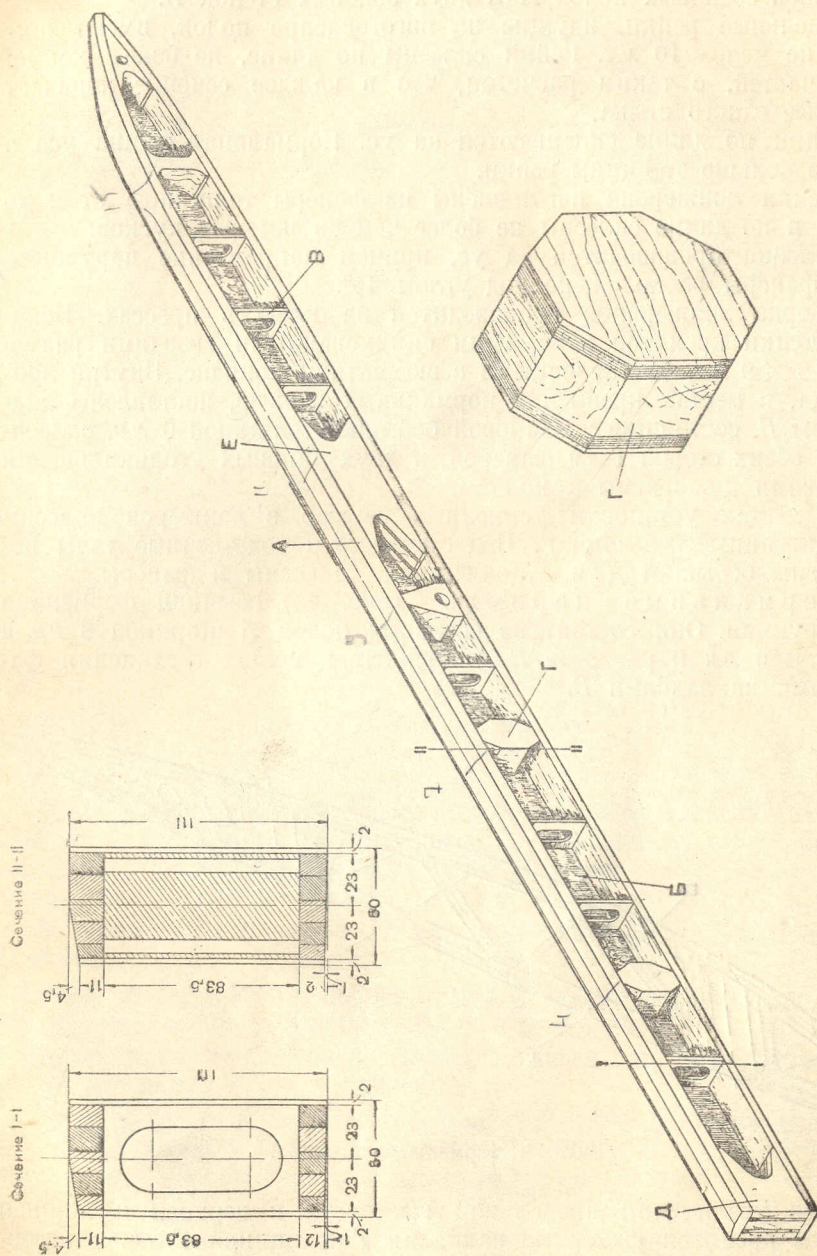


Рис. 44. Распорная труба (нервюра № 1).

В нижних крыльях сделана тросовая проводка для управления специальным оборудованием.

Лонжероны верхних и нижних крыльев в основном одинаковы. Они имеют коробчатое сечение.





Передний лонжерон нижнего крыла (рис. 45) состоит из верхней и нижней сосновых полок *А* и двух боковых стенок *Б*.

Отдельные рейки, идущие на изготовление полок, имеют ширину не менее 10 мм. Рейки склеены по длине, не более чем из трех частей, с таким расчетом, что в каждое сечение попадает не более одного стыка.

Рейки по длине склеиваются на ус. Нормальная длина уса в 15 раз больше толщины рейки.

Стенки лонжерона изготовлены из фанеры толщиной от 2 до 4 мм и по длине склеены не более чем из четырех кусков.

Склейка производится на ус, причем направление наружного слоя фанеры расположено под углом  $45^\circ$ .

Сборка лонжеронов производится на клею в прессах. Боковые стенки крепятся железными оцинкованными гвоздями размером  $0,8 \times 9$  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 двух липовых угольников для крепления диафрагмы к полкам.

В местах установки усиленных нервюр в лонжерон вклеены восьмигранные бобышки *Г*. Под стыковые и подстоечные узлы поставлены бобышки *Д* и *Е*, склеенные из сосны и фанеры.

Нормальные нервюры (рис. 46) обычной ферменной конструкции. Они состоят из сосновых полок *А* шириной 8 мм и высотой 6 мм и раскосов *Б*, усиленных в местах соединения фанерными накладками *В*.

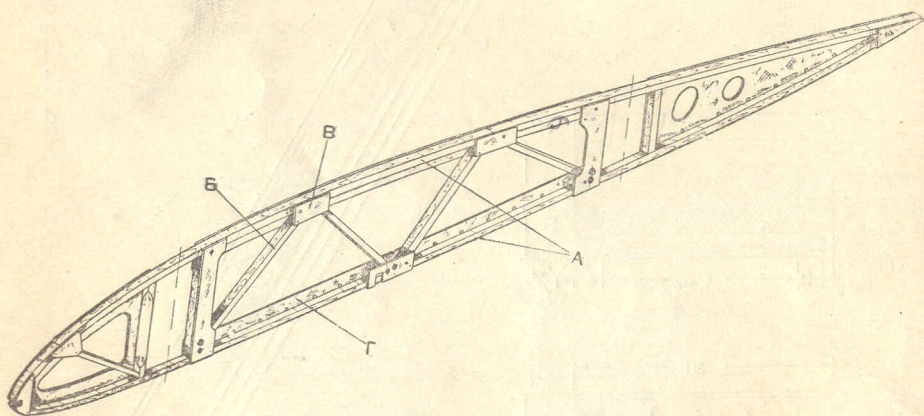


Рис. 46. Нормальная нервюра.

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

Нервюры № 16 и 17 нижнего крыла и № 22 верхнего крыла имеют фанерные стенки с вырезами для облегчения.

Усиленные нервюры (рис. 47) отличаются от простых значительно усиленной средней частью.

Полки в средней части нервюры имеют ширину 15 мм и высоту 6 мм. Продольные рейки *А* подкреплены вертикальными распорками *Б*. Нервюра обшита с обеих сторон 1-мм фанерой *В*.

В фанерной обшивке кроме отверстий для пришивки полотна имеются вырезы для облегчения и отверстия для дренажа.

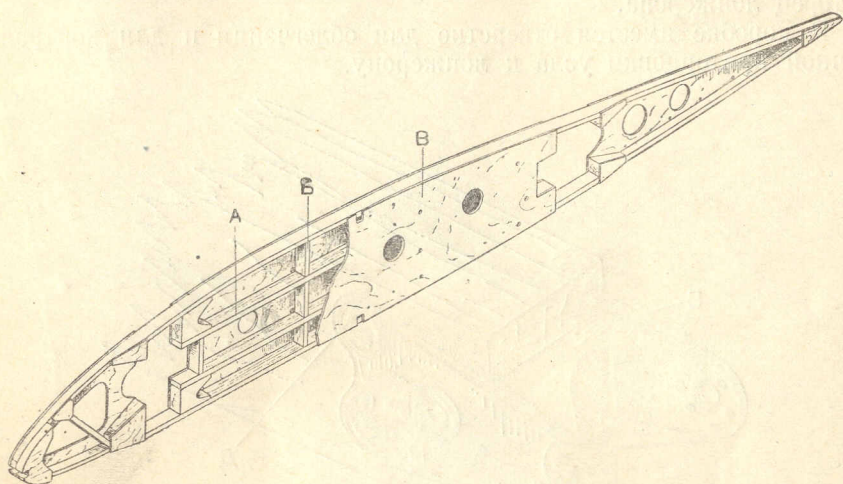


Рис. 47. Усиленная нервюра.

Сборка нервюр производится на казеиновом клею в прессах. Крепление бобышки в носке нервюры, соединение полок в хвостовой части и установка вертикальных распорок около лонжеронов производится оцинкованными гвоздями размером  $0,7 \times 6$  мм.

К лонжеронам нервюры крепятся угольниками, поставленными на клею и гвоздях.

Нервюры № 9 и 11 нижнего крыла (рис. 43), в отличие от других нервюр, не имеют нижних полок и распорок.

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

Для предохранения нервюр крыла от загнивания нижние полки усиленных нервюр (по всей длине) и нижние полки хвостовиков нормальных нервюр (от задних лонжеронов до концов) оклеены шифоном.

Концы лонжеронов в местах установки стыковых узлов на самолетах последующих серий оклеиваются шифоном, и выступающие наружу торцы лонжеронов закрашиваются масляной краской желтого цвета.



Стыковые узлы крепления верхних и нижних крыльев по конструкции одинаковы и отличаются лишь размерами. Конструкция всех стыковых узлов сварная.

Передний стыковой узел верхнего крыла (рис. 48) состоит из двух щек *А* толщиной 1,5 мм, охватывающих переднюю и заднюю стенки лонжерона, и коробки *Б*, упирающейся в торец лонжерона.

В коробке имеется отверстие для облегчения и для контроля точной приторцовки узла к лонжерону.

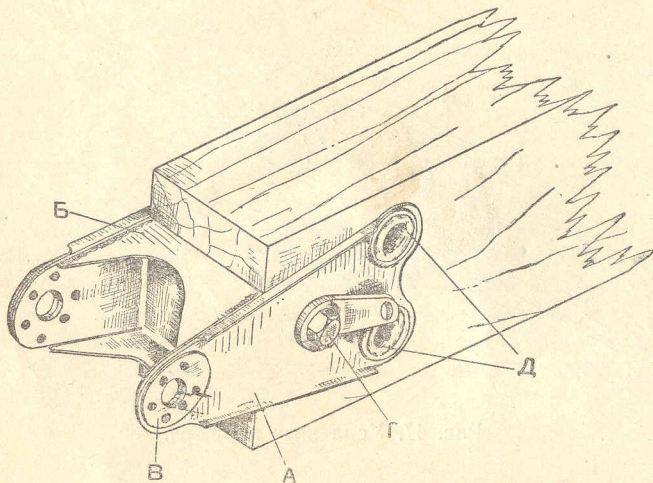


Рис. 48. Передний стыковой узел верхнего крыла.

К щекам башмака приварены 1,5-мм шайбы *В*. К лонжерону узел крепится болтом *Г* диаметром 14 мм, одновременно крепящим сережку для лент-расчалок внутреннего креста, и двумя трубчатыми пистонами *Д* размером  $20 \times 16 \times 93$  мм.

В местах постановки трубчатых пистонов к щекам приварены 2-мм шайбы.

Задний стыковой узел верхнего крыла в основном аналогичен переднему, но имеет приваренные ушки, через которые проходит болт крепления качалки для тяги элерона. Узел крепится к лонжерону болтом диаметром 12 мм и двумя пистонами размером  $12 \times 10 \times 93$  мм.

Стыковые узлы нижнего крыла и узлы верхнего крыла по конструкции одинаковы.

На самолетах первых выпусков у стыковых узлов нижних крыльев подпиливалась стенка *Б* (рис. 48) в местах прилегания ее к ребрам стыковых узлов фюзеляжа. При сварке ребер стыко-

вых узлов фюзеляжа наблюдался перекося их в наружные стороны, ребра мешали стыковке крыльев с фюзеляжем, и поэтому стенки стыковых узлов крыльев подпильвали.

Отверстия в щеках узлов под стыковые болты разворачиваются при стыковке крыльев с центропланом и фюзеляжем и должны быть в узлах верхнего крыла 20А<sub>3</sub> мм, в узлах нижнего крыла 16А<sub>3</sub> мм (по 3-му классу точности).

Передний подстоечный узел нижнего крыла и соединенный с ним узел крепления поддерживающих лент (рис. 49) изготовлены из хромомолибденовой стали. Они подвергаются термообработке до крепости  $K_z = 80 \text{ кг/мм}^2$ .

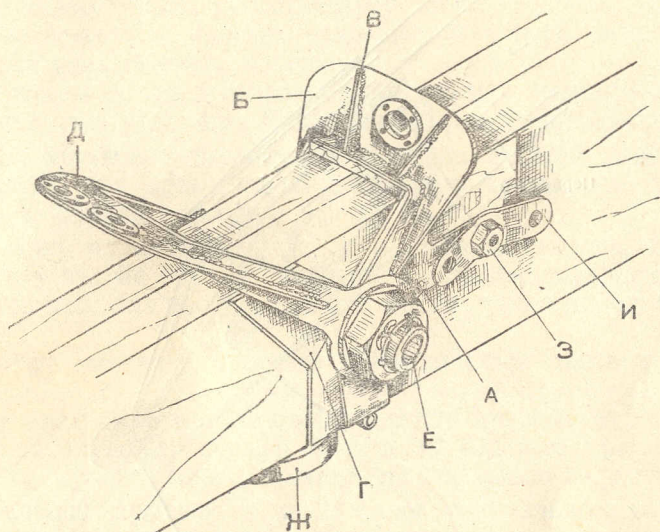


Рис. 49. Передний подстоечный узел нижнего крыла.

Подстоечный узел состоит из обоймы А, охватывающей лонжерон, и приваренного к ней уха В, усиленных приваренными ребрами В.

Обойма и ухо изготовлены из стали толщиной 2 мм. К уху В приварены 1,6-мм шайбы, в которых просверливаются отверстия диаметром 22 мм под шаровую опору стойки.

Узел под ленты-расчалки состоит из обоймы Г толщиной 2 мм и уха Д толщиной 4 мм. На ухо наварены 2-мм шайбы с отверстиями в 10 мм под валики крепления лент.

Узлы под стойку и ленты-расчалки крепятся к лонжерону вместе при помощи пустотелого болта Е диаметром 30 мм. Одновременно этот болт крепит кольцо Ж, за которое привязывается самолет.

Подстоечный узел дополнительно укреплен болтом З диаметром 12 мм, который крепит также и сережку И под внутренние ленты-расчалки.



Остальные подстоечные узлы и узлы крепления лент по конструкции такие же, как и описанные. Все стыковые и подстоечные узлы устанавливаются на лонжеронах на фанерные прокладки.

Для подвешивания элерона на верхнем крыле имеются четыре кронштейна (рис. 42), установленные на нервюрах № 5, 9, 14 и 19.

Кронштейн для подвешивания элерона, установленный на нервюре № 9 (рис. 50), состоит из дюралевой обоймы А, усиленной вклепаным в нее швеллером В.

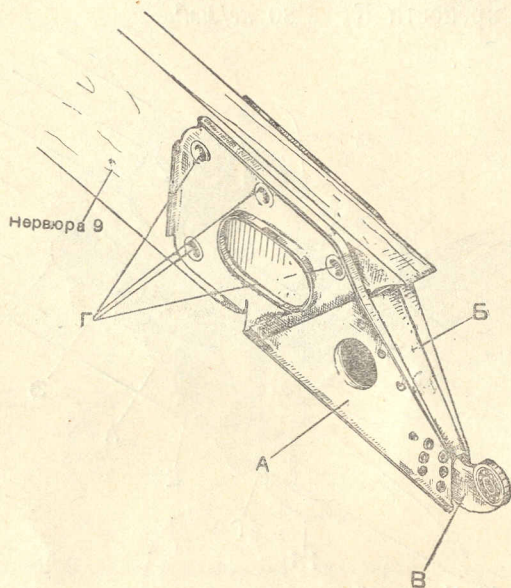


Рис. 50. Установка кронштейна элерона.

Между щеками обоймы приклепан хромомолибденовый вкладыш В с боковыми дюралевыми прокладками. Во вкладыш заделан шариковый подшипник ШК № 1006 под болт подвешивания элерона.

Кронштейн крепится к хвостовику нервюры четырьмя трубчатыми заклепками Г. Кронштейн нервюры № 19 отличается от кронштейна нервюры № 9 только формой обоймы.

Средний кронштейн у нервюры № 14, в отличие от других, не имеет шарикового подшипника.

Внутренний кронштейн элерона, установленный у нервюры № 5, отличается от предыдущих кронштейнов тем, что его вкладыш и обойма сварены из хромомолибденовой стали.

Кронштейн нервюры № 5 расположен снизу нервюры и крепится к ней тремя трубчатыми заклепками.

## Обтяжка и окраска

Перед обтяжкой полотном остов крыла покрывается антисептическим лаком «АС № 20», и дюралевые части, обод и обтекатель обматываются миткалевой лентой.

Для обтяжки употребляется авиационное льняное полотно марки «АЛЛ16», крепостью 1200 кг на погонный метр. Основой оно располагается под углом  $45^{\circ}$  к полкам нервюр и прошивается к нервюрам 1-мм шпагатом «Маккей-8».

Пришивается авиационное полотно сначала к полкам нервюр (по стандарту № 16) с шагом в 30 мм, а затем прошивается через всю толщу крыла (по стандарту № 6).

После прошивки полотно покрывается четыре раза светлым, а затем два раза цветным аэролаком.

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

Место установки держателей ракет на нижней плоскости правого крыла, для предохранения от прожога, покрывается листами асбеста и дюралья толщиной 0,5 мм.

По всей нижней обшивке, у заднего лонжерона, на верхнем крыле и у задней кромки на нижнем крыле поставлены целлулоидовые пистоны для вентиляции и стока случайно попавшей в крыло воды.

Для той же цели в заднем ободе крыльев просверлены отверстия.

Для предохранения передней кромки крыльев от повреждений при хранении возле нервюр № 4 и 12 нижнего крыла и нервюр № 5 и 14 верхнего крыла поставлены дюралевые колпачки.

В обшивке крыльев и около балок специального оборудования на нижнем крыле имеются люки для подхода к месту установки переходных коробок электропроводки и к узлам качалки в верхнем крыле.

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

### *Стойки и ленты коробки крыльев*

Стойки и ленты коробки крыльев разделяются на две группы. Одна группа служит для установки центроплана и состоит из трех пар дюралевых стоек каплевидного сечения, разделяющихся на передние, задние и диагональные. Стойки расчалены передними и задними лобовыми лентами-расчалками. Другая группа стоек и лент служит для соединения верхнего и нижнего крыльев с фюзеляжем, центропланом и между собой.

Передняя стойка центроплана (рис. 51) изготовлена из каплевидной трубы А шириной 54 мм, толщина ее стенок 1,5 мм.



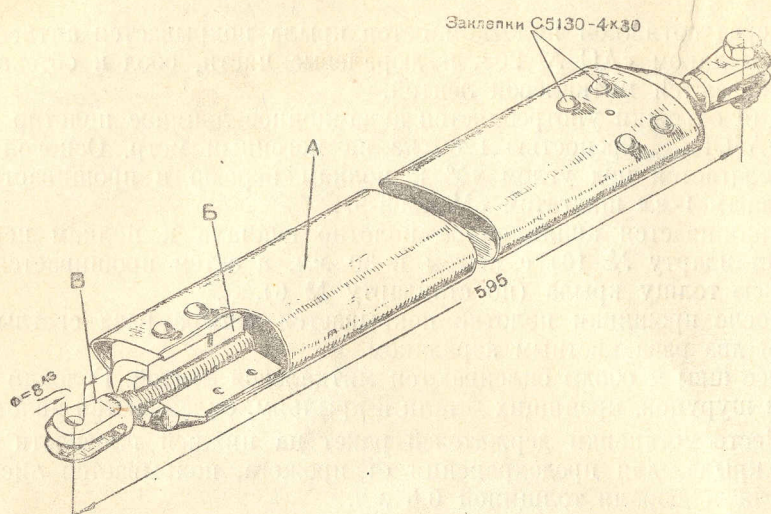


Рис. 51. Передняя стойка центроплана.

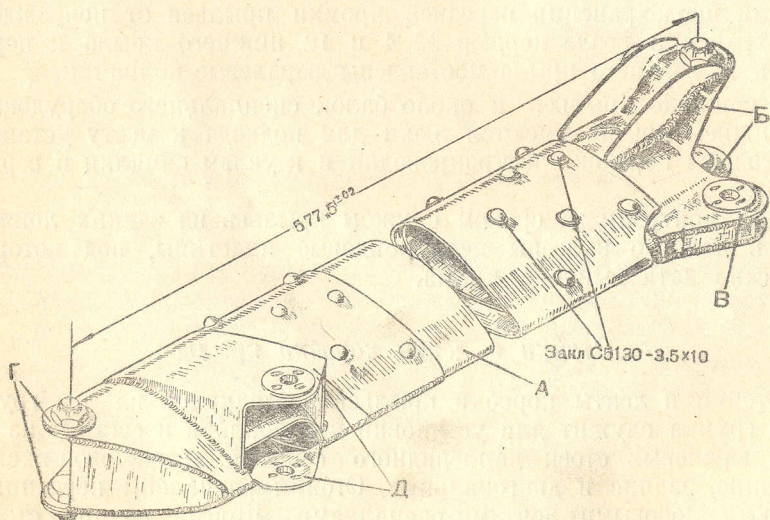


Рис. 52. Задняя стойка центроплана (1-й вариант).

В концы трубы вклепаны дюралевые вкладыши *Б* с внутренней резьбой для ввертывания вильчатых болтов *В*. Длина стойки между осями болтов крепления — 595 мм.

Диагональная стойка по конструкции такая же, как и передняя, но длина ее (между болтами крепления) 720 мм, ширина 60 мм и толщина стенок 2 мм.

Передняя и диагональная стойки имеют 1,5-мм контрольные отверстия для проверки положения болта.

Задняя стойка (рис. 52) состоит из каплевидной трубы *А*, шириной 77 мм, со стенками толщиной 2,5 мм.

В верхний конец трубы вклепан стакан, сваренный из 1-мм стали, с вильчатыми ушками *Б* и *В*.

К нижнему концу трубы приклепан стакан с ушками *Г* и *Д*. Ушки *Б* и *Г* с отверстиями 8А<sub>3</sub> мм служат для установки стойки, а ушки *В* и *Д* с отверстиями 6А<sub>3</sub> мм — для присоединения качалок управления элероном.

Отверстия в ушках стаканов усилены шайбами толщиной 1,5 мм. Длина стойки между осями болтов крепления  $577,5 \pm 0,2$  мм.

В процессе изготовления нижних стаканов стойки после термической обработки наблюдались трещины в местах сварки, поэтому толщину материала стакана *А* пришлось увеличить с 1 до 1,5 мм (рис. 53) и, кроме того, ввести ребрышки *Б*, *В*, *Г* и *Д*.

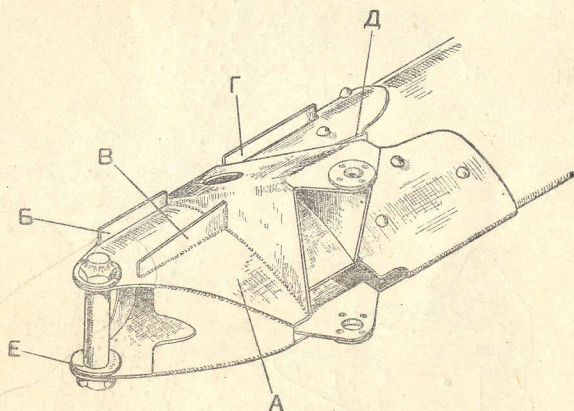


Рис. 53. Нижний конец задней стойки центроплана (2-й вариант).

На самолетах первого выпуска разворачивали отверстия ушков *Е* под отверстия в ушках узлов фюзеляжа. Это вызывалось тем, что наблюдалась поводка ушков фюзеляжа после сварки и невозможно было добиться совпадения их отверстий с заранее рассверленными отверстиями в ушках нижних узлов стойки.

За узлами задней стойки центроплана необходимо в процессе эксплуатации установить наблюдение.



Ленты центроплана имеют следующую длину:

Передние верхние № 9 — 590 мм.

Передние нижние № 9 — 290 мм.

Задние верхние № 8 — 570 мм.

Задние нижние № 8 — 270 мм.

Натяжение наружных лент центроплана указано в сводной таблице «Инструкции по регулировке самолета» (кн. 2, ч. 2).

### Стойка коробки крыльев

Стойка коробки крыльев (рис. 54) Z-образной формы, склепана из дюрала и имеет каплевидное сечение.

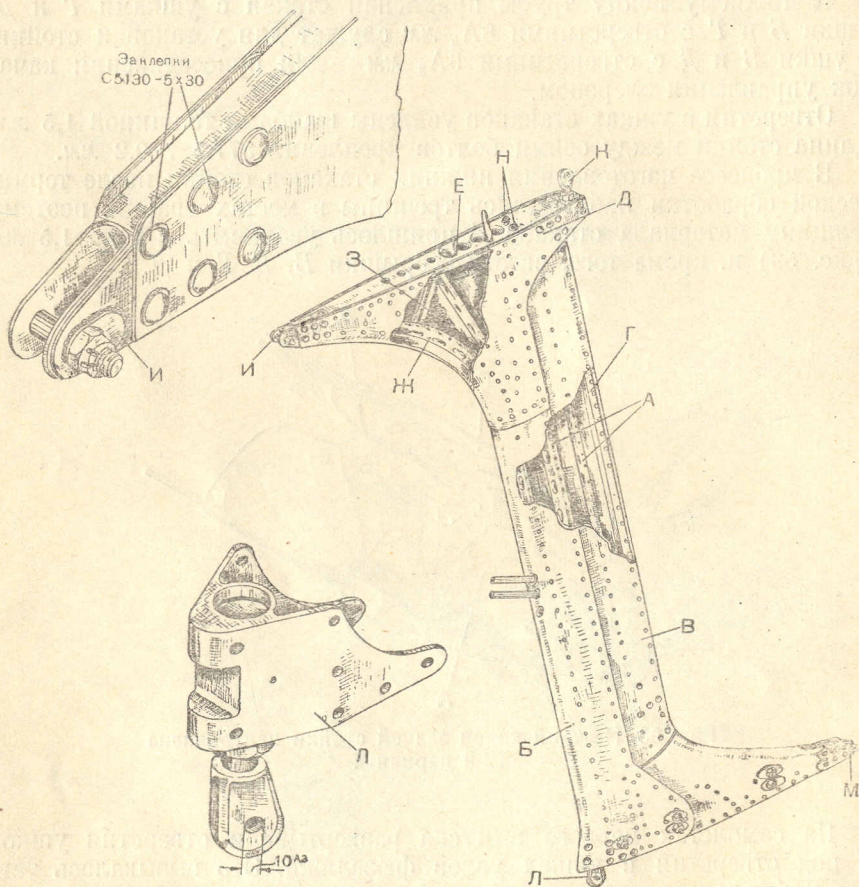


Рис. 54. Стойка коробки крыльев.

Стойка состоит из средней части и двух концевых выколоточных башмаков.

Средняя часть стойки состоит из двух П-образных профилей *А* толщиной 2 мм и двух обтекателей: переднего *В* толщиной 2 мм и заднего *В* толщиной 0,8 мм, приклепанных заклепками впотай.

В задний обтекатель вставлен продольный брус *Г* из текстолита.

Концевые части стойки состоят из профилей *Е*, *Ж* и *З* и обшивки *Д*, которая одновременно является распоркой между ними.

К углам башмаков приклепаны узлы *И*, *К*, *Л* и *М* для крепления стойки к крыльям.

Узлы *И* и *М* закреплены жестко в стойке и имеют форму ушков.

Узлы *К* и *Л* регулируются и позволяют изменить угол установки крыльев.

Регулируемый узел *К* представляет собой стальной фрезерованный стаканчик. В него ввернут вильчатый болт, изготовленный из стали марки С2546, который для самолетов последующих выпусков термически обрабатывают до  $K_z = 100 \text{ кг/мм}^2$ .

Все наружные заклепки крепления отдельных частей стойки поставлены впотай.

Для улучшения регулировки самолетов последующего выпуска стойки около регулируемого узла *К* были укорочены на 5 мм.

Это дало возможность иметь больший запас свободной длины вильчатого болта для регулировки угла установки верхних крыльев.

На самолетах первого выпуска у верхнего заднего края стойки наблюдалось выпучивание боковой обшивки при перетяжке наружных лент коробки крыльев.

Для предохранения обшивки стойки от выпучивания были поставлены два стяжных болта.

При последующем изготовлении стоек этот дефект был устранен увеличением жесткости конструкции, путем уменьшения шага между заклепками.

Внутри стойки между профилями *А* проходят трубки *Н* и провод обогрева к приемнику Пито.

Узлы крепления стоек закрываются дюралевыми обтекателями, имеющими лючки для осмотра болтов, крепящих стойку к узлу крыла.

Обтекатели крепятся к стойке потайными болтами, края обтекателей оклеиваются полотняной лентой на эмалите.

При эксплуатации самолета за стойками крыльев необходимо вести наблюдение. Следует следить за тем, не прогнулись ли стойки и надежно ли крепление стоек к узлам.

### *Ленты коробки крыльев*

Коробка крыльев (рис. 1) расчалена лентами овального сечения, разделяющимися на несущие, работающие в полете, и поддерживающие, работающие при стоянке самолета.



Ленты для каждой полукоробки имеют следующую длину:

Две передние несущие № 11 — 3040 мм.

Одна задняя несущая № 14 — 3070 мм.

Две поддерживающие № 10 — 2060 мм.

Натяжение наружных лент-расчалок коробки крыльев указаны в сводной таблице натяжения лент-расчалок в «Инструкции по регулировке» (кн. 2, ч. 2).

Передние несущие ленты идут от нижнего узла рамы 1—2 фюзеляжа к узлу на переднем лонжероне верхнего крыла.

Задняя несущая лента соединяет нижний узел рамы 2—3 фюзеляжа с узлом, установленным на заднем лонжероне в местах крепления стоек.

Поддерживающие ленты соединяют узел, установленный на переднем лонжероне нижнего крыла, с задним узлом центроплана.

Все ленты имеют на концах правую и левую резьбу, входящую в муфты, которые посредством валиков соединяются с ушками узлов.

Для предохранения от вибрации и касания лент друг о друга ленты-расчалки в местах пересечения скреплены уточками.

Передние несущие ленты возле узла фюзеляжа дополнительно скреплены двумя пластинками, стянутыми болтом.

### Элероны

Элерон (рис. 55) состоит из двух половин: внутренней длиной 1786 мм и наружной длиной 1455 мм.

Ширина элерона 351 мм. Элерон имеет осевую компенсацию по всей длине, составляющую 24% всей его площади.

Каждая половина элерона представляет собой клепаную дюралевую конструкцию. Элерон состоит из лонжерона *A*, согнутого из 1-мм дюралья, и нервюр *B* и *B*, имеющих верхнюю и нижнюю отбортовку.

Нервюры изготовлены из дюралья толщиной 0,5 мм, кроме нервюры № 5 (внутренней половины) и концевых нервюр, которые изготовлены из материала толщиной 0,8 мм.

Крепление нервюр к лонжерону усилено накладками и производится дюралевыми заклепками размером  $3 \times 7$  мм.

Для облегчения лонжероны и нервюры имеют круглые выштампованные отверстия.

Носки нервюр охватываются обтекателем *Г*, изготовленным из листа дюралья толщиной 0,8 мм. Обтекатель прикреплен к носкам нервюр сапожными пистонами, а к лонжерону — заклепками размером  $3 \times 6$  мм.

Сзади элерон окаймлен ободом *Д*, изготовленным из дюралья толщиной 0,5 мм и прикрепленным к концам нервюр сапожными пистонами.

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

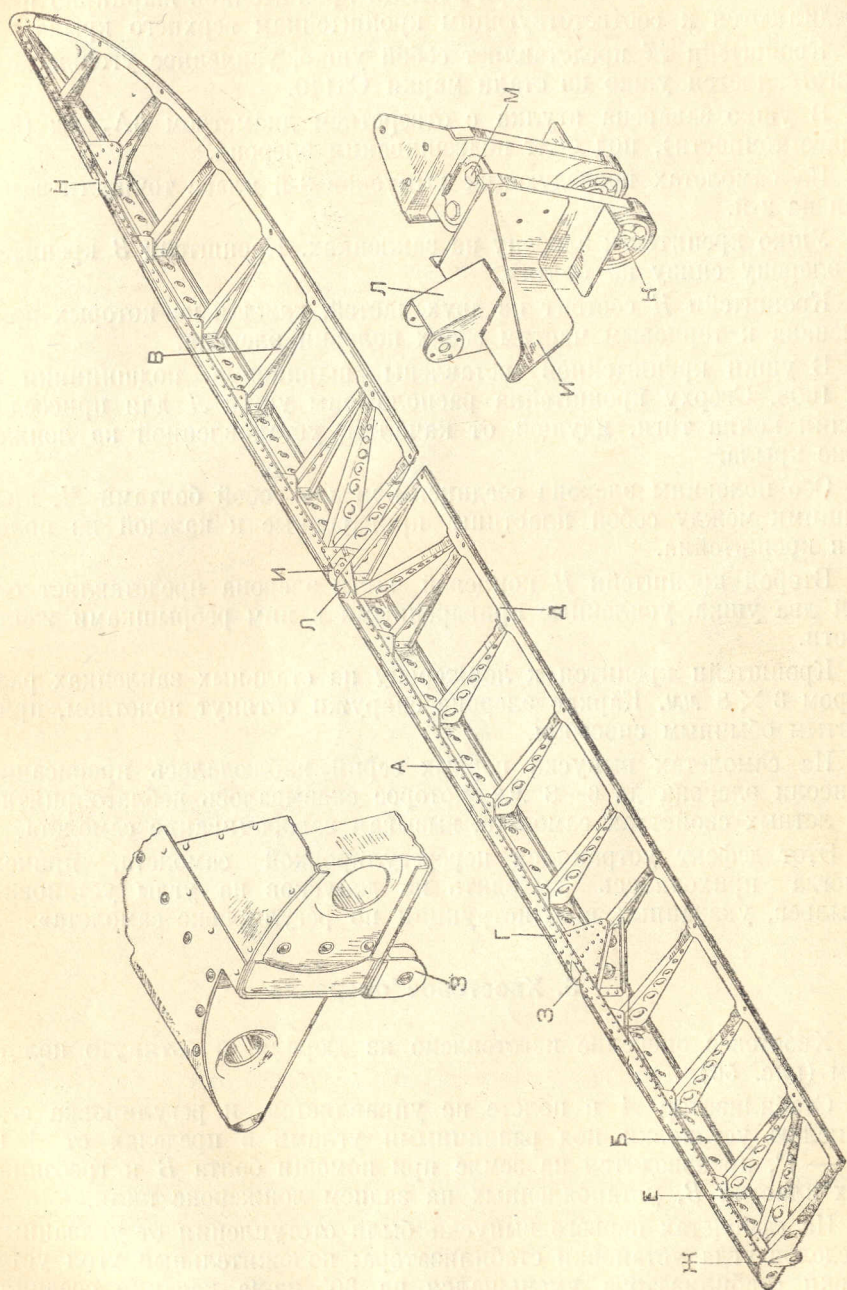


Рис. 55. Элерон.



Обе половины элерона при помощи кронштейнов шарнирно присоединяются к соответствующим кронштейнам верхнего крыла.

Кронштейн *Ж* представляет собой ушко, усиленное угольником. Изготавливается ушко из стали марки Сб140.

В ушко заварена втулка с отверстием диаметром 6А, мм (3-й класс точности), под болт подвешивания элерона.

На самолетах последующих выпусков 3-й класс точности заменен на 2-й.

Ушко крепится к элерону на заклепках. Кронштейн *З* крепится к элерону снизу на болтах.

Кронштейн *И* состоит из двух частей, каждая из которых приклепана к торцовым частям обеих половин элерона.

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

Обе половины элерона соединены между собой болтами *М*, крепящими между собой пластины, приваренные к каждой из половин кронштейна.

Второй кронштейн *Н* концевой части элерона представляет собой два ушка, усиленные приваренными к ним ребрышками жесткости.

Кронштейн крепится к лонжерону на стальных заклепках размером  $3 \times 8$  мм. Каркас элерона снаружи обтянут полотном, пришитым обычным способом.

На самолетах выпуска первых серий наблюдалось провисание консоли элерона до 6—8 мм, которое сказывалось неблагоприятно на летных свойствах самолета, вызывая заворачивание самолета.

Этот дефект устранялся перерегулировкой самолета, причем иногда приходилось выходить из допусков на углы установки крыльев, указанных в «Инструкции по регулировке самолета».

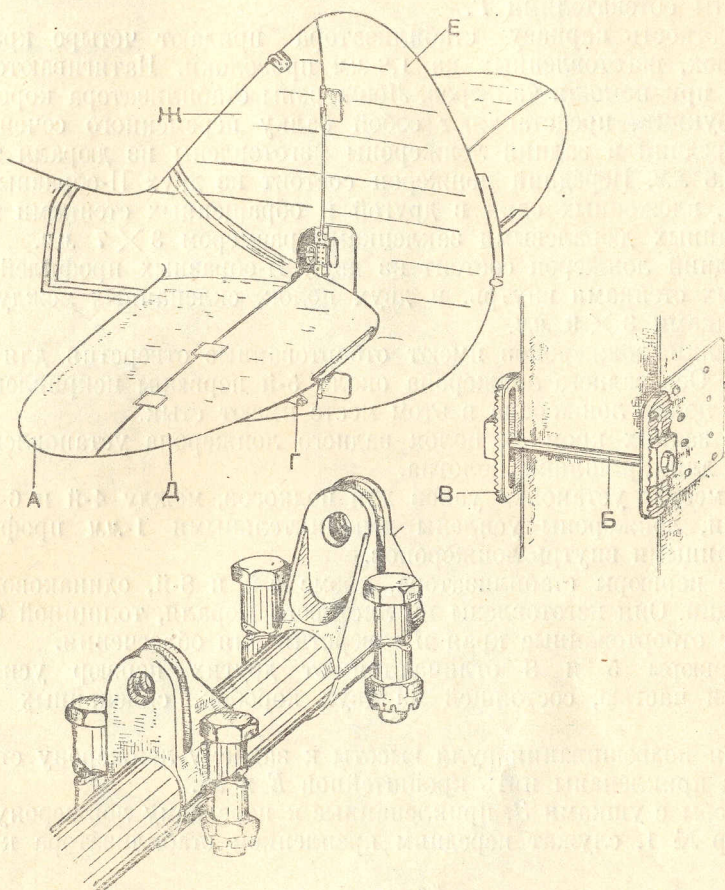
## 5. Хвостовое оперение

Хвостовое оперение изготовлено из дюрала и обтянуто полотном (рис. 56).

Стабилизатор *А* в полете не управляется, и регулировка его, с целью установки под различными углами в пределах от  $+1^\circ$  до  $-1^\circ$ , производится на земле при помощи болта *В* и гребенчатых пластин *В*, установленных на заднем лонжероне киля.

На самолетах первого выпуска были отступления от указанных пределов угла установки стабилизатора: положительный угол установки стабилизатора уменьшался на  $30'$  из-за касания соединительной тяги ручного управления с верхней поперечиной фюзеляжа (рис. 33, деталь *Д*).

На самолетах последующих выпусков, в связи с изменившимся размещением оборудования и полученной вследствие этого более передней центровкой, стабилизатор должен быть установлен под углом  $-15^\circ$ .



Переднее крепление кила

Рис. 56. Общий вид хвостового оперения.

К фюзеляжу стабилизатор крепится при помощи двух передних и одного заднего узлов и двух V-образных подкосов Г.

Рули высоты Д и поворота Е имеют осевую компенсацию: первый подвешивается к стабилизатору А на пяти кронштейнах и, второй — к кронштейнам, установленным на киле Ж и на концевой раме фюзеляжа.



Каркас стабилизатора (рис. 57) состоит из переднего *А* и заднего *Б* лонжеронов, 18 нервюр и переднего обтекателя *В*, охватывающего носовые части нервюр. Концевые части стабилизатора закрыты обтекателями *Г*.

Жесткость каркасу стабилизатора придают четыре креста *Д* расчалок, изготовленных из 1,8-мм проволоки. Натягиваются расчалки при помощи тандеров. Лонжероны стабилизатора коробчатой конструкции, представляют собой балку переменного сечения.

Передний и задний лонжероны изготовлены из дюралю толщиной 0,8 мм. Передний лонжерон состоит из двух П-образных профилей, вложенных один в другой и обращенных стенками вперед, склепанных дюралевыми заклепками размером  $3 \times 7$  мм.

Задний лонжерон состоит из двух П-образных профилей, обращенных стенками внутрь, и двух полок, склепанных между собой заклепками  $3 \times 9$  мм.

Стенки лонжеронов имеют отбортованные отверстия для облегчения. Ось заднего лонжерона около 5-й нервюры искривлена, поэтому полки лонжерона в этом месте имеют стык.

На задних кромках полок заднего лонжерона установлены пистоны для пришивки полотна.

В местах установки узлов для подкосов, между 4-й и 6-й нервюрами, лонжероны усилены дополнительными 1-мм профилями, вклепанными внутрь лонжеронов.

Все нервюры стабилизатора, кроме 5-й и 8-й, одинаковой конструкции. Они изготовлены из листового дюралю, толщиной 0,5 мм. 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 прикреплены пять кронштейнов *Е* и *Ж*.

Скобы с ушками *З*, прикрепленные к переднему лонжерону возле нервюры № 1, служат передним креплением стабилизатора к фюзеляжу.

Крепление всех кронштейнов к лонжеронам усилено накладками *И*.

Кронштейны *Е* коробчатой формы, изготовлены из 1-мм дюралю. Вильчатый конец кронштейна усилен приклепанным к нему вкладышем.

В ушки кронштейна вставлены и развальцованы стальные втулки. Средний кронштейн *Ж* сварен из стали. Он представляет собою конусообразный рычаг.

К концу рычага кронштейна приварена обойма с заделанным в нее шариковым подшипником.

В рычаге сделано овальное отверстие; через него проходит трубка с фланцами, которые прикреплены к стенкам дюралевой коробки.

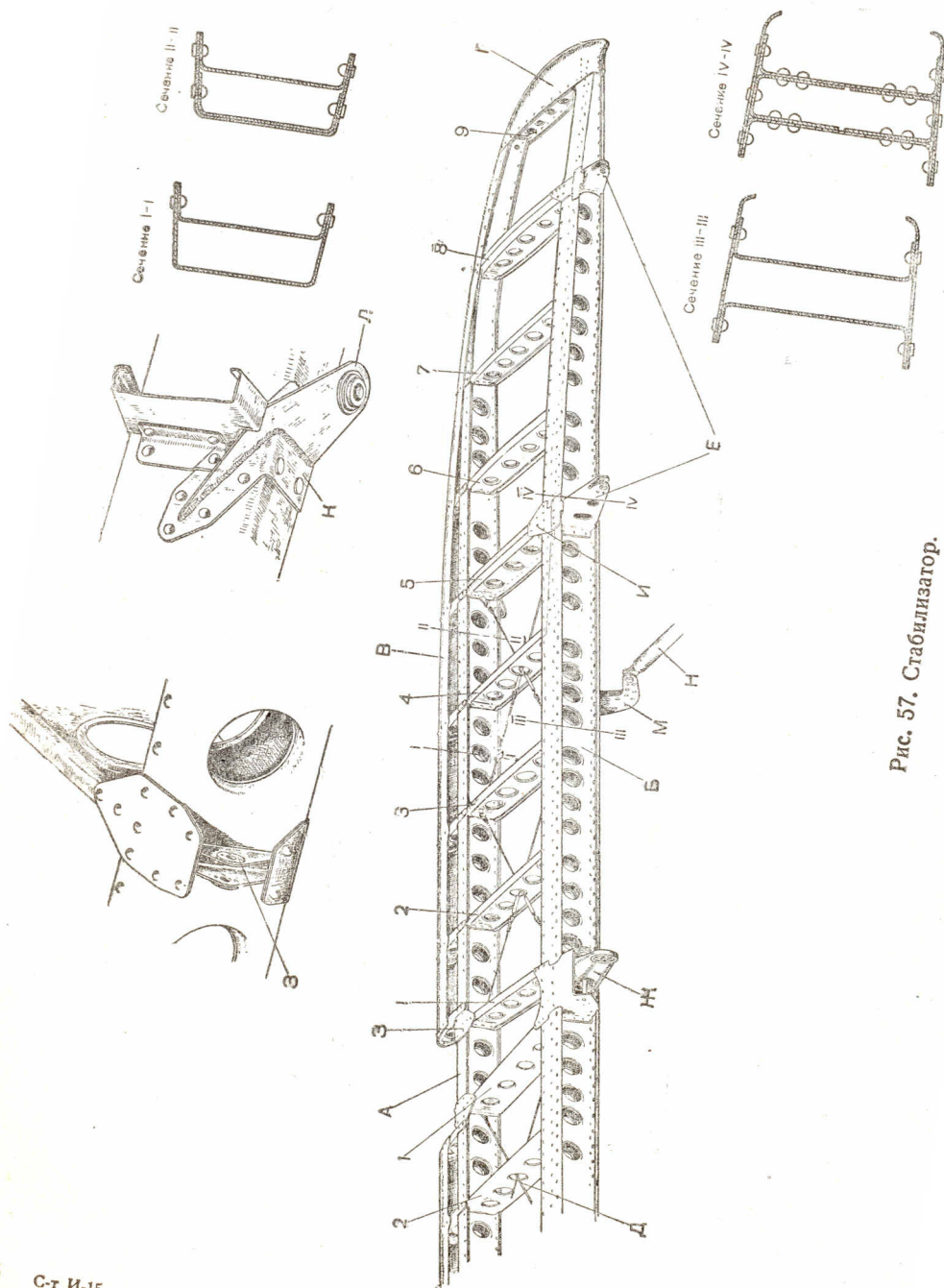


Рис. 57. Стабилизатор.



При установке стабилизатора через трубку проходит болт крепления стабилизатора к гребенке лонжерона киля. Передний и задний кронштейны крепления подкосов представляют собою стальную скобу *К* с ушком *Л*, толщиной 2 мм, к которому с обеих сторон приварены 1-мм шайбы.

В ушко запрессована шаровая опора под болт крепления конца подкоса стабилизатора.

К заднему лонжерону стабилизатора, на расстоянии в 530 мм от оси симметрии, по обе стороны стабилизатора укреплены болтами дюралевые кронштейны *М*, от которых идут соединительные тяги *Н* к рычагам флетнеров руля высоты (см. рис. 60, деталь *Д*).

### Руль высоты

Руль высоты (рис. 58) состоит из двух половин, соединенных между собой кронштейнами *Е*.

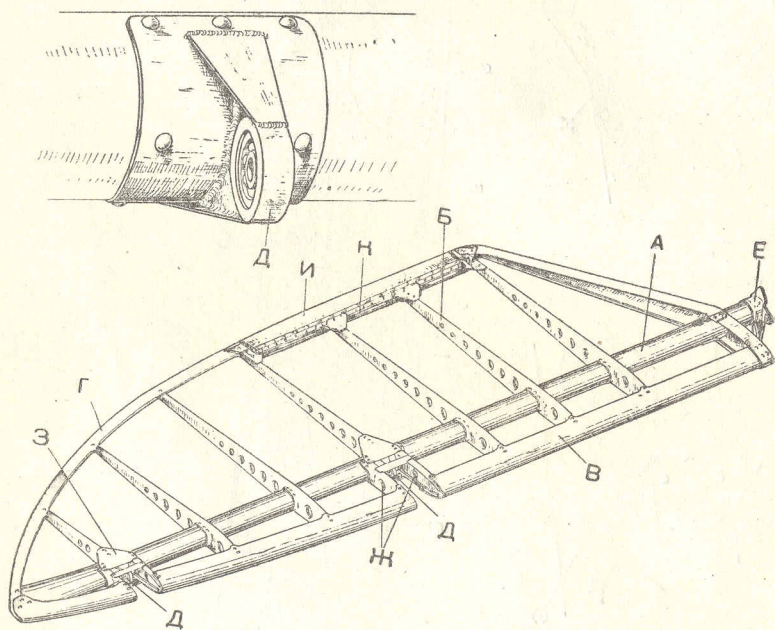


Рис. 58. Руль высоты.

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

Лонжерон *А* — дюралевая труба диаметром  $50 \times 47$  мм, сплюснутая у наружного конца. Кронштейны *Е*, соединяющие обе половины руля, состоят из стальных штампованных щек марки С2550 толщиной 1 мм, приваренных к патрубкам.

Щеки, соединенные между собой болтами диаметром 4 мм, образуют рычаг (рис. 59) с вильчатыми ушками А и Б, усиленными 1-мм шайбами.

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

Нервюры В руля высоты (рис. 58) выштампованы из листового дюрала толщиной 0,5 мм. Они имеют отбортованные края и отверстия для облегчения и прикреплены к лонжерону заклепками  $2,6 \times 6$  мм.

Обтекатель и обод согнуты из листа 0,5 мм и приклепываются к нервюрам и лонжерону сапожными 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 шарикоподшипником.

Места крепления кронштейнов усилены кницами З, приклепанными заклепками  $2,6 \times 6$  мм.

Руль высоты снабжен флетнерами И, которые на каждой половине руля высоты крепятся на петлях к профилю К.

Флетнер руля высоты (рис. 60) изготовлен из дюрала. Он согнут из одного листа А толщиной 0,8 мм, края которого связывают между собою профиль В и концевые вкладыши Б.

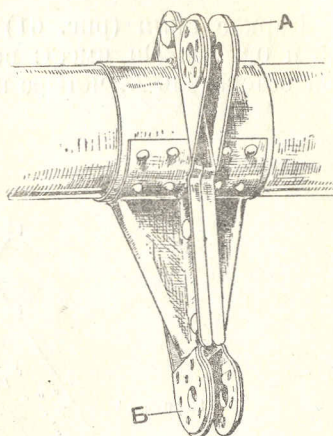


Рис. 59. Установка рычага руля высоты.

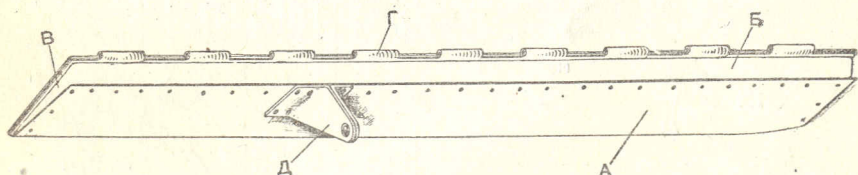


Рис. 60. Флетнер руля высоты.

К верхнему краю флетнера, между обшивкой и профилем, прикреплены петли Г толщиной 1 мм.

С нижней стороны к флетнеру прикреплен на заклепках дюралевый рычаг Д, в отверстие которого впрессована стальная втулка с внутренним отверстием диаметром  $5A_3$  мм.

Через отверстие во втулке проходит болт крепления конца тяги, идущей от кронштейна, укрепленного на заднем лонжероне стабилизатора (см. рис. 57, детали М и Н).



На самолетах последующих выпусков габаритные размеры флеттера уменьшены по ширине (с 66 до 63 мм), в целях устранения перекомпенсации руля высоты.

### Киль

Каркас кия (рис. 61) склепан из листового дюрала толщиной 0,5 и 0,8 мм. Он имеет: передний *А* и задний *Б* лонжероны, лобовой обтекатель *В*, четыре нервюры и шесть носков *Г*.

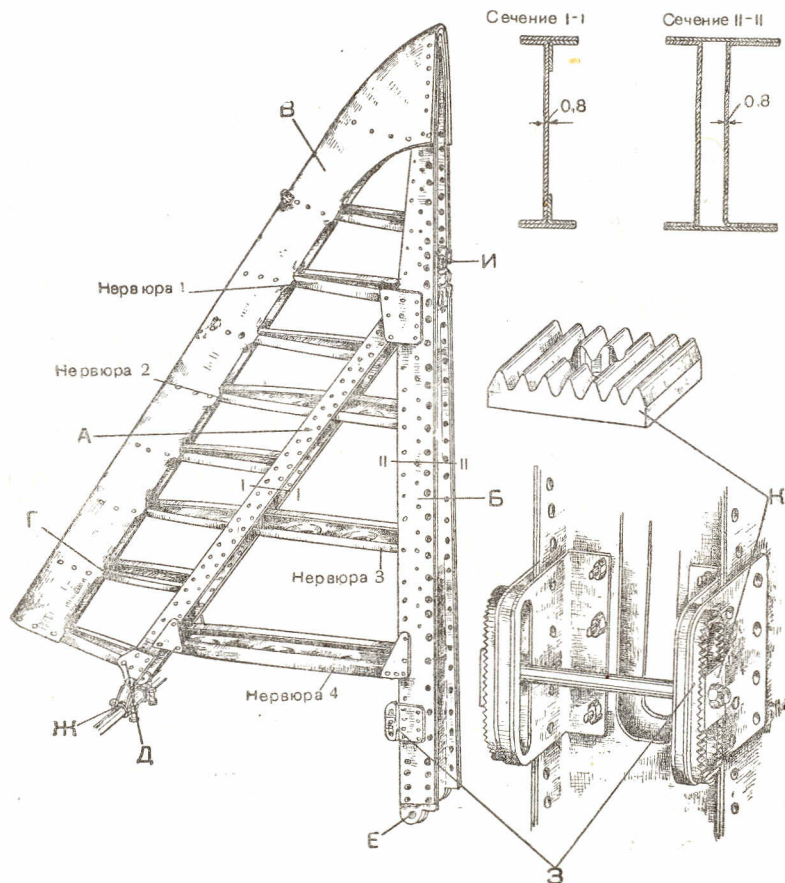


Рис. 61. Киль.

Крепление нервюр № 1 и 4 к лонжеронам усилено кницами. Передний лонжерон представляет собой клепаную балку, состоящую из двух профилей.

Задний лонжерон — коробчатого сечения. Лонжероны, нервюры и носки имеют отбсртованные отверстия для облегчения.

К нижним концам переднего и заднего лонжеронов приклепаны стальные ушки *Д* и *Е* толщиной 1,5 мм, усиленные приваренными 1,5-мм шайбами. Переднее крепление кия на поперечной трубе хвостовой части фюзеляжа осуществляется через стальные, фрезерованные специальные хомуты *Ж*, состоящие из двух половин (рис. 56).

К ушкам кия хомуты крепятся болтами диаметром 6 мм. Заднее крепление кия выполнено конусными шпильками размером  $10 \times 8$  мм к ушкам, приваренным на концевой раме фюзеляжа.

К ушкам *Е* (рис. 61) приварены конусные шайбы, в которых просверлены отверстия, расположенные под углом; это обеспечивает смещение в левую сторону переднего крепления кия на  $1^{\circ}32'$ .

Ввиду наплывов сварки около внутренней стороны левого ушка переднего крепления стабилизатора, на некоторых самолетах угол установки кия получался менее угла, указанного в «Инструкции по регулировке самолета», на  $10-20'$ .

При установке кия левый кронштейн его крепления упирается в наплывы сварки, около основания ушка переднего крепления стабилизатора.

Если самолет заворачивает влево и возможности поворота кия истерпаны, следует пользоваться гребешком, установленным на руле поворота (рис. 62, деталь *И*).

Стальные гребенчатые пластины *З* (рис. 61) и гребенчатые подкладки *К* служат для регулировки установочного угла стабилизатора.

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

### *Руль поворота*

Руль поворота (рис. 62), так же как и остальные части оперения, представляет собой дюралевую конструкцию.

Руль состоит из трубчатого лонжерона *А* диаметром  $50 \times 47$  мм, восьми нервюр *Б*, переднего обтекателя *В* и обода *Г* толщиной 0,5 мм.

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

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

В нижней части лонжерона имеется сварной узел из стали марки С2550 с кронштейном *Е* подвешивания руля, с рычагами *Ж* для присоединения тросов от педалей ножного управления и с рычагами *З* для присоединения пружин для поворачивания костыля.

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

Гребешок установлен для устранения заворачивания самолета влево (для усиления действия смещенного в левую сторону кия).



Гребешок можно отогнуть в зависимости от поведения самолета в воздухе (см. «Инструкцию по регулировке самолета», кн. 2, ч. 2). Перед обтяжкой полотном каркаса хвостового оперения все нервюры, обтекатели и ободы обтягиваются миткалевой лентой, которая предохраняет полотняную обтяжку от соприкосновения с каркасом; к этой же ленте прикалывают булавками полотно, когда натягивают его перед обшивкой.

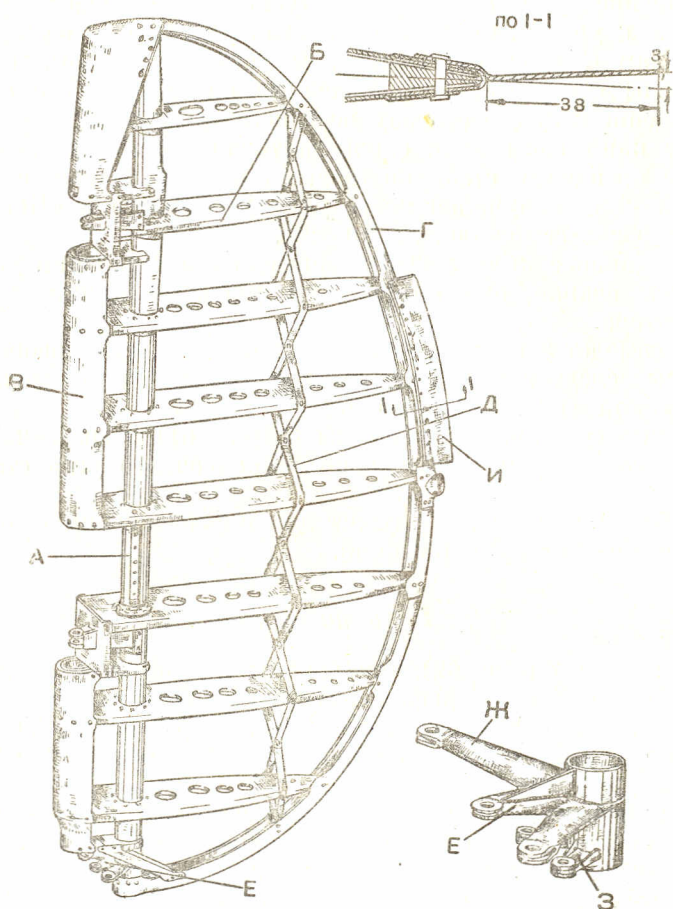


Рис. 62. Руль поворота.

После пришивки все швы, а также концевые части оклеиваются миткалевой лентой.

Для вентиляции и стока воды на нижней плоскости обшивки стабилизатора, руля высоты и около нижнего конца лонжерона руля поворота поставлены целлулоидные пистоны.

Подкосы стабилизатора (рис. 63) V-образной формы. Они состоят из двух труб *А* и *Б*, нижние концы которых соединены друг с другом 1,5-мм дюралевыми накладками *В*, прикрепленными к концам труб заклепками  $3 \times 10$  мм.

Обе трубы шириной 54 мм каплевидного сечения. Толщина стенок передней трубы 1,5 мм, задней — 2 мм.

Нижний конец подкоса образует вильчатое ушко, усиленное 1-мм стальными шайбами, которые прикреплены к стенкам ушков заклепками  $3 \times 10$  и  $2 \times 10$  мм.

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

Концы обтекателей подкоса закрыты дюралевыми обтекателями толщиной 0,5 мм.

Щель между стабилизатором и основанием киля закрыта дюралевым обтекателем.

В местах установки кронштейнов подвешивания рулей высоты и поворота к лонжеронам стабилизатора и киля укреплены откидные дюралевые лючки, прижимаемые пружинками к обшивке рулей (рис. 56).

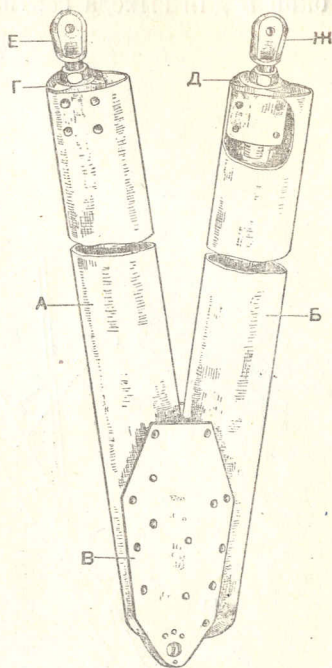


Рис. 63. Подкос стабилизатора.

## 6. Посадочные средства

### Шасси

Шасси самолета консольного типа (рис. 64) изготовлено из хромомолибденовых труб. Оно состоит из двух свободнонесущих ног *А* с масляно-пневматической амортизацией, расположенных в плоскости рамы 1—2 фюзеляжа.

Шасси снабжено тормозными колесами *Б* с механическим управлением.

На нижней части ног укреплены хомуты *В* с ушками, которые служат для буксировки самолета.

Ушками хомутов также пользуются при установке самолета в линию полета. При этом нужно вставить в ушки трубу или лом и подпереть ее домкратами.

Нога шасси (рис. 65) состоит из круглой, переходящей книзу в эллиптическое сечение хромомолибденовой трубы *А* и амортизатора *Б*, заключенных в картер, являющийся направляющей ноги.



Картер (рис. 66) состоит из трубы *А* и приваренного к верхнему концу ее стаканчика *Б*. Несколько ниже стаканчика имеется окно *В* для выхода вентиля игольчатого клапана амортизатора.

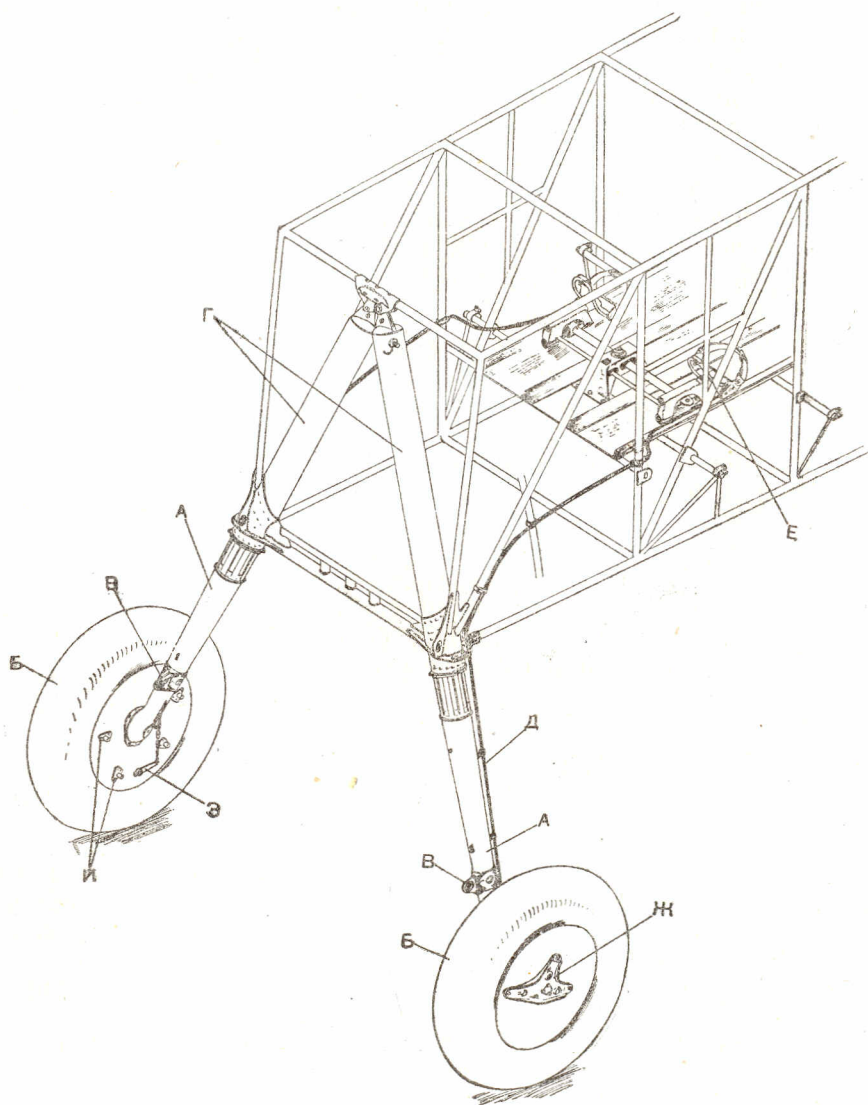


Рис. 64. Установка шасси и управление тормозами.

Нижним концом картер вставлен и склепан стальными заклепками марки С2570 размером  $4 \times 10$  мм со стаканом нижнего узла рамы 1—2. Стаканчиком *Б* картер прикреплен к узлу распорки рамы 1—2.

Для предохранения шлиц картера от грязи служит набивка из асбестового шнура, пропитанного салом.

Набивка помещается в нижней части стакана узла рамы 1—2 и поддерживается кольцом, прикрепленным болтами к фланцам узла.

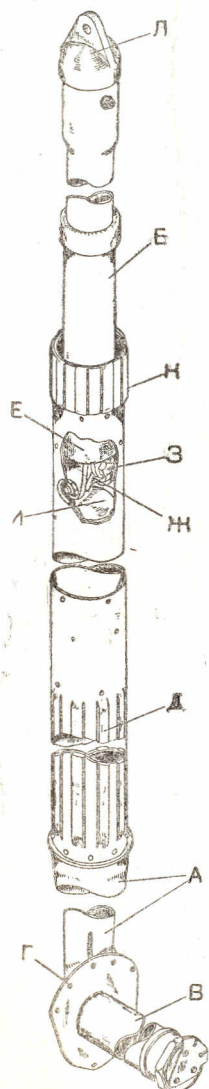


Рис. 65. Нога шасси без картера.

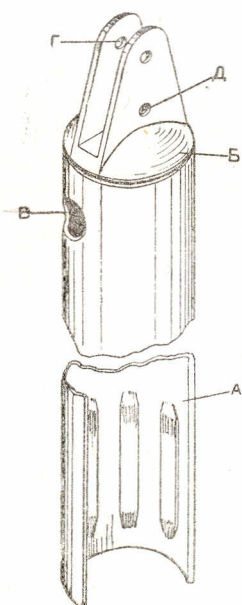


Рис. 66. Картер ноги шасси.

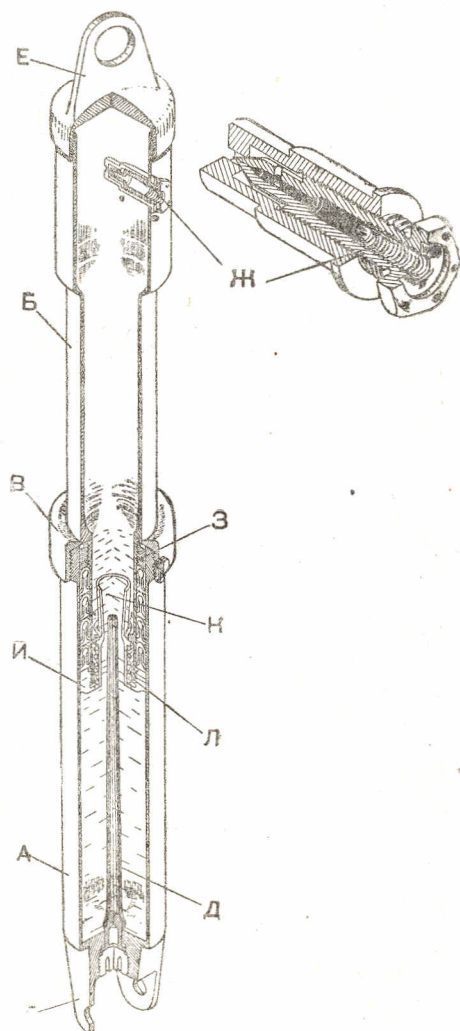


Рис. 67. Амортизатор ноги шасси.

На шлицах ног имеются риски, поставленные через 10 мм. При нормальной зарядке воздуха амортизатора ноги нижний край картера всегда должен стоять на метке «0».



Стаканчик картера представляет собой вилку с двумя отверстиями. Верхнее отверстие *Г* служит для присоединения к узлу фюзеляжа, нижнее *Д* — для крепления амортизатора ноги.

Нижний конец трубы *А* сварен с диском *Г* (рис. 65), к которому крепится барабан тормозного колеса. К диску *Г* приварена также ось *В*. В средней части трубы *А* насажен и приклепан шлицованный стакан *Д*. При работе амортизатора нога шасси шлицами скользит по соответствующим внутренним шлицам картера.

В верхний конец трубы *А* вклепан стакан *Е* с ушками, к которым при помощи кардана *Ж* шарнирно крепится болтом *З* нижний конец амортизатора *Б*.

Под карданом в трубе *А* расположена алюминиевая чашка *И*, которая предохраняет внутреннюю часть ноги от попадания масла и грязи.

На верхнем конце стакана *Е* запрессовано бронзовое кольцо *К* со шлицами, которые при сборке шасси проходят через соответствующие шлицы нижней части картера.

Ухо амортизатора *Л* проходит через прорезь вилки картера и крепится к вилке болтом, проходящим через отверстие *Д* (рис. 66).

Масляно-пневматический амортизатор ноги шасси (рис. 67) состоит из цилиндра *А* и поршня *Б*. Цилиндр амортизатора заполнен смесью в количестве 295 см<sup>3</sup>. Смесью состоит по весу из 80 % глицерина и 20 % этилового спирта.

Начальное давление в цилиндре должно быть  $25 \pm 1,5$  атм. Поршень и цилиндр связаны между собой гайкой *В*.

Цилиндр амортизатора представляет собой точеный стакан из хромомолибденовой стали марки С7345. На одном конце цилиндра имеются ушки *Г* для соединения с ногой.

На верхнем конце цилиндра имеется наружная резьба, на которую навертывается гайка *В*.

Со стороны ушков в цилиндре имеется отверстие с резьбой для ввертывания пробки, крепящей иглу *Д*, которая бортиком опирается на уплотняющую свинцовую прокладку.

Игла представляет собой стальной конусообразный стержень. Назначение стержня — уменьшать сечение проходного отверстия диффузора при движении поршня в цилиндре и тем затратить большую работу на трение жидкости о стенки диффузора при сжатии амортизатора.

Поршень *Б* изготовлен из хромомолибденовой стали марки С7345. В верхней части поршня имеется резьба, на которую навертывается стаканчик с ухом *Е*.

В верхнюю часть поршня вварен штуцер, в который ввертывается и контрится гайкой игольчатый клапан *Ж*.

Клапан служит для зарядки амортизатора воздухом.

Нижний конец поршня представляет собой цилиндрическую часть с двумя резьбами. На верхней резьбе навернуто стальное кольцо *З* со вставленным медным кольцом, служащим для смягчения ударов гайки *В* при обратном движении поршня.

На нижней резьбе навернуто доньшко *И*, крепящее пакет манжет. В доньшке имеются окна для прохода смеси из поршня в цилиндр при обратном движении поршня.

В нижней части поршня находится диффузор *К*, имеющий на наружной стороне бортик, который прижимается спиральной пружиной *Л* к выступу на внутренней стороне поршня.

Между доньшком *И* и кольцом *З* расположен уплотняющий пакет, состоящий из четырех кожаных лосевых манжет и четырех опорных дюралевых колец с отверстиями. Через эти отверстия под давлением воздуха проходит смесь, прижимающая манжеты к стенкам цилиндра и поршня, чем и обеспечивается лучшее уплотнение.

Работа амортизатора происходит следующим образом. Возникающая при посадке самолета живая сила удара самолета о землю распределяется между шасси и костью и поглощается работой их амортизаторов.

Живая сила, приходящаяся на шасси, поглощается работой сжатия пневматиков колес, сжатия воздуха внутри амортизатора и работой трения жидкости о стенки диффузора.

Во время сжимающего рабочего хода амортизатора поршень входит в цилиндр, вытесняя жидкость из цилиндра в поршень через среднее отверстие диффузора, сечение которого постепенно уменьшается входящей в него конусной иглой.

Смесь, заполняя поршень, уменьшает объем сжатого воздуха и тем самым повышает его давление (до 60—70 атм.).

После того как сила удара будет погашена, под действием сжатого воздуха амортизатор начинает растягиваться, и жидкость вытесняется обратно из поршня в цилиндр.

Под давлением смеси диффузор опускается книзу, и жидкость протекает не только через его среднее отверстие, но и по бокам диффузора и через отверстия в доньшке *И*, сокращая время обратного хода амортизатора, и тем быстрее подготавливает амортизатор к новому сжимающему ходу.

Длина рабочего хода амортизатора равна 128 мм.

### *Тормозное оборудование*

Тормозное оборудование (рис. 64) состоит из тормозных колес *Б* размером 700 × 150 мм, проводки к ним *Д*, состоящей из тросов диаметром 2 мм, заключенных в буюденовскую оболочку, и тормозных педалек *Е*, установленных на ножных педалях.

Колеса тормозятся механическим способом. При нажатии на педальку *Е* трос натягивается и отклоняет рычаг *З* на тормозном колесе. Рычаг раздвигает колодки, находящиеся в тормозах, заставляя их прижиматься к тормозному барабану, и затормаживает колесо.

Тормозное колесо (рис. 68) размером 700 × 150 мм состоит из литого (силуминового) барабана *А*, переходящего в средней части во втулку *В*.



В барабан вставлена стальная рубашка *В*. К внешней стороне барабана при помощи заклепок «Паркер» и болтов прикрепляется диск *Г* с отверстием *Д* для подхода к вентилю камеры пневматика.

На концах втулки барабана имеются выточки, куда устанавливаются конические роликоподшипники *Е*, внутренние обоймы которых надеваются на оси ног шасси.

Для предохранения подшипников от загрязнения во втулку с обеих сторон поставлены сальники с фетровыми кольцами *Ж*, помещенными между дюралевыми прокладками.

Для удобства установки и замены пневматика внешний борт обода *З* сделан съемным. К внутреннему борту барабана приклепано дюралевое кольцо-обтекатель *И*, защищающее тормоз от засорения.

Тормоз колеса (рис. 69) является неподвижной частью колеса и укрепляется на фланце ноги шасси.

Тормоз состоит из диска-обтекателя *А*, чашки *Б* и кронштейна *В*.

На одном конце кронштейна прикреплена колодка *Г*, шарнирно соединенная с другой такой же колодкой *Д*, заканчивающейся роликом *Е*.

На другом конце кронштейна крепится кулачок *Ж* с сидящим на одной с ним оси внешним рычагом *З*.

Колодки *Г* и *Д* облицованы феррадо-асбестом *И*, прикрепленным медными заклепками с утопленными головками.

Для оттяжки колодок от барабана служат стальные пружины *К* и *Л*. Регулировка зазора между колодками и рубашкой барабана производится болтами с эксцентриками *М* и *Н*, выходящими с внешней стороны диска *А*. Для просмотра зазора между рубашкой барабана и колодкой служат отверстия, закрываемые задвижкой.

На самолетах первого выпуска для улучшения центрирования колес шасси на осях к фланцам *Г* (рис. 65) приклепывали с внутренней стороны дюралевые шайбы, которые стачивали так, чтобы поверхность шайбы составляла с осью угол точно в 90°. Это было необходимо потому, что диски после сварки деформировались, при привертывании к ним барабанов тормозных колес деформация пе-

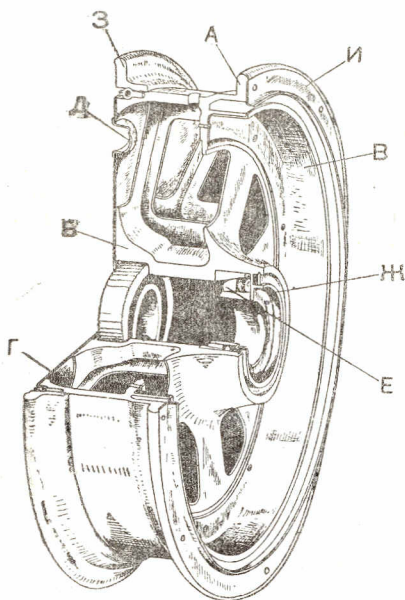


Рис. 68. Тормозное колесо.

редавалась барабанам и при торможении тормозные колодки неплотно прилегали к внутренней поверхности барабана.

На самолетах последующих выпусков внутренние поверхности дисков обтачивались после их приварки, и поэтому дюралевые шайбы не ставятся.

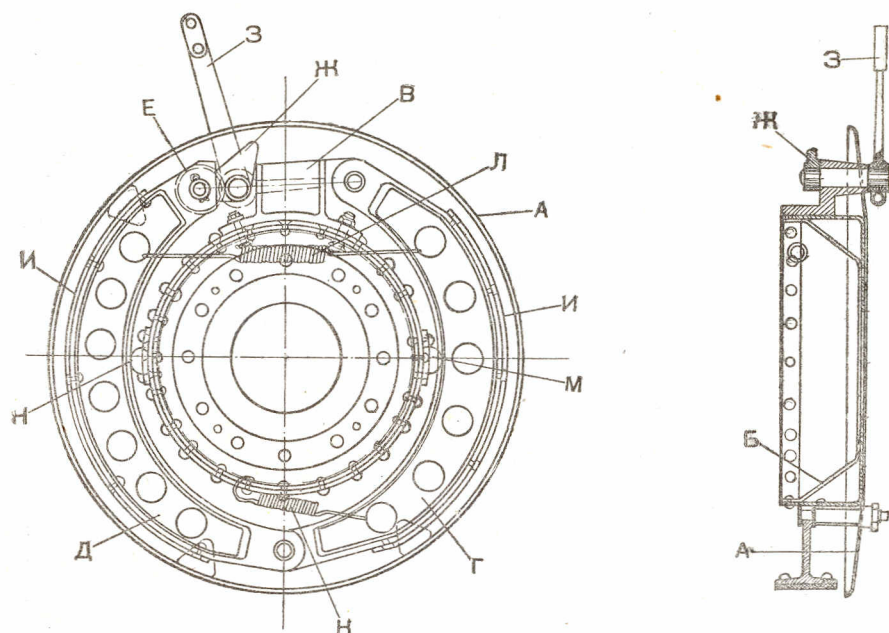


Рис. 69. Тормоз колеса.

При эксплуатации самолетов обнаружилось, что при указанной схеме тросовой проводки иногда образуются большой люфт и мертвый ход тормозных педалек, вследствие того что проводка около колес имеет большое искривление. Поэтому при нажмие ногою на педальки проводка вначале только выпрямляется, а затем уже начинает действовать на тормоз колеса.

На самолетах последующих выпусков тормозная проводка около колес (рис. 70) была выпрямлена.

В нижней части проводка оттягивается при помощи пружинки В, прикрепленной к ушку ноги шасси и связанной тросом В с проводкой Г.

Для улучшения регулировки в проводку включено приспособление А, которое состоит из наружной неподвижной трубки, прикрепленной к фюзеляжу, и внутренней трубки, входящей в наружную на резьбе. Внутренняя трубка снабжена упором для боуденовской оболочки.



Тормозная педалька ножного управления *А* (рис. 121) на самолетах последующего выпуска снабжена ограничителем *В*, который не позволяет педальке слишком далеко отклоняться под действием пружинки *В*.

Ход педальки сокращен до 30—35 мм.

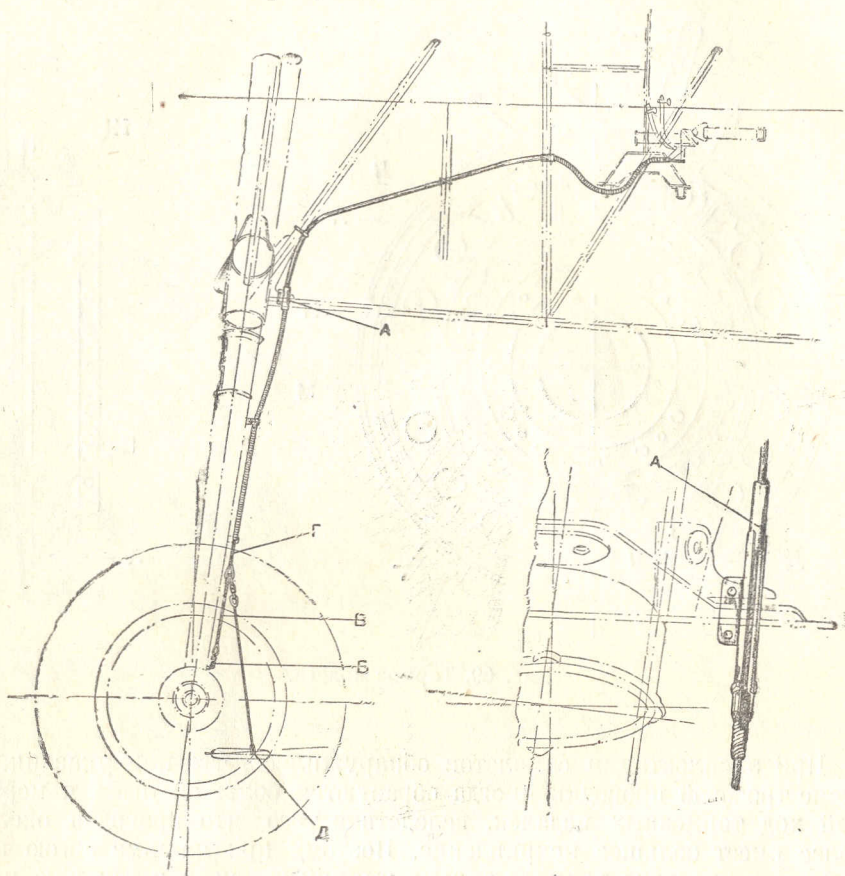


Рис. 70. Схема управления тормозами (2-й вариант).

Ввиду того, что в условиях эксплуатации рычаг *Д* (рис. 70) иногда не возвращался после торможения в исходное положение, на самолетах последнего выпуска на оси рычага *Д* поставлен другой рычаг, снабженный пружинкой, растормаживающей рычаг *Д*.

### *Обтекатели колес и ног шасси*

Для придания обтекаемой формы колеса и ноги шасси снабжены специальными дюралевыми обтекателями (рис. 71), разделяющимися

на: обтекатель колеса *А*, средний обтекатель ноги *Б*, верхний обтекатель ног и узла фюзеляжа *В* и нижний обтекатель ноги *Д*.

Обтекатель колеса *А* состоит из двух дюралевых, толщиной 0,8 мм, сваренных между собой половин, усиленных с внутренней стороны профилями жесткости, приваренными точечной электросваркой.

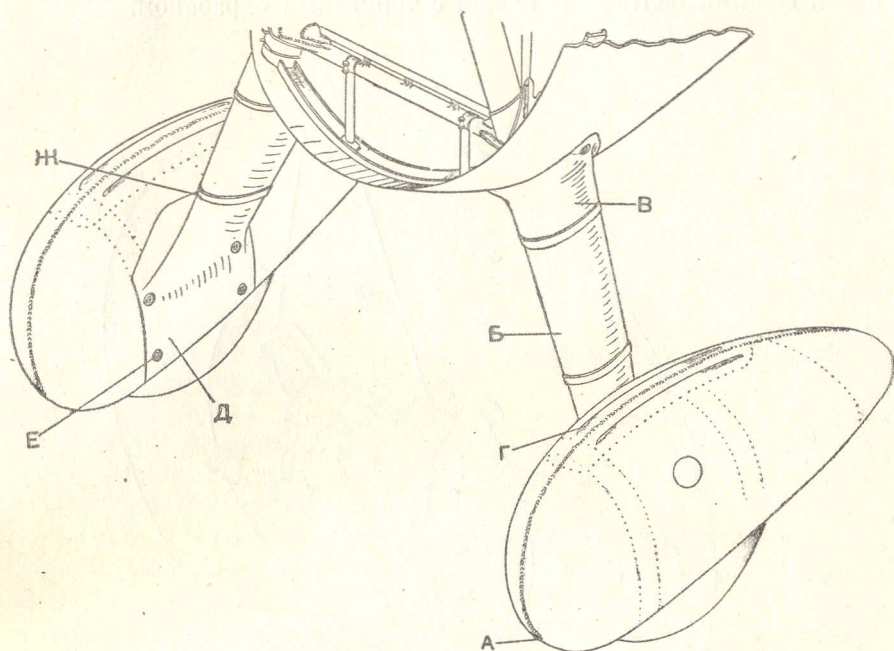


Рис. 71. Установка обтекателей шасси.

Для удобства обслуживания самолета на обтекатель колеса можно становиться ногами. Для этого сверху на обкателе имеются продольные канавки (выдавки) *Г*, предохраняющие обтекатель от вмятин.

С внутренней стороны верхняя часть обтекателя колеса усилена приклепанной к нему дюралевой накладкой толщиной 1,5 мм.

С наружной стороны обтекателя сделан лючок для доступа к вентилю колеса при подкачке пневматика колеса.

В задней части обтекателя для жесткости и защиты от грязи приварена поперечная перегородка.

Обтекатель колеса крепится с внешней стороны тремя болтами к кронштейну *Ж* (рис. 64), прикрепленному к колпачку полуоси. С внутренней стороны обтекатель колеса крепится к четырем кронштейнам *И*, приклепанным к диску тормозного барабана.

При эксплуатации самолета обнаружено, что подобное крепление обтекателя колеса к кронштейнам *И* вызывало во время рулежки



деформацию тормозного диска, который внутренним ребром касался вращающихся частей тормоза, в результате чего получалось самозатормаживание.

На самолетах последующего выпуска обтекатель крепится с внутренней стороны к звездочке *А* (рис. 72), которая расположена между диском оси и тормозным барабаном колеса. Звездочка крепится общими болтами *В* вместе с тормозным барабаном.

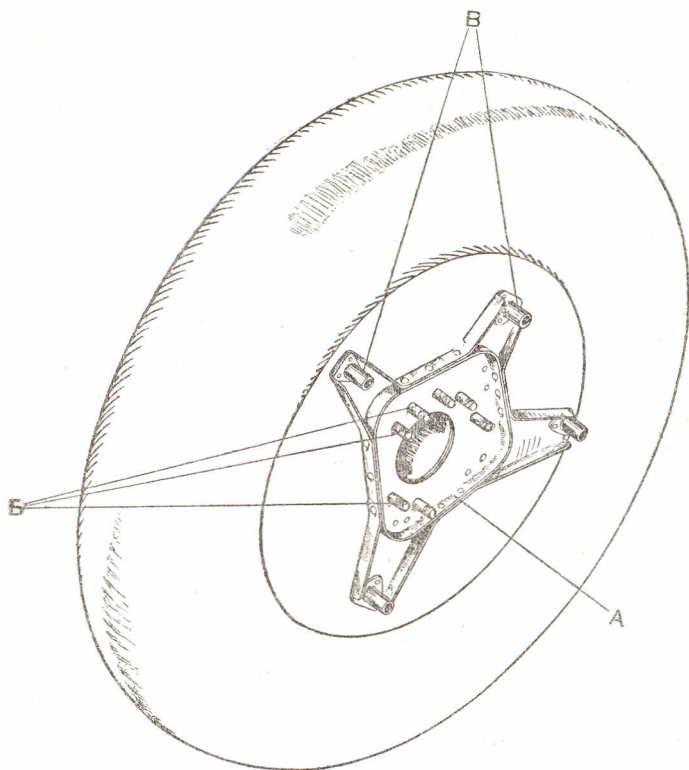


Рис. 72. Звездочка для внутреннего крепления обтекателя шасси.

Обтекатель крепится к звездочке четырьмя болтами, входящими в кронштейны *В*, имеющие внутреннюю резьбу.

Указанное крепление обтекателя разгружает тормозной барабан, обеспечивая правильную работу тормозных колодок.

Обтекатели ноги шасси изготовлены из дюралю толщиной 0,8 мм. Верхний обтекатель ноги *В* (рис. 71) выколотой поверхностью соединяется с капотом фюзеляжа и моторами при помощи замков.

К среднему обтекателю ноги *В* приклепаны внутренние диафрагмы, состоящие из профилей и угольников с ушками.

Обтекатель при помощи диафрагмы прикрепляется к ушкам, приваренным к ноге шасси.

Верхний и средний обтекатели между собой не крепятся, причем средний обтекатель может входить внутрь верхнего обтекателя.

Нижний обтекатель *Д* крепится на замках *Е* к обтекателю колеса.

Стык среднего и нижнего обтекателей плотно обтягивается хомутом *Ж*, крепящимся болтом к втулке, приваренной к ноге.

При установке лыж ставятся зимние нижние обтекатели, которые прилагаются к каждому самолету (рис. 76 и 77).

### *Костыль*

Установка костыля (рис. 73) состоит из костыля *А* и масляного амортизатора *Б*. Между собой они соединены болтом *В* и прикреплены к хвостовой части фюзеляжа в двух точках.

Верхним креплением амортизатора служит жесткость *Г*, расположенная между верхними лонжеронами фюзеляжа. 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 у него проложены сверху и снизу шайбы. В шкворне и трубке имеются масленки, обеспечивающие должную смазку, предохраняющую шкворень от преждевременного изнашивания.

На самолетах первого выпуска случались поломки шкворня костыля в месте перехода цилиндрической части шкворня к вилке из-за того, что там не был скруглен переход.

На самолетах последующих выпусков это место шкворня было скруглено под радиус в 3 мм.

Управление костылем осуществляется педалями ножного управления, соединенными при помощи тросов *З* с рулем поворота *И*. Нижние рычаги руля поворота связаны двумя стальными пружинами *К* с осевым болтом костыля *М*. Шарнирное крепление костыля позволяет поворачиваться костылю при рулежке вправо и влево на угол в 11° от продольной оси самолета.

Ограничителями хода хода являются 3-мм тросы *Л*, регулируемые тандерами.

Тело костыля сварено из листового хромомолибдена толщиной 1,5 мм. Костыль — пустотелый, по всей длине его для жесткости вварены трубчатые пистоны. В средней части костыля с обеих сторон приварены щеки с трубкой, в которую вставлена бронзовая втулка под осевой болт *М*, составленный из двух половин.

Болтом *М*, являющимся осью качания, костыль крепится к вилке шкворня *Д*. Нижний конец костыля снабжен специальной пяткой *Н* с ребрами, обваренными сверхтвердым сплавом. Пятка крепится к костылю ушками при помощи двух болтов.



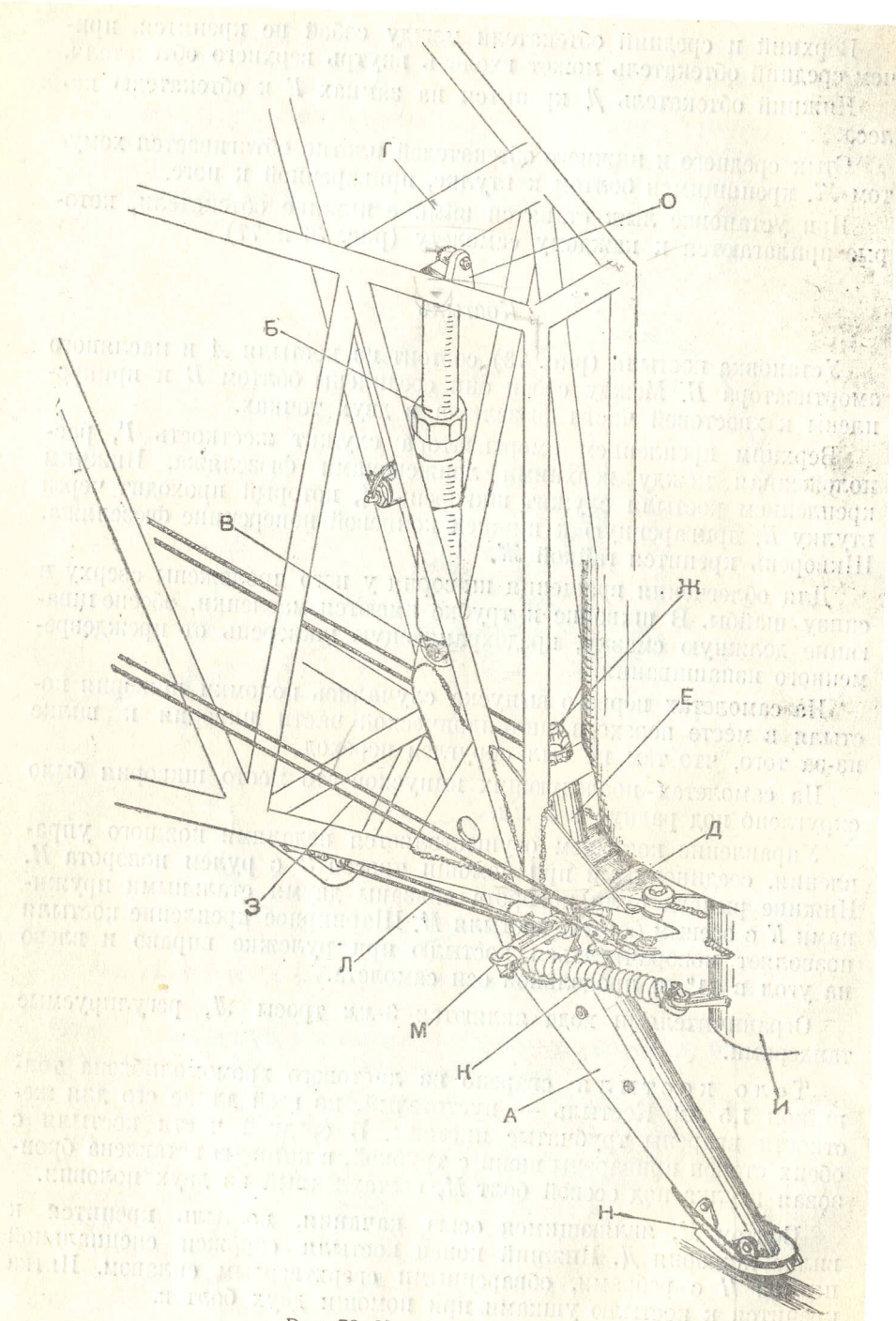


Рис. 73. Установка костыля.

На самолетах последующих выпусков переднее крепление пятки к костью опущено для того, чтобы пятка в момент посадки самолета при соприкосновении с землей работала большей поверхностью.

Верхний конец костью имеет ушко для присоединения амортизатора *Б*. Другой конец амортизатора прикреплен к поперечине фюзеляжа посредством кардана *О*.

Амортизатор костью (рис. 74) состоит из наружного стального цилиндра *А* и поршня *Б*. На верхнем конце цилиндра *А* зажимной фасонной гайкой *В* закреплены четыре кожанные лосевые манжеты *Г* с прокладными дюралевыми кольцами *Д* таврового сечения.

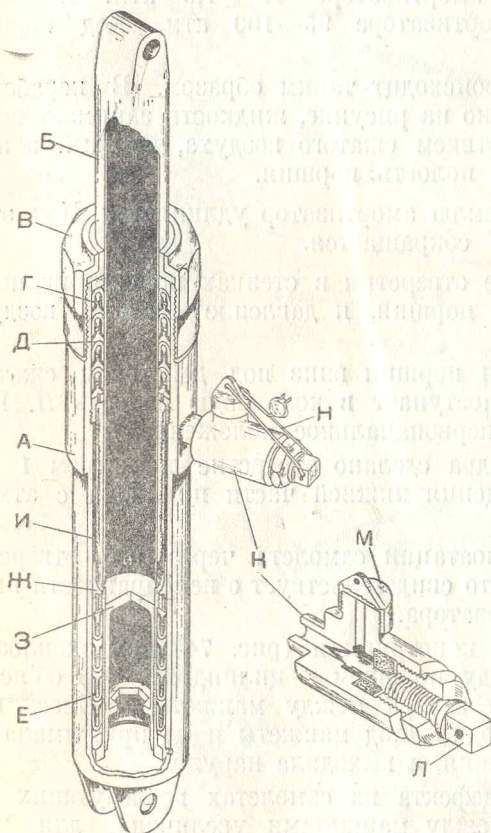


Рис. 74. Амортизатор костью (1-й вариант).

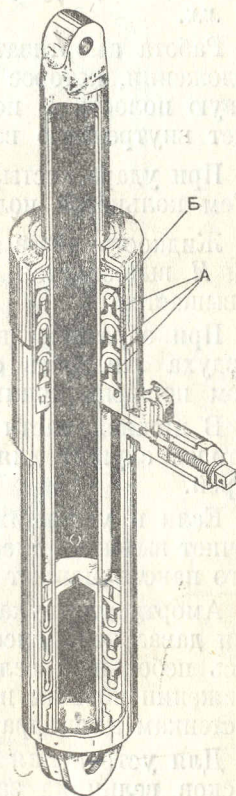


Рис. 75. Амортизатор костью (2-й вариант).

На нижнем конце поршня *Б* укреплены четыре лосевые манжеты *Е* зажимным кольцом *Ж*.

Поршень *Б* имеет доньшко *З*, над которым расположены три отверстия, сообщающие внутреннюю полость поршня с кольцевой



полостью *И*, расположенной между стенками цилиндра и поршня и двумя пакетами манжет.

К наружной стенке цилиндра приварен зарядный штуцер *К*, запираемый иглой *Л*.

Отверстие штуцера для присоединения трубки от воздушного баллона закрывается крышкой *М*, которая контрится вместе с иглой *Л* проволокой *Н*.

В амортизатор залито 80 см<sup>3</sup> жидкости, состоящей из 80% диамитного глицерина и 20% этилового спирта (ректификата).

Начальное давление в амортизаторе  $42 \pm 1,5$  атм. Конечное давление в растянутом амортизаторе 95—100 атм. Ход поршня 70 мм.

Работа амортизатора происходит таким образом. В нерабочем положении, которое показано на рисунке, жидкость занимает кольцевую полость *И* под действием сжатого воздуха, который заполняет внутреннюю верхнюю полость поршня.

При ударе костыля о землю амортизатор удлиняется. При этом объем кольцевой полости *И* сокращается.

Жидкость через нижние отверстия в стенках поршня из полости *И* вытесняется внутрь поршня, и давление сжатого воздуха повышается.

При обратном движении поршня вниз под действием сжатого воздуха жидкость снова поступает в кольцевую полость *И*. При этом поршень принимает первоначальное положение.

В нижней части цилиндра сделано отверстие диаметром 1 мм, которое служит для сообщения нижней части цилиндра с атмосферой.

Если в условиях эксплуатации самолета через это отверстие начнет вытекать смесь, то это свидетельствует о неисправности нижнего пакета манжет амортизатора.

Амортизатор указанной конструкции (рис. 74) при эксплуатации давал течь смеси между поршнем и цилиндром. Это объяснялось небольшой величиной зазора между манжетами. Смесь при движении поршня не проходила под манжеты и не прижимала их к стенкам цилиндра и поршня, а выходила наружу.

Для устранения этого дефекта на самолетах последующих выпусков величина зазора между манжетами увеличена, для чего количество манжет *А* (рис. 75) сокращено для каждого пакета до трех.

Во избежание течи смеси высота опорных колец *В* была увеличена.

Для большей герметичности амортизатора на самолетах последующих выпусков также была увеличена высота манжет с 8 до 10 мм.

Зимой вместо колес, а также под костыль устанавливаются лыжи смешанной конструкции нормального стандартного типа. Основная лыжа (рис. 76) состоит из ясеневых полозьев, прикрепленного к де-

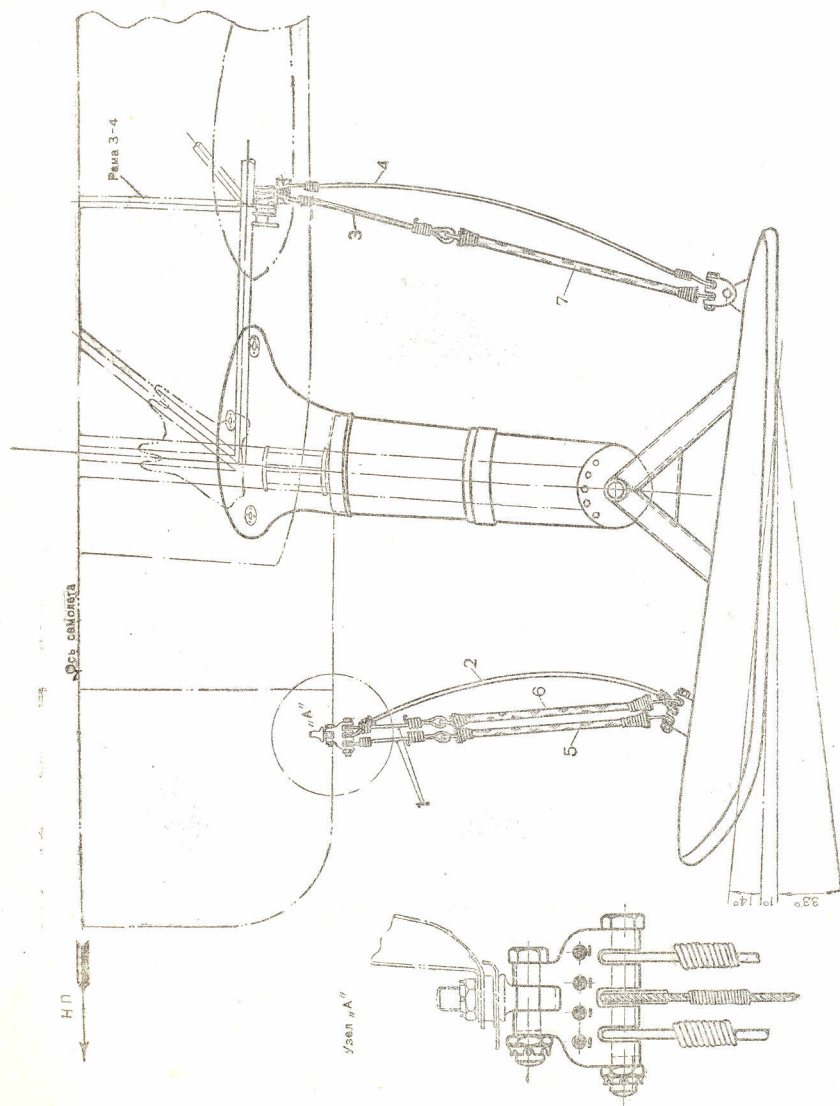


Рис. 76. Установка лыжи (1-й вариант).  
1— проволока, 2— трос, 3— проволока, 4— трос, 5, 6 и 7— амортизаторы. Угол 10°— установочный, угол 14°— отклонение лыжи вверх, угол 33°— отклонение лыжи вниз.

ревянной ферме, состоящей из лонжерона, шпангоутов и стрингеров. К ферме крепится кабан, сваренный из стальных труб.

Лыжа крепится спереди двумя и сзади одним амортизаторами и имеет ограничительные стальные тросы.



Это крепление лыж для большей надежности должно быть на всех самолетах заменено новым (рис. 77); лыжа должна крепиться тремя амортизаторами *А* (рис. 78) диаметром 18 мм и иметь ограничительный трос *Б* диаметром 4,5 мм.

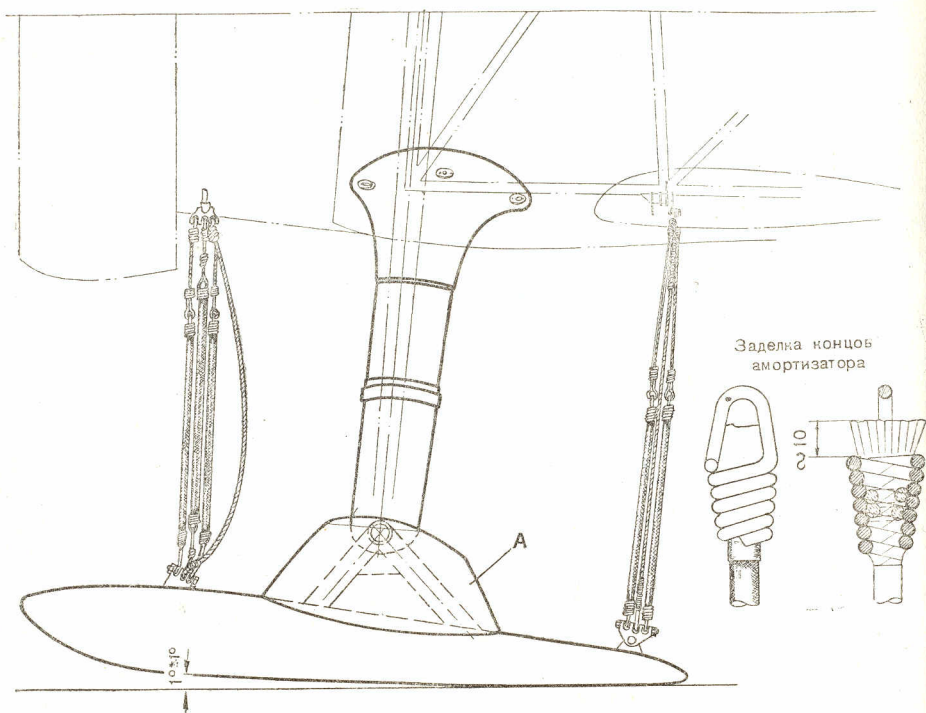


Рис. 77. Установка лыжи (2-й вариант).

Задний конец лыжи поддерживают два амортизатора *В* диаметром 16 мм, растяжение которых ограничивает трос *Г* диаметром 4,5 мм.

Угол установки лыжи равен  $1^\circ$ . Длины амортизаторов и ограничительных тросов указаны на рис. 78.

Кабан лыжи закрыт фанерным обтекателем *А* (рис. 77).

Для смены первой конструкции крепления лыж на вторую необходимо сделать следующие переделки. Переднюю верхнюю и нижнюю сереежки крепления необходимо переделать под крепление к ним трех амортизаторов. Для этого следует среднюю прорезь передних сереежек распилить до 11 мм для того, чтобы там могли быть укреплены общим болтом ушко кулона среднего амортизатора и коуш ограничительного троса.

Задние сереежки крепления лыж должны быть заменены новыми, присылаемыми вместе с комплектом амортизаторов.

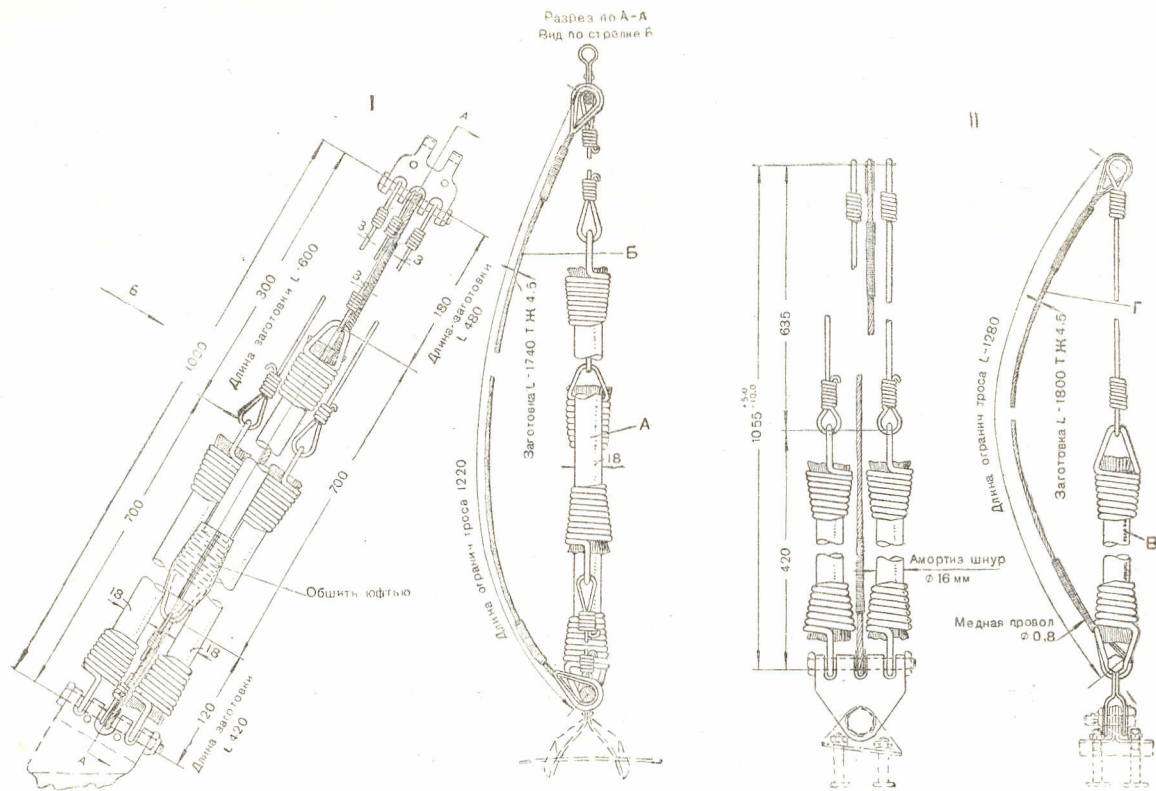


Рис. 78. Детали крепления главной лыжи.  
I—передняя амортизация лыжи, II—задняя амортизация лыжи.



При заделке амортизаторов в кулоны необходимо следить за тем, чтобы оставалось не менее 10 мм свободного конца амортизатора.

Конец амортизатора должен быть стянут наружным и внутренним кольцами кулона (заделку концов амортизатора см. на рис. 77).

Под костыль в зимнее время устанавливается нормальная подкостыльная лыжа (рис. 79), которая крепится к костылю болтом *А*.

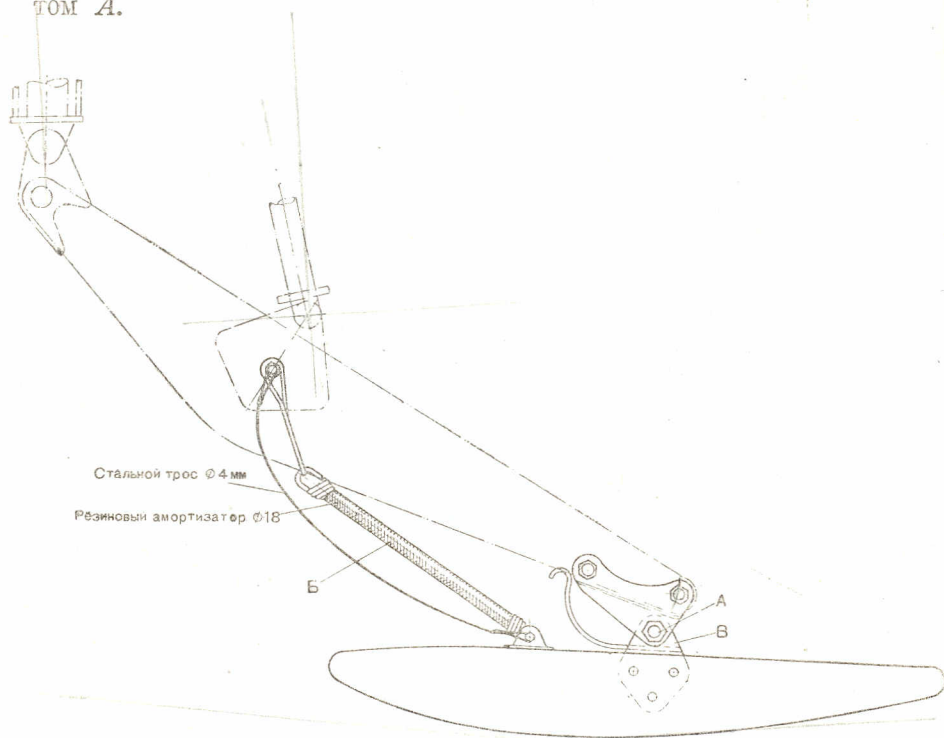


Рис. 79. Установка подкостыльной лыжи.

Лыжа снабжена амортизатором *Б* диаметром 18 мм, растяжение которого ограничивает стальной трос диаметром 4 мм.

Лыжа изготовлена из дерева. Она имеет ясеневую подошву с внутренней фанерной накладкой, на которой расположены средний и два боковых бруска. По концам бруски связаны бобышками. Средний брусок имеет узел *В* для крепления лыжи к костылю.

Снаружи лыжа имеет фанерную обшивку и по бокам дюралевую оковку.

## 7. Моторная установка

### Моторама

Моторная рама (рис. 80) изготовлена из хромомолибденовых труб, диаметры сечений которых указаны на рисунке.

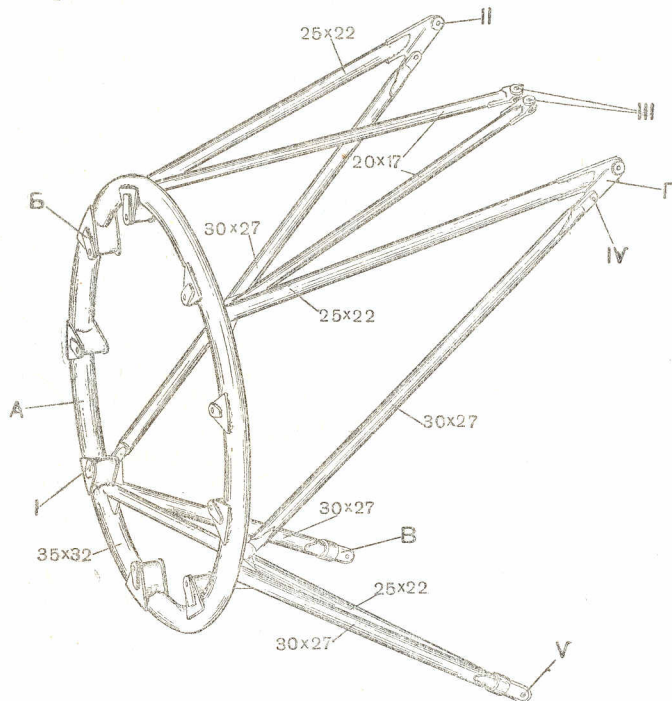


Рис. 80 Моторама.

I—отверстия диаметром  $12_{A_3}$  под болт и шпильки крепления мотора; болт устанавливается против левого синхронизатора, II—отверстие под конусную шпильку, III—отверстие диаметром  $8_{A_3}$ , IV—отверстие диаметром  $10_{A_3}$ , V—отверстие диаметром  $12_{A_3}$ .

Рама состоит из кольца *A* и девяти подкосов: четырех верхних, трех нижних и двух боковых, из которых два боковые и два верхние съемные.

Верхние и нижние подкосы в местах приварки к кольцу усилены косынками.

К кольцу *A* при помощи косынок приварены втулки *B*, через которые проходят болты, крепящие мотор.

Кольцо, после приварки косынок и втулок, подвергается термической обработке до  $K_z=70$  кг/мм<sup>2</sup>.

Само кольцо сварено из двух половин, причем сварка производится на ус и стыки должны быть вверх и вниз.

Моторама крепится к фюзеляжу в пяти точках.



Нижние подкосы крепятся через вилки В, вваренные в концы подкосов.

Крайние верхние и боковые подкосы крепятся через ушки Г.

Подкосы рамы крепятся к фюзеляжу на болтах, кроме верхних боковых, которые присоединяются конусными шпильками.

Размеры отверстий под болты указаны на рис. 80.

Под болты крепления мотора между мотором и моторамой ставятся шайбы, состоящие из 5-мм прокладки феррадо, вложенной в дюралевую шайбу, имеющую форму чашки толщиной 0,5 мм.

Отверстия в ушках крайних верхних подкосов и во втулках моторамы для группового комплекта сделаны меньше необходимых, и развертывание их до нужных размеров производится по месту при установке рамы на самолете.

Ушки «Г» рамы группового комплекта посылаются неприваренными.

На самолетах с жесткой моторамой на некоторых режимах работы мотора наблюдается тряска самолета.

Тряска отмечается главным образом на режиме работы мотора от 1400 до 1550 об/мин. Бывает, что на отдельных самолетах диапазон этой тряски больше (1350—1600 об/мин), а на других самолетах несколько меньше (1450—1550 об/мин).

Тряска отмечается главным образом на сиденьи летчика, ручке управления, ножном управлении, приборной доске, на консолях верхних и нижних крыльев, на элеронах и задней кромке центроплана.

Бывает тряска и на других режимах работы мотора — 750—850 об/мин и 1800—1900 об/мин («мелкий зуд»), однако по своему характеру и силе она имеет меньшее значение.

Тряска вызывается главным образом недостаточной уравниваемостью мотора.

На усилении этой тряски сказываются также и другие причины (совпадение собственных частот колебаний мотора, фюзеляжа и крыльев; нарушение балансировки винта с коком, недостатки работы мотора и т. д.).

На самолетах с жесткой моторамой летный состав по возможности должен избегать в полете режимов тряски. Технический состав должен тщательно следить за правильной работой мотора (согласно «Описанию и руководству по обслуживанию авиационного мотора М-25В») и за балансировкой винта с коком (см. «Инструкцию по балансировке винтов», кн. 2, ч. 2).

Для уменьшения тряски на последующих выпусках самолетов жесткая моторама заменяется моторамой с эластичной подвеской. В последней мотораме (рис. 81), в отличие от жесткой, имеется кольцо с амортизацией. Все остальные элементы моторамы остаются без изменения.

Кольцо А (рис. 81) обмотано резиновой лентой Б. Размеры ленты для самолетов первых выпусков  $4 \times 40$  мм и для последующих выпусков  $5 \times 40$  мм, длина 4,8 м. Концы резины прикреплены к

кольцу шпигатом. Кольцо с резиной плотно обжато кожухом, состоящим из двух полуколец *В* и *Г*, соединенных болтами *Д*, размером  $6 \times 13$  мм; между полукольцами проложены дюралевые шайбы и поставлены гайки с контргайками.

Заднее полукольцо *Г* состоит из четырех частей, расположенных между узлами подкосов мотора.

Полукольца кожуха отштампованы из стали марки С6140 толщиной 2 мм. К ним приварены кронштейны с втулками *Е* под болты крепления мотора.

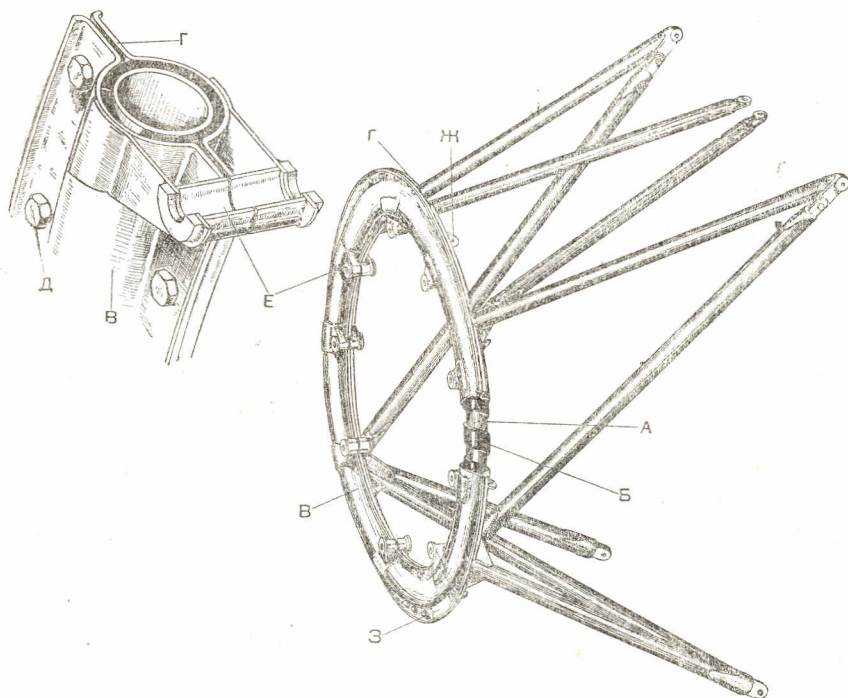


Рис. 81. Амортизированная моторама.

К заднему полукольцу кожуха, под различными углами, приварены ушки *Ж* для крепления капота Наса.

В нижней части полуколец кожуха, для усиления мест крепления кронштейнов передних амортизаторов лыж, приварены четыре пластины *З* из стали марки С6140 толщиной 2 мм.

На самолетах последующих серий для более удобного подхода к штуцеру бензопомпы места крепления боковых подкосов у эластичной моторамы были снижены на 8 мм.

Самолеты последнего выпуска снабжены моторамами с амортизационными стаканами, расположенными в боковых узлах крепления моторамы к фюзеляжу.



Мотор закрыт дюралевым капотом (рис. 82) типа Наса. Капот смонтирован на дюралевом каркасе, состоящем из продольных профилей *А* и кольца *В*, укрепленных при помощи стальных кронштейнов *В* к мотору.

Между фюзеляжем и задней кромкой капота Наса образуется кольцевая щель шириной 60—70 мм, через которую выходит наружу воздух, охлаждающий мотор.

Для обеспечения нормального охлаждения мотора и для получения нормальных летных данных самолета в эксплуатации необходимо следить за тем, чтобы щель была концентрично расположена по отношению к фюзеляжу и величина ее была 60—70 мм.

Лобовая часть капота состоит из трех щитков: *Г*, *Д* и *Е*, укрепленных стальными лентами *Ж* и *З*.

Передние концы лент *Ж* шарнирно крепятся к кронштейнам, установленным на моторе. Задние концы лент *Ж* крепятся специальными замками с барашками *И*.

Замки установлены на кольце *В* каркаса. Кольцевая лента *З* стягивается тандером *К*.

Задняя часть капота (юбка) состоит из пяти щитков: верхнего *Л*, двух боковых *М* и двух нижних *Н*.

В местах стыка отдельные щитки крепятся профилями-балочками *О*.

Передние концы профилей *О* стыкуются с кольцами каркаса *В* под лентой *З*. Задние концы профилей крепятся откидными замками *П*, контрящимися булавками *Р*.

Посредине щитки капота стянуты лентой *У*.

Втулка винта закрыта дюралевым разъемным коком *С*, усиленным внутренними диафрагмами.

Лобовая часть мотора закрыта жалюзи *Т*, состоящими из двух дюралевых дисков.

На самолетах первого выпуска были случаи обрыва болтов, крепящих между собою отдельные щитки *Г*, *Д* и *Е* лобовой части капота, из-за того, что болты сидели во втулках слишком туго.

В дальнейшем этот дефект устранили, увеличив диаметр отверстия втулок.

В эксплуатации отмечалось сползание лобовой части капота вперед, поэтому с внутренней стороны лобовой части капота *Б* (рис. 83) приклепываются четыре усиливающих угольника *А*, изготовленных из стали марки 30ХГСА, толщиной 1 мм.

При закрывании капота пальцы *В* продольных профилей входят в отверстия угольников *А*.

Расположенный сверху капота раструб, через который проходит воздух к карбюратору, на самолетах последующих выпусков усилен окантовками, приклепанными к нему у наружного конца и

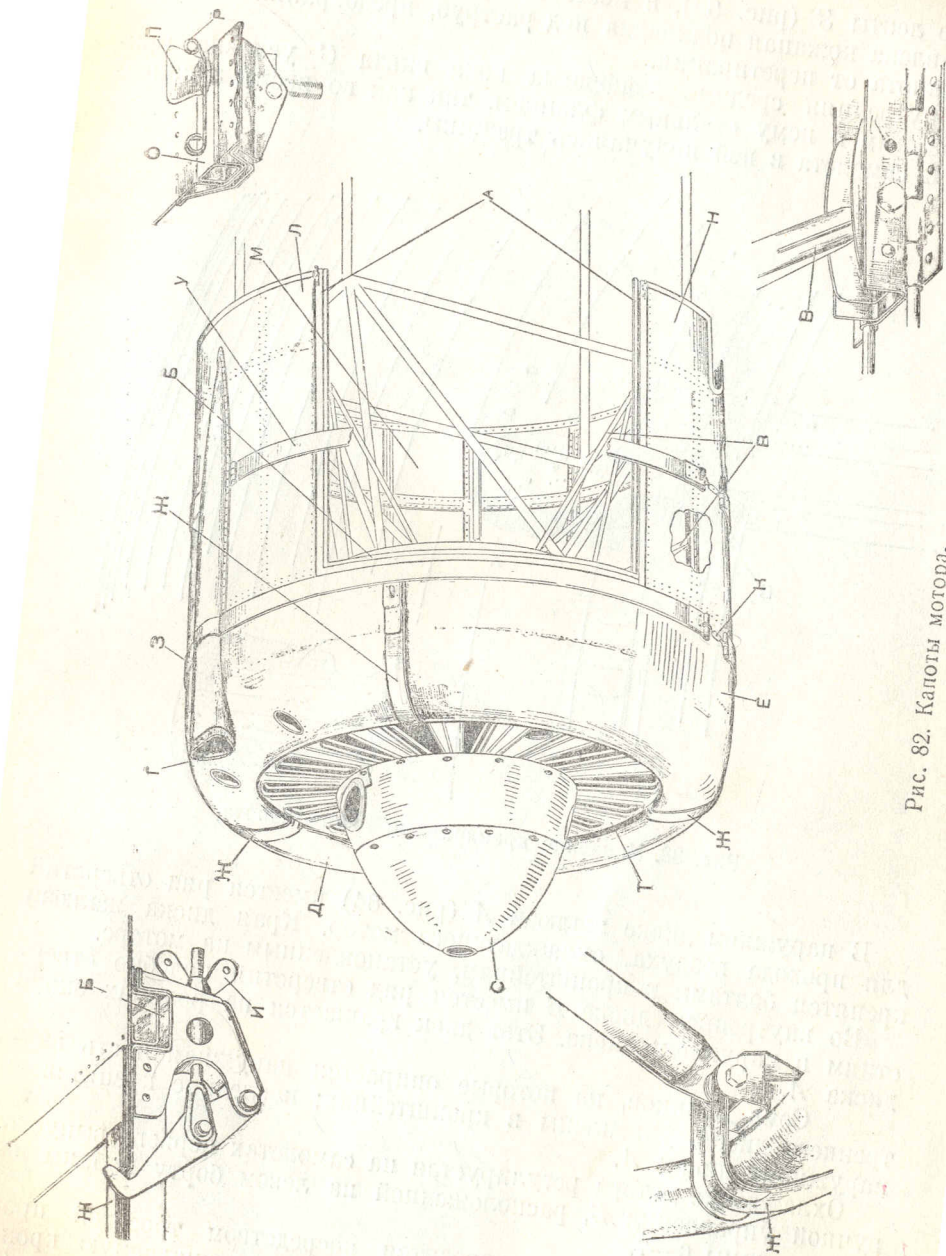


Рис. 82. Капоты мотора.



около ленты 3 (рис. 82), в месте ее прохода у раструба. Там же поставлена кожаная подкладка под раструб, предохраняющая щитки капота от перетираания.

Внутренняя средняя диафрагма кока винта С усилена приклепанным к нему стальным фланцем, так как во время эксплуатации самолета в ней получались трещины.

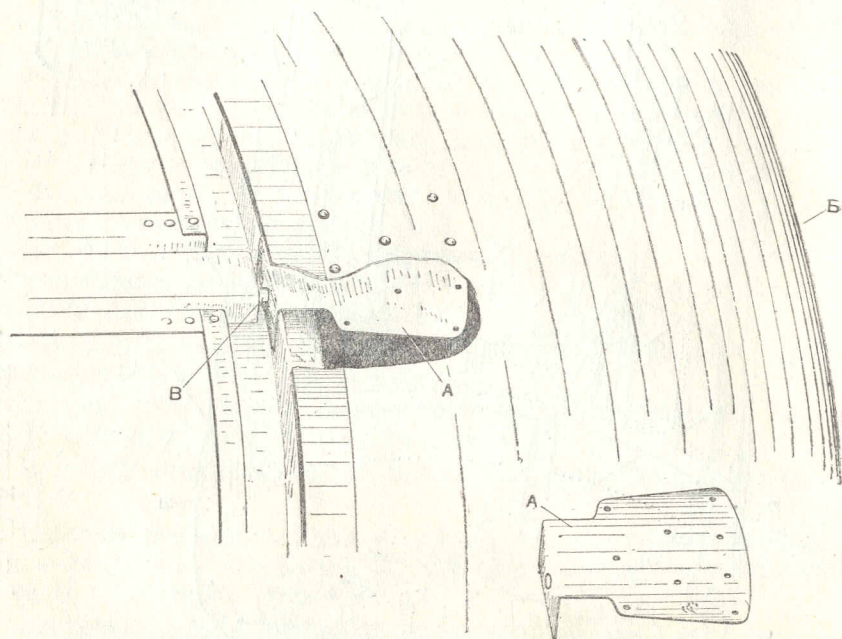


Рис. 83. Усиление крепления лобового капота.

В наружном диске жалюзи А (рис. 84) имеется ряд отверстий для прохода воздуха, охлаждающего мотор. Край диска жалюзи крепятся болтами к кронштейнам, установленным на моторе.

Во внутреннем диске В имеется ряд отверстий подобно отверстиям в наружном диске. Этот диск вращается на роликах около диска А.

Семь роликов, на которые опирается наружная часть внутреннего диска, укреплены в кронштейнах; последние крепятся к наружному диску А.

Охлаждение мотора регулируется на самолетах первого выпуска ручкой управления В, расположенной на левом борту кабины на подкосе рамы 6—7.

Управление жалюзи производится посредством тросовой проводки, заключенной в дюралевую трубку, поддерживаемую кронштейнами Г, Д, Е и Ж. Проводка присоединена к кронштейну З, приклепанному к внутреннему диску В.

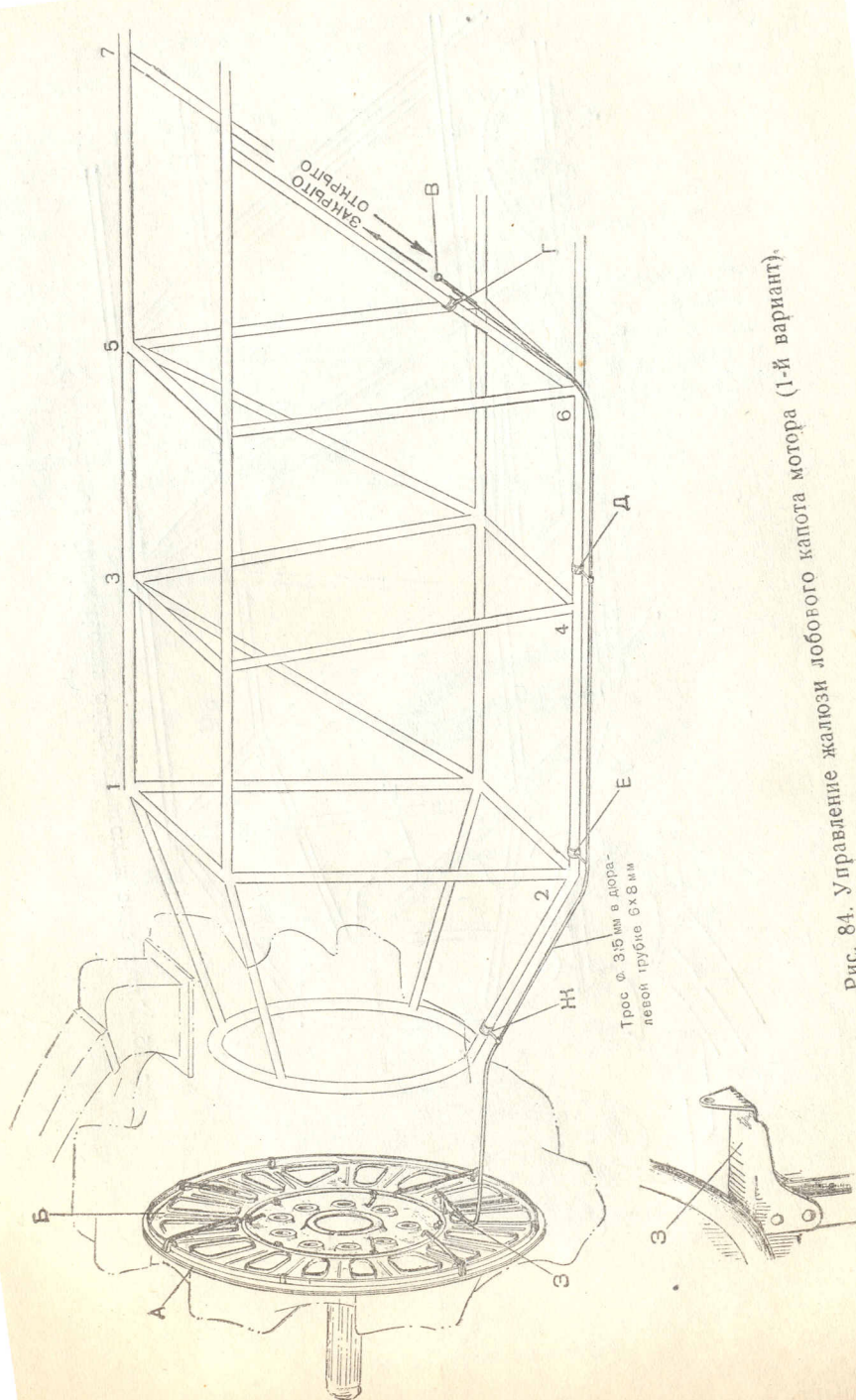


рис. 84. Управление жалюзи лобового капота мотора (1-й вариант).



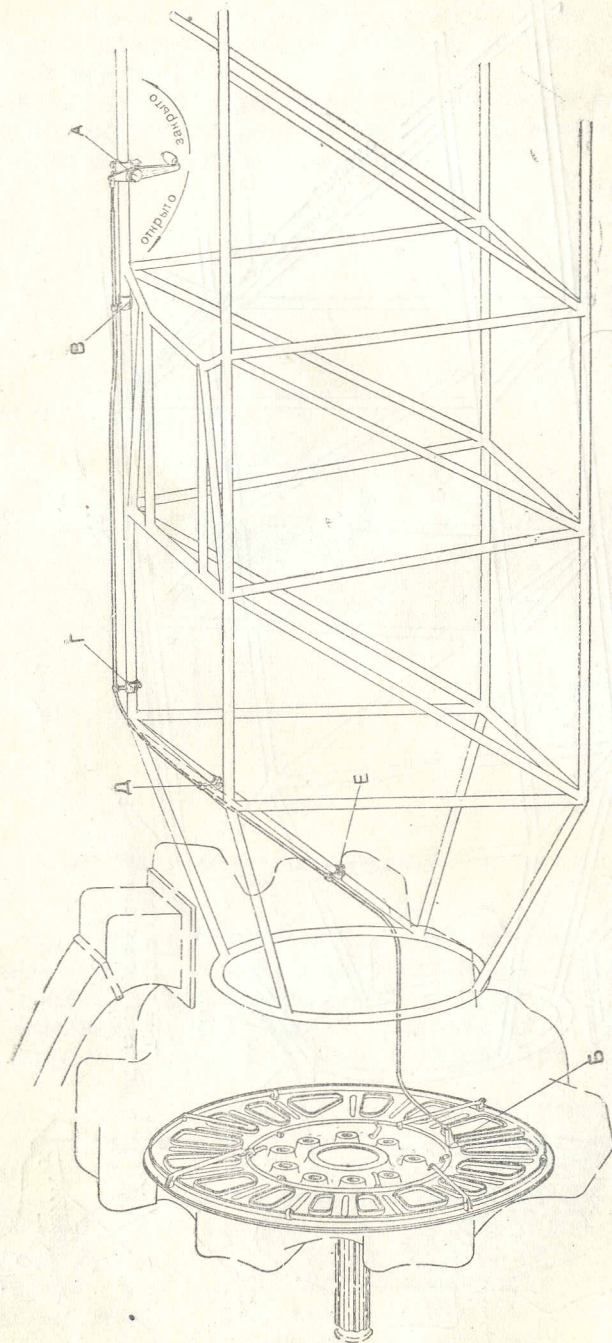


Рис. 85. Управление жалюзи лобового капота мотора (2-ой вариант).

Управление заключается в передвигании ручки *В* вверх и вниз. При передвигании ручки вверх жалюзи закрываются, вниз — открываются.

На самолетах последующих выпусков управление жалюзи перенесено на верхний лонжерон фюзеляжа с правой стороны и сделано в виде сектора *А* (рис. 85).

Проводка идет по правому верхнему лонжерону через подкос моторамы к кронштейну жалюзи *Б*. Она крепится при помощи кронштейнов *В, Г, Д, Е*. При передвигании ручки сектора от себя жалюзи закрываются, на себя — открываются.

На самолетах последующих выпусков, в целях пожарной безопасности, поставлен внутренний капот (рис. 86). Капот смонтирован на дюралевом каркасе, состоящем из продольных *А* и поперечных *Б* профилей, крепящихся болтами к кольцу *В* каркаса и к противопожарной перегородке *Г*. Кольцо крепится на 11 кронштейнах (*Д, Е*) к подкосам моторамы.

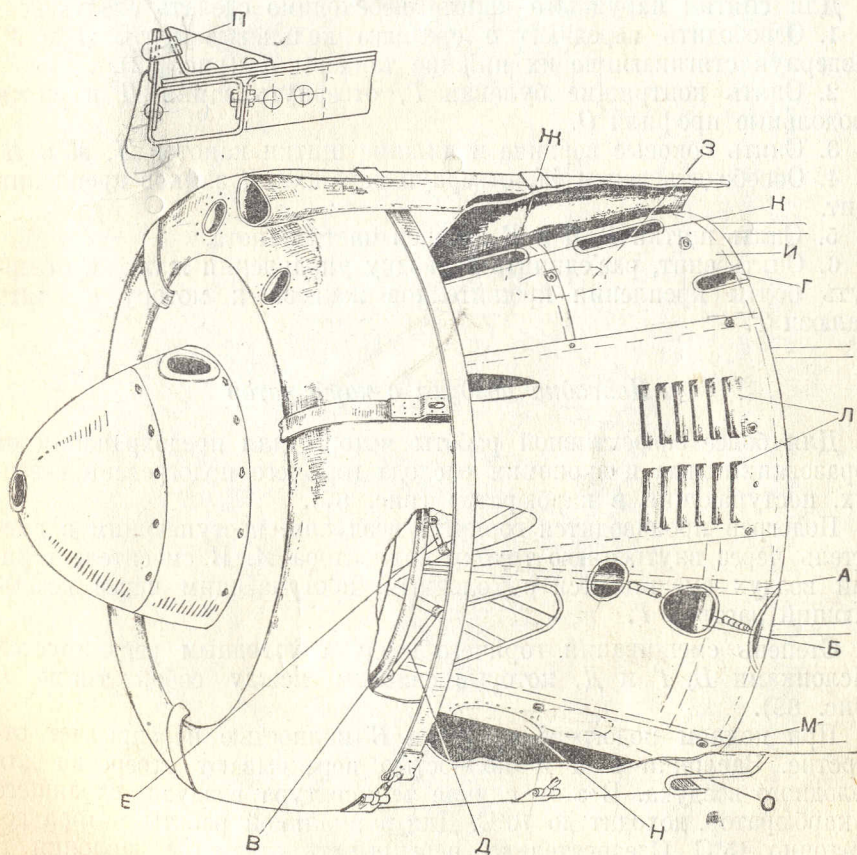


Рис. 86. Внутренний капот.



Капот состоит из 11 частей (листов). В правом верхнем листе *Ж* имеется люк *З* под горловину маслобака. В верхнем листе *И* имеется вырез *К* под узел крепления центроплана. Два верхних боковых листа (правый и левый) имеют жабы *Л* для вентиляции.

В нижнем листе *М* имеются один продольный люк *Н* для подхода к бензофильтру и маслопроводу и один круглый люк *О* под сливной кран и для подогрева мотора.

Все листы легко снимаются, за исключением листа под выхлопным раструбом коллектора. Сначала необходимо снять патрубок выхлопного коллектора, а затем этот лист.

В передней части листы крепятся к кольцу каркаса на штырях *П*, в задней части при помощи замков к профилям каркаса и противопожарной перегородке.

Верхний лист *И* крепится в передней и задней частях к профилям каркаса при помощи болтов.

При установке амортизированной моторамы внутренний капот крепится к подкосам моторамы

Для снятия наружного капота необходимо сделать следующее:

1. Освободить переднюю и среднюю кольцевые ленты *З* и *У*, развернув стягивающие их нижние тандеры *К* (рис. 82).

2. Снять контрящие булавки *Р*, отвернуть замки *П* и снять продольные профили *О*.

3. Снять боковые верхние и нижние щитки капотов *Л*, *М* и *Н*.

4. Освободить ленты *Ж*, отвернув барашки *И* замков крепления лент.

5. Снять щитки *Г*, *Д* и *Е* лобовой части капота.

6. Снять винт, раз'единить проводку управления жалюзи, отвернуть болты крепления кронштейнов жалюзи к мотору и снять жалюзи *Т*.

### Подводка воздуха в карбюратор

Для более эффективной работы мотора, для предохранения от образования льда и экономии расхода горючего подогревается воздух, поступающий в карбюратор (рис. 87).

Подогрев производится горячим воздухом, поступающим в смеситель через внутреннюю трубку коллектора *А*. В смесителе горячий воздух смешивается с холодным, поступающим через всасывающий раструб *Г*.

Степень смешивания горячего воздуха холодным регулируется заслонками *Б*, *Г* и *Д*, которые связаны между собой тягою *В* (рис. 88).

При полном подогреве заслонка *Б* полностью перекрывает отверстие. Заслонки *Г* и *Д* полностью перекрывают отверстие для холодного воздуха. В этом случае температура воздуха, входящего в карбюратор, доходит до 70°C. Для нормальной работы мотора достаточно 45°C. Следовательно, перекрывать отверстие заслонки *Б* полностью не следует.

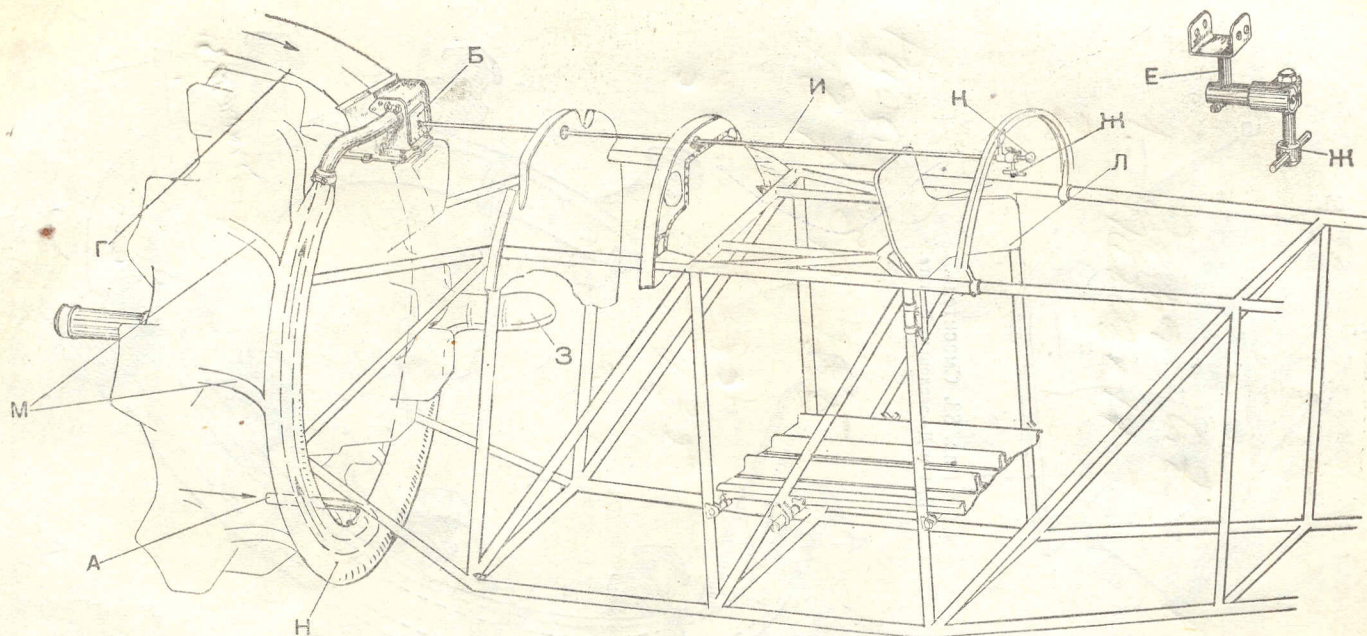


Рис. 87. Схема подогрева карбюратора.

А—внутренняя трубка коллектора, Б—заслонка, Г—всасывающий раструб, Ж—фиксатор, З—выхлоп, И—трос жесткий диаметром 3,5 мм в дюралевой трубке, К—тяги управления подогревом карбюратора, Л—арматурная доска, М—выхлопные патрубки, Н—коллектор.



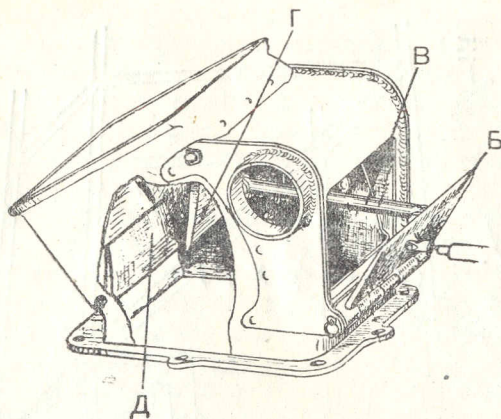


Рис. 88. Смеситель.  
Б, Г и Д—заслонки, В—тяги.

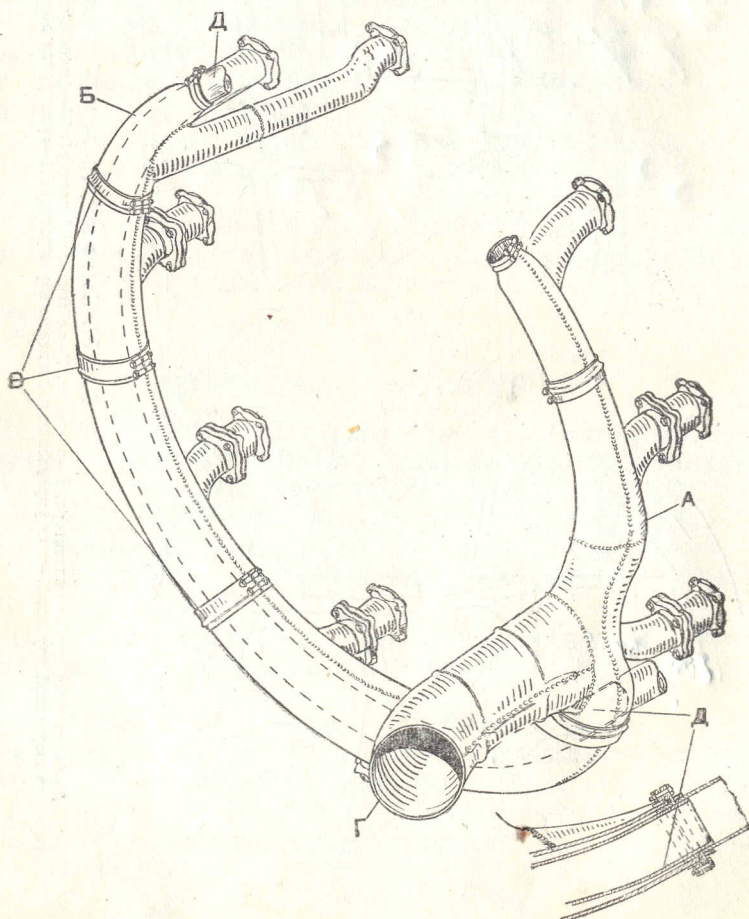


Рис. 89. Кольцевой коллектор мотора (1-й вариант).

При выключенном подогреве заслонка полностью открыта, горячий воздух выходит наружу. В карбюратор через всасывающий патрубок поступает только холодный воздух.

Управление подогревом производится посредством тяги, укрепленной на кронштейне против доски с приборами. Ручка тяги снабжена фиксатором Ж (рис. 87), который предохраняет заслонку В от самопроизвольного открывания под действием воздушного напора.

Сборный кольцевой коллектор для выхлопных газов (рис. 89) изготовлен из жаростойкой стали марки 14Х19Н9А, толщиной 0,8 мм.

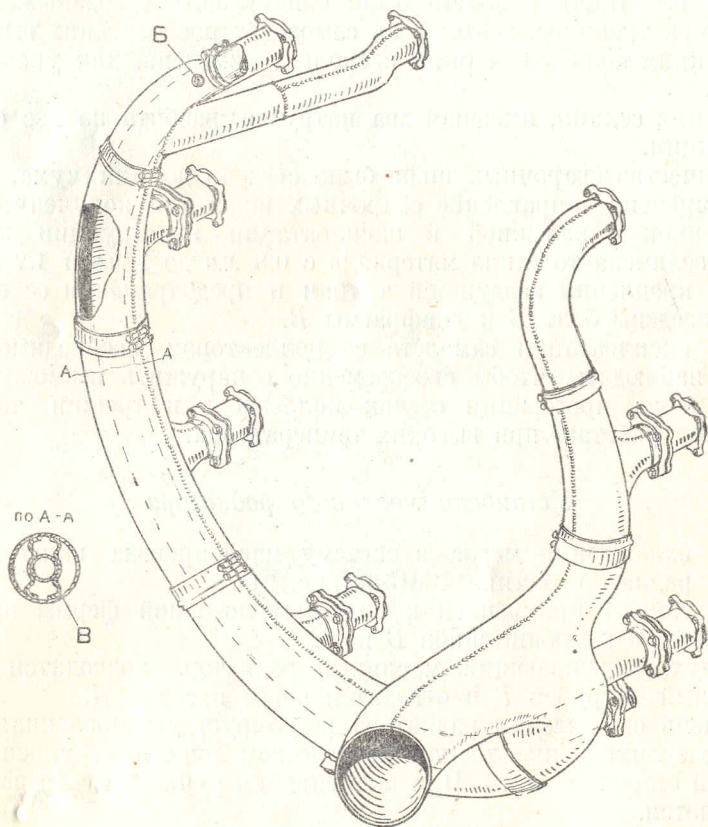


Рис. 90. Кольцевой коллектор мотора (2-й вариант).

Коллектор состоит из семи отдельных секций; из них средняя секция А и концевая В имеют по два отдельных патрубка, остальные по одному патрубку с фланцами для присоединения их к мотору.



Отдельные секции коллектора соединены между собой хомутами *В* с медными прокладками. Хомуты изготовлены из стали марки С2550, толщиной 1 мм.

Хомуты имеют зиговки, предохраняющие их от сползания с коллектора.

Для вывода наружу выхлопных газов из коллектора служит раструб *Г*.

Для подогревания воздуха, поступающего в карбюратор, внутри коллектора проходит труба *Д* сечением  $55 \times 53$  мм, изготовленная из стали марки 14Х19Н9А.

Секции коллектора состоят из двух половин.

В эксплуатации самолета были обнаружены в разных местах коллектора трещины, поэтому на самолетах последующих выпусков конструкция коллектора была несколько изменена, как указано на рис. 90.

Средняя секция, имевшая два патрубка, разбита на две отдельные секции.

Количество сварочных швов было сведено до минимума, а также и изменено направление сварочных швов для получения более совершенной и надежной в эксплуатации конструкции коллектора. Увеличена толщина материала с 0,8 мм до 1 мм и 1,2 мм.

Для крепления воздушной трубки и предохранения ее от вибрации введены болт *В* и диафрагмы *В*.

При эксплуатации самолета за коллектором необходимо тщательно наблюдать, чтобы своевременно обнаружить возможные дефекты из-за прогорания стенок коллектора и трещин, так как коллектор работает при высоких температурах.

### *Установка масляного радиатора*

Для охлаждения масла в систему маслопровода включен масляный радиатор *А* типа ВМС-6 (рис. 91).

Радиатор *А* прикреплен к подкосам моторной фермы при помощи стальных кронштейнов *В* и *В*.

Воздух, охлаждающий масляный радиатор, подводится через воздушный патрубок *Г* и отводится через насадок *Д*.

Степень охлаждения радиатора регулирует установленная в насадке заслонка, управляемая посредством рукоятки, укрепленной на левой стороне кабины. При вытягивании ручки на себя заслонка открывается.

Масляный радиатор ВМС-6 (тип 03) сотового типа, емкостью 2,15 л, фронтальная поверхность  $0,0165 \text{ м}^2$  и поверхность охлаждения  $1,20 \text{ м}^2$ . Он имеет пробку для слива.

Ссты в радиаторе разделены перегородками, направляющими поток масла (рис. 92).

Особенность радиатора составляет термостатический клапан, работающий от расширения анероидного капсюля, наполненного жидкостью, при нагревании его горячим маслом.

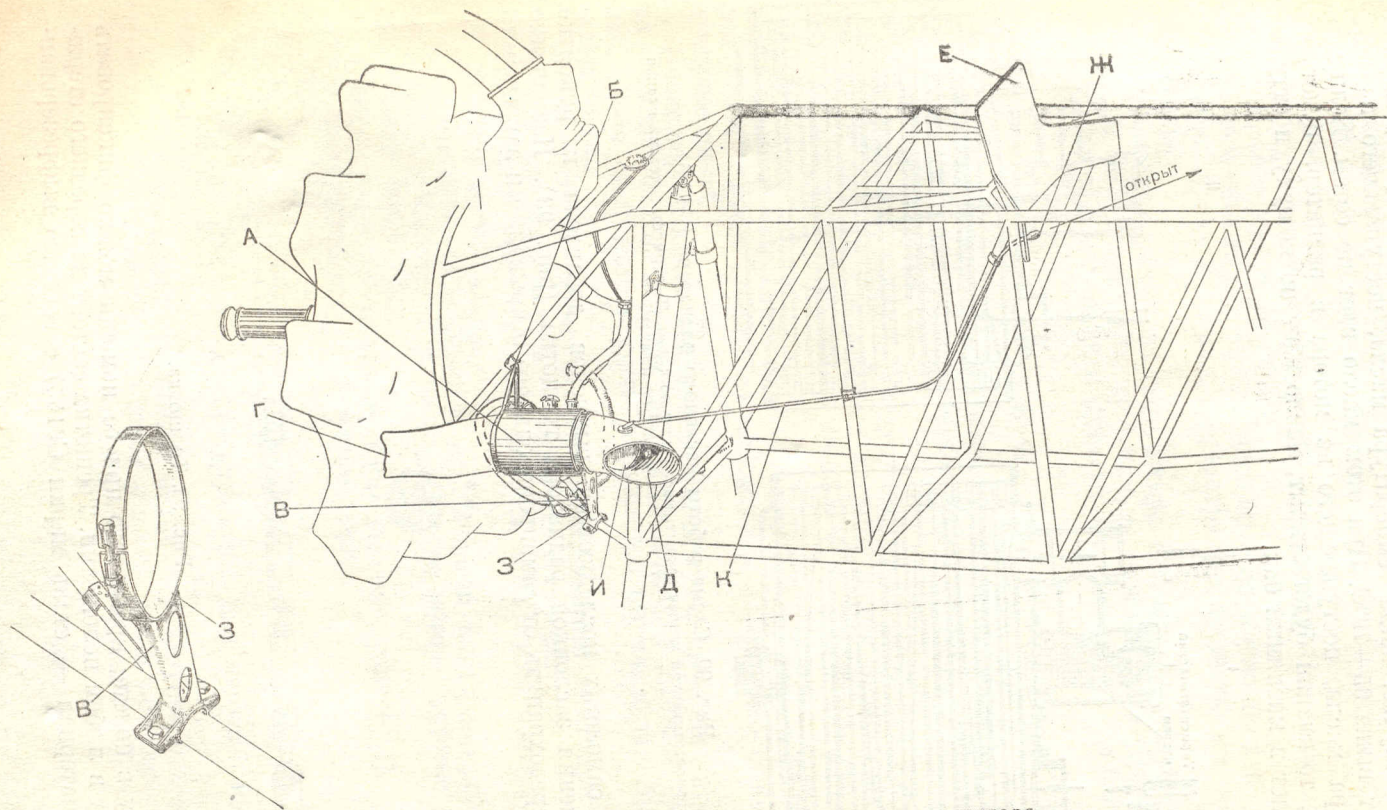


Рис. 91. Схема управления обдувом масляного радиатора.

А—радиатор, Б и В—кронштейны, Г—патрубок, Д—насадок, Е—арматурная доска, Ж—рукоятка заслонки с трескоткой, З—кронштейн крепления, И—заслонка, К—трос жесткий.



Клапан для прохода масла через соты радиатора будет закрыт в том случае, когда температура масла, поступающего из мотора, будет выше  $65-70^{\circ}\text{C}$ . При этом масло идет по сотам. Если температура масла, поступающего из мотора в радиатор, будет ниже  $70^{\circ}\text{C}$ , то клапан будет открыт, масло идет по кожуху и оттуда поступает в масляный бак.

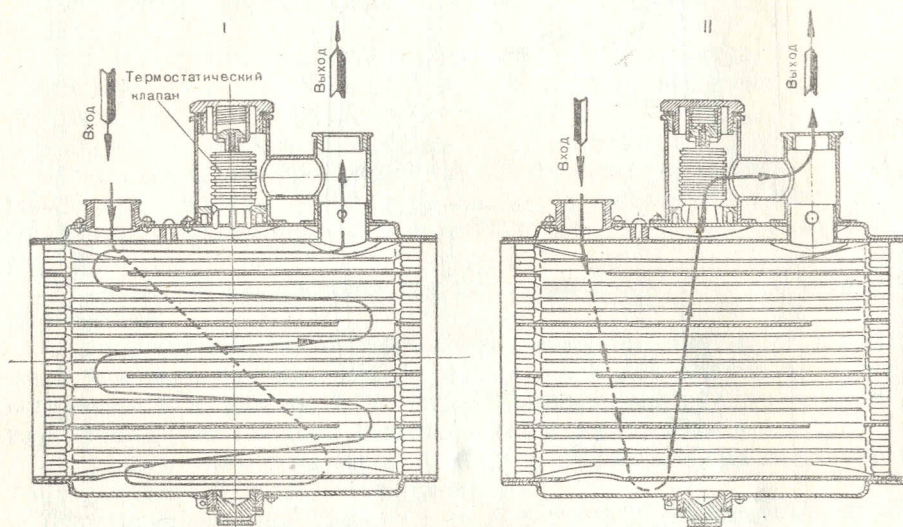


Рис. 92. Схема работы масляного радиатора ВМС-6.

I—термостатический клапан закрыт, масло идет по сотам, II—термостатический клапан открыт, масло идет по кожуху.

На самолетах последующих выпусков добавлена к рукоятке управления заслонкой радиатора трещотка (рис. 93). Назначение ее — предохранять от самопроизвольного открывания и закрывания

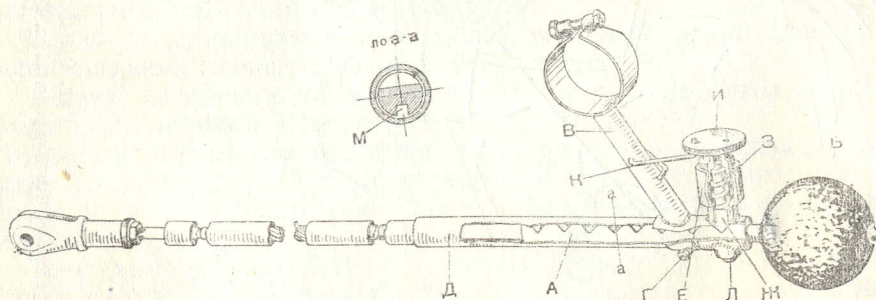


Рис. 93. Трещотка.

заслонку в полете; кроме того при ее помощи можно фиксировать заслонку в любом положении. Трещотка состоит из переднего стержня *A* (материал — сталь марки С6155) с восемью выфрезерован-

ными углублениями. Один конец стержня соединяется с тросом, на другой конец насажен шарик *Б*.

К хомуту *В*, закрепленному болтом *Г* на тяге корпуса *Д*, приварена втулка *Е* с резьбой.

Во втулку вставляется штырь *Ж* с пружиной *З* и закрывается кнопкой *И*, ввинченной во втулку.

В рабочем положении кнопка фиксируется пружинкой *К*. Болт *Л*, входящий в паз *М* стержня, предохраняет трещотку от осевого перемещения.

При движении ручки на себя штырь скользит по углублениям стержня *А*. При открывании заслонки на нужный угол штырь под действием пружины входит в одно из углублений и стопорит заслонку.

### *Винт*

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

Лопастей винта, имеющие максимальную ширину 217 мм, изготовлены из дюрала. Соединяются лопасти винта посредством разъемной втулки, изготовленной из стали ЭХТВ. Втулка стянута двумя хомутами.

Во время сборки винта или перестановки его лопастей под другим углом следует следить за положением хомутов по отношению к втулке винта.

После перестановки лопастей винта хомуты, крепящие втулку и их стяжные болты, должны быть установлены в прежнее положение. Из-за смещения хомутов нарушается вертикальная балансировка винта.

Установленный на мотор несбалансированный винт при работе мотора может вызвать тряску моторной установки.

На лопастях винта нанесены стрелки, и на втулке соответственно им имеются деления.

Под больший или меньший угол лопасти винта поворачиваются на земле в зависимости от числа оборотов мотора, которое он дает на границе высотности.

Поворот лопастей винта на одно деление, равное 1°, соответствует приблизительно 60 оборотам мотора.

### *Самопуск*

На втулке винта установлен храповик для запуска мотора от автостартера.

На самолетах выпуска первой серии для запуска мотора непосредственно из кабины на правой стороне доски приборов имеется ручка управления электроннерционным самопуском РИ, укрепленным на моторе.

Электросхема проводки к самопуску показана на рис. 94.



Запуск мотора электроинерционным самопуском РИ производится в два приема. Сначала необходимо оттянуть ручку на себя и

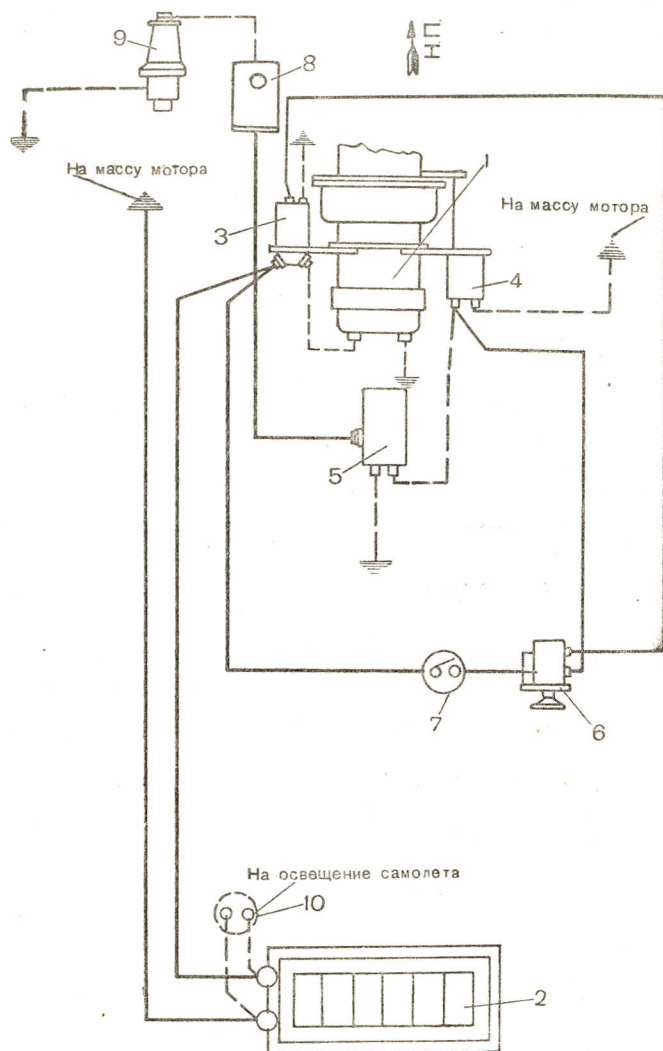


Рис. 94. Электроинерционный стартер РИ.

1—электроинерционный стартер РИ, 2—аккумуляторная батарея 6А-55, 3—соленоидное включение мотора, 4—соленоидное сцепление мотора с валом, 5—пусковая катушка, 6—кнопка включения двойного направления, 7—тумблер, 8—рабочее магнето, 9—свеча, 10—штепсельная розетка для включения РРКФ-500.

этим раскрутить динамо стартера РИ: через 20—30 секунд, когда звук от работы динамо делается однотонным, следует нажать ручку от себя и включить стартер в зацепление с валом мотора.

После этого происходит поворачивание винта и запуск мотора.

На самолетах последующих серий самопуск РИ снят. Для запуска мотора в систему зажигания включено пусковое магнето, расположенное на правом борту кабины. Запуск мотора производят от автостартера.

На самолетах последних выпусков ставится оборудование для запуска мотора сжатым воздухом от баллона (рис. 95). Это оборудование состоит из стального баллона *А* с сжатым воздухом на 120 атм., трубопровода, перепускного крана и распределительного устройства, расположенного у мотора. Баллон имеет пусковой вентиль *В* и для зарядки баллона штуцер *В*. Из баллона сжатый воздух идет через стальную трубку *Г* к перепускному крану *Д*, где манометр *Е* (на 200 атм.) фиксирует давление в магистрали от баллона к крану. При открытии ручки *Ж* крана воздух через второй манометр *З* по стальной трубке *И* через соединительную муфту *К* поступает к мотору. Вся проводка выполнена из стальных труб диаметром 8 × 6 мм.

Баллон жестко крепится к подкосам фюзеляжа, между рамами 5—6 и 9—10 (в кабине летчика на левом борту) двумя специальными стальными хомутами *Л* и *М*. Под хомуты подкладывается резина. Перепускной кран крепится на левом верхнем лонжероне фюзеляжа специальным стяжным хомутом.

Трубы проводки крепятся жестко к фюзеляжу и мотораме пятью ленточными хомутами *Н* с резиновой прокладкой.

Для запуска мотора необходимо (в зависимости от температуры атмосферного воздуха) давление 15—25 атм.

## 8. Система питания мотора

### *Бензопитание*

В систему бензопитания (рис. 96) входят бензиновый бак, заливной бачок с насосом, работающая от мотора бензопомпа, фильтр, трехходовой кран, пожарный кран, сливные краны, дренажная система, бензиномер, манометр и вакуумметр.

Питание мотора горючим (рис. 97) происходит следующим образом.

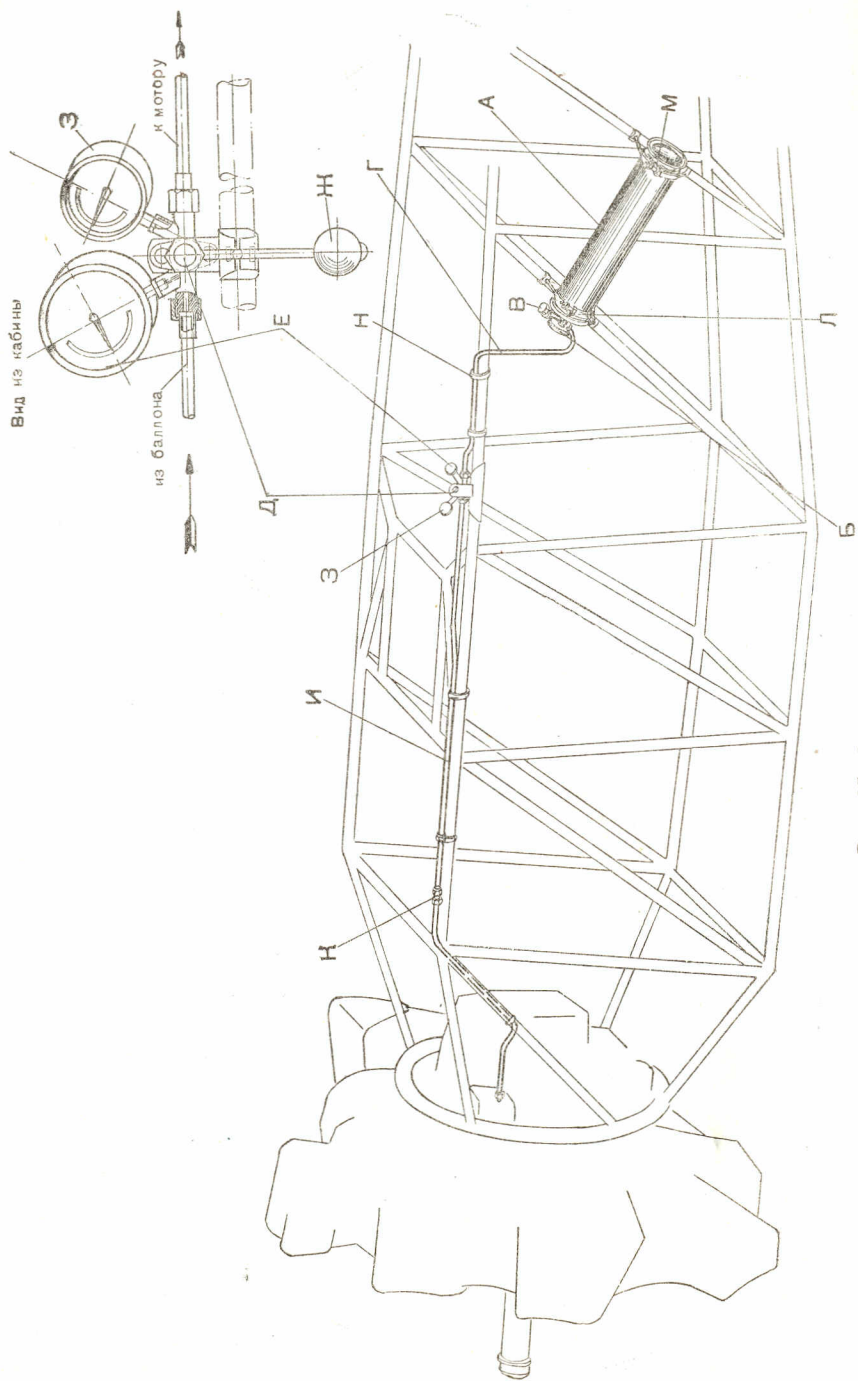
При открытом пожарном кране горючее поступает через фильтр и помпу в карбюратор мотора.

Для заливки горючего в цилиндры при запуске мотора служит заливной бачок, из которого горючее поступает к мотору через трехходовой кран, расположенный на правой стороне доски приборов.

Перед тем как пользоваться заливным бачком необходимо при помощи ручного насоса создать в нем давление, для чего следует качнуть ручкой насоса, примерно, 8—10 раз. Насос заливного бачка расположен на доске приборов рядом с ручкой трехходового крана.

Бензиновый бак снабжен дренажной трубкой, идущей от заливной горловины бака наружу через нижнюю обшивку фюзеляжа.





Помпа и мотор также имеют дренажные трубки, выведенные наружу через нижнюю обшивку фюзеляжа.

В бензиновом баке установлен гидростатический бензиномер, указатель (бензочасы) которого и насос расположены на доске приборов и связаны трубкой с бензиномером (рис. 97а).

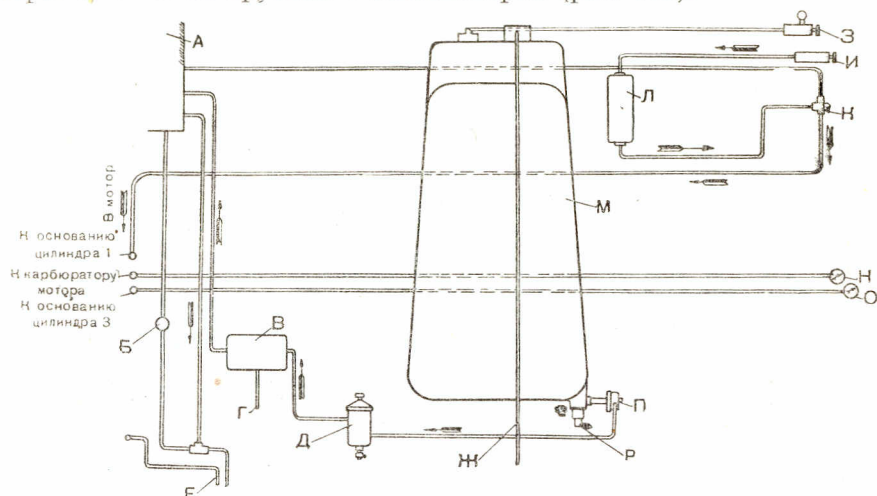


Рис. 96. Принципиальная схема бензопровода.

А—карбюратор, Б—сливной кран, В—помпа, Г—сливная трубка, Д—фильтр, Е—дренаж мотора, Ж—дренаж бака, З—бензиномер, И—заливной насос, К—трехходовой кран, Л—заливной бачок, М—бензобак, Н—манометр, О—вакуумметр, П—пожарный кран, Р—сливная пробка.

Для обеспечения правильной работы бензиновых часов дренажная трубка бензобака и статическая трубка бензиновых часов выведены на одном уровне под фюзеляжем и защищены дюралевым обтекателем, создающим равномерный поток воздуха около трубок.

Приборы, контролирующие работу бензиновой системы, расположены на доске приборов.

Проводка от приборов к мотору идет по правому верхнему лонжерону.

На самолетах последующих выпусков сделаны изменения и дополнения в конструкции бензопроводки, с целью уменьшить течь бензина (во избежание пожара), а также гарантировать соединение трубопроводки от поломок при вибрации.

Ниппельное соединение проводки к карбюратору от бензиномера и заливной трубки заменено соединением типа АМ, так как в эксплуатации были случаи, когда из-за вибрации эти трубки лопались.

Такая замена должна быть произведена на всех самолетах.

В связи с установкой на самолете эластичной моторамы жесткий бензопровод от фильтра к помпе заменен гибким шлангом.

Поставлены хомут крепления трубки манометра у карбюратора и резиновые прокладки под кронштейн фильтра и под хомут дренажных трубок.



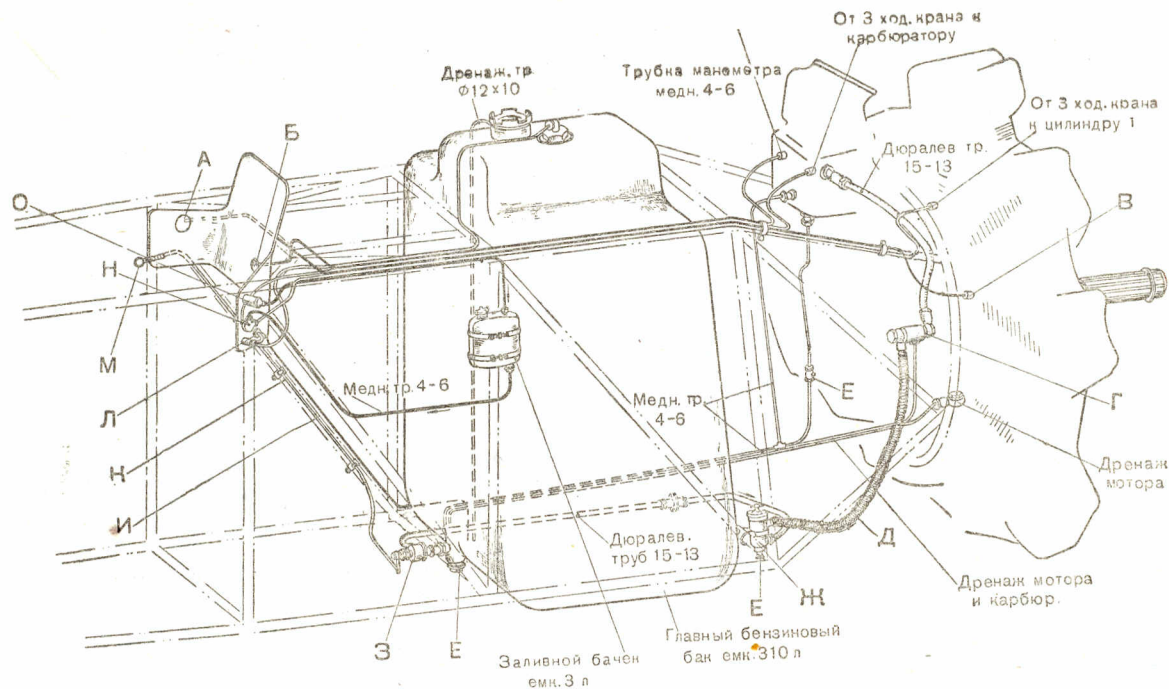


Рис. 97. Монтажная схема бензопровода.

А—моновacuумметр, Б—манометр, В—трубка моновacuумметра, Г—помпа, Д—гибкий шланг, Е—сливной кран, Ж—фильтр, З—пожарный кран, И—статическая трубка бензиномера, К—жесткий трос, Л—бензиномер с насосом, М—ручка пожарного крана, Н—трехходовой кран, О—заливной насос.

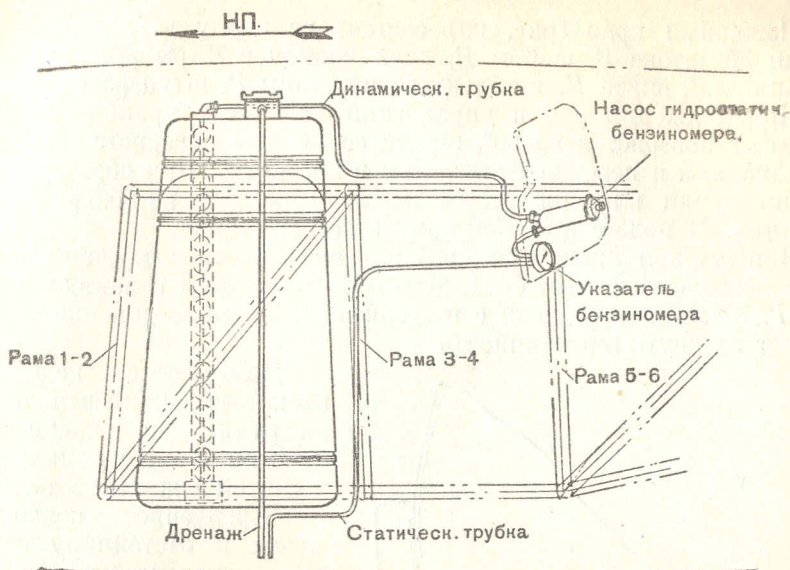


Рис. 97а. Схема проводки гидростатического бензиномера.

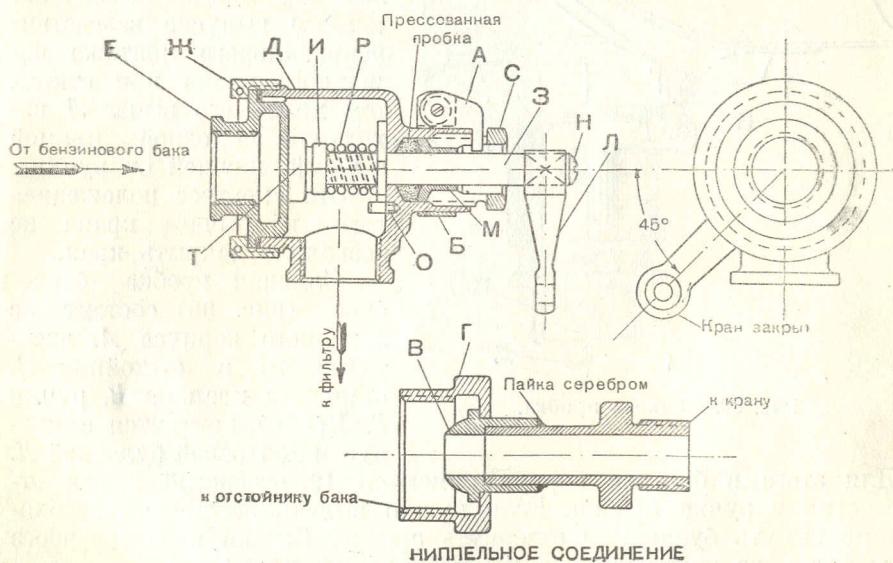


Рис. 98. Пожарный кран.



Пожарный кран (рис. 98) состоит из корпуса *Д*, крышки *Е*, гайки *Ж*, штока *З*, шайбы *И*, двух клапанов *Т*, рычага *Л*, кольца сальника *М*, винта *Н*, шпильки *О*, пружины *Р*, штуцера *С*.

При движении ручки управления пожарным краном на себя рычаг *Л* повернется на  $90^\circ$ , вместе со штоком повернется и шайба с клапанами и перекроет отверстия в крышке *Е*. При обратном движении ручки клапаны открываются, и бензин из бака идет к фильтру. В полете пожарный кран всегда открыт.

В пожарном кране (рис. 98) на самолетах последующих выпусков добавлены фиксатор *А*, хомут *Б*, ниппель *В* с накидной гайкой *Г*, соединяющий кран с отстойником. Такое соединение обеспечивает лучшую герметичность.

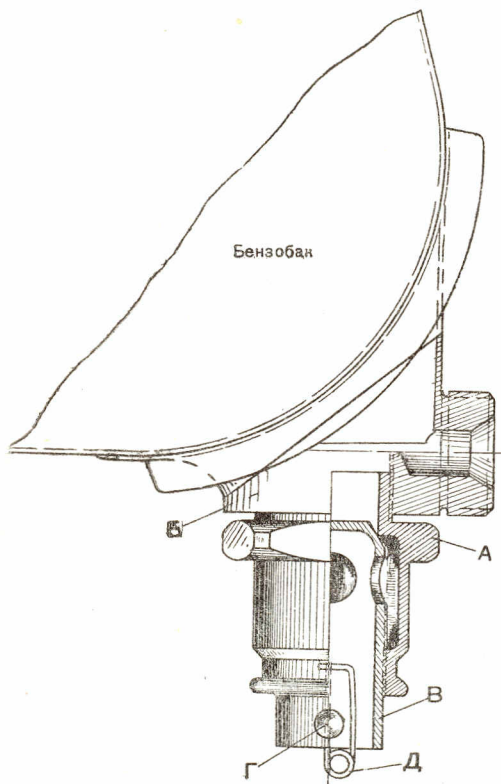


Рис. 99. Сливная пробка.

Для более надежного крепления шлицевая посадка ручки на конце тяги пожарного крана заменена посадкой «на квадрат».

Крепление пожарного крана к отстойнику бензобака изменено на ниппельное с накидной гайкой; соответственно изменен корпус отстойника.

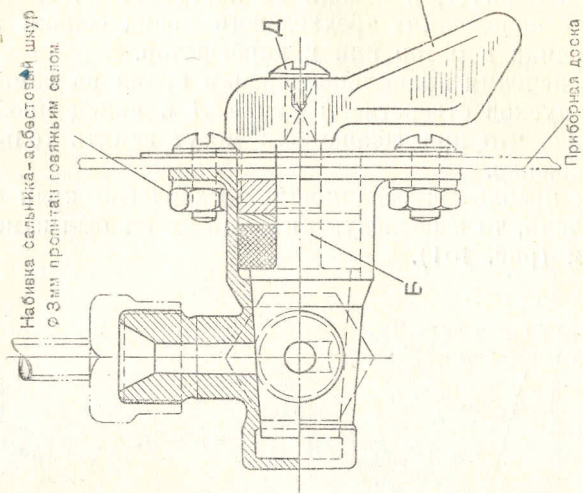
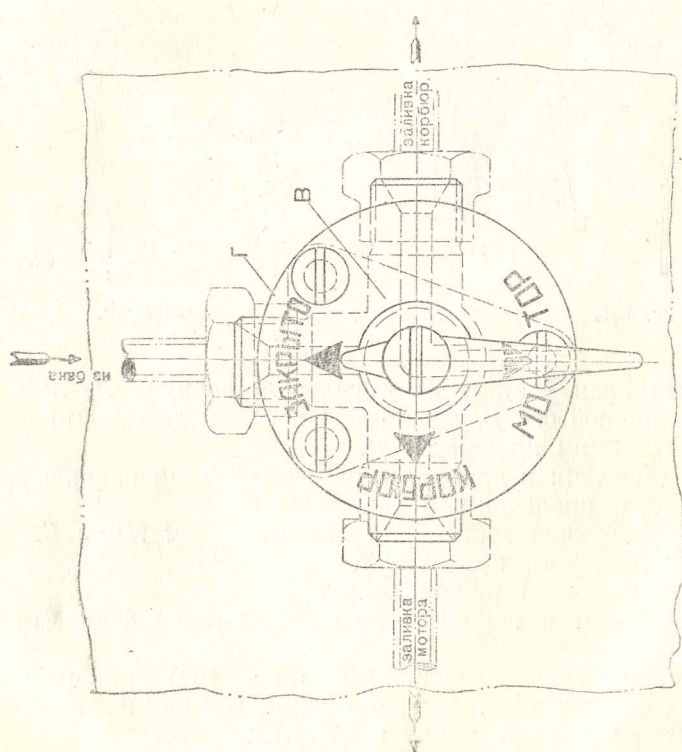
Изменено положение ручки («открыто» и «закрыто») пожарного крана, так как на некоторых самолетах первого выпуска вследствие неправильного монтажа пожарного крана при открытом кране, его рычаг *Л* находился на одной прямой с тягой, идущей от ручки.

Это «мертвое положение» тяги и рычага крана не позволяло закрыть кран.

Сливная пробка бензобака (рис. 99) состоит из латунного корпуса *А*, ввертываемого в отстойник *Б*, стального клапана *В*, ручки *Г*. Пробка контрится с корпусом контровой булавкой *Д*.

Для этого в буртике корпуса имеются 12 отверстий и два отверстия в ручке пробки. Если нужно вылить бензин, то необходимо вынуть булавку и отвернуть пробку. Бензин попадает через отверстие во внутренней части клапана наружу.

Трехходовой бензиновый кран (рис. 100) состоит из латунного корпуса *В*, пробки *Б*, диска *Г* с обозначениями, ручки *А* и винта *Д*.



Набивка сальника-асбестовый шнур  
φ 3 мм пропитан говяжьим салом

Рис. 100 Трехходовый бензиновый кран.



При положении «закрыто» отверстие в пробке не совпадает с отверстием в корпусе, и бензин не поступает из заливного бачка.

В других положениях трехходового крана бензин поступает из заливного бачка в мотор или в карбюратор.

Для обеспечения правильной сборки крана на самолетах последующих выпусков отверстие в ручке *А* и конец пробки *Б* имеют такое сечение, что при сборке они могут занять только одно требуемое положение.

Так как пробковый бензиновый трехходовой кран в эксплуатации давал течь, то в последующих сериях он был заменен клапанным краном (рис. 101).

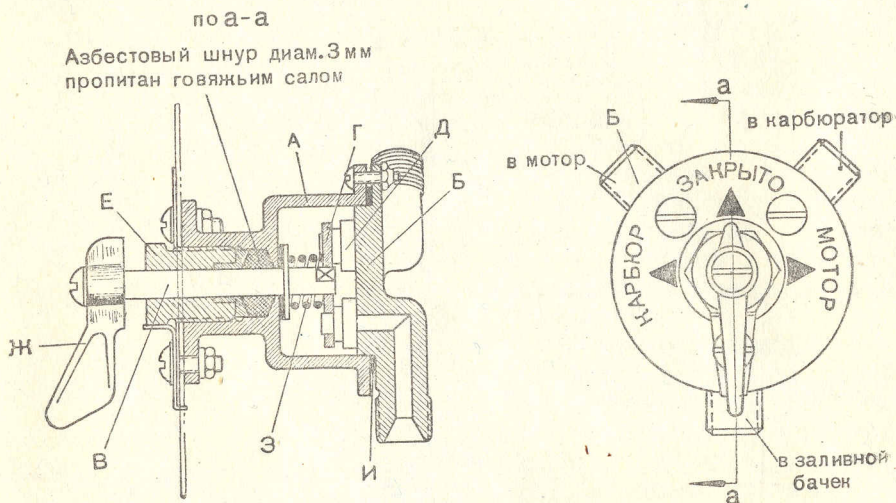


Рис. 101. Клапанный трехходовой бензиновый кран.

Клапанный кран состоит из дюралевого корпуса *А*, латунной крышки *Б*, стальной оси *В*, на которой посажен дюралевый диск *Г* с неолейкорлитовыми клапанами *Д*.

Во избежание течи в кране имеется сальниковая набивка из азбестового шнура, пропитанного говяжьим салом.

Плотность сальника достигается подтягиванием гайки *Е*.

Клапаны прижимает пружина *З*.

Ось крана снабжена ручкой *Ж*.

Между крышкой и корпусом крана поставлена фибровая прокладка *И*.

Гибкий шланг бензомаслосистемы (рис. 102) ставится при установке на самолет эластичной моторамы, так как жесткая дюралевая проводка в этих условиях ненадежна.

Работа с гибким шлангом облегчает монтаж трубопровода. Минимальный радиус закругления может быть равен 3 наружным диаметрам.

Гибкий шланг состоит из внутренней латунной спирали *А*, шаг которой равняется шагу ввертываемых при заделке дюралевых наконечников *Б* и *В*.

На внутреннюю спираль последовательно наложены два внутренних слоя дермантина, пять слоев целлофана, затем два слоя промежуточного и два слоя наружного дермантина.

Для закрепления наружного слоя дермантина и придания большей упругости шлангу имеется наружная спираль из стальной луженой проволоки *Г* (ранее ставилась спираль сначала из латунной, а потом из дюралевой проволоки).

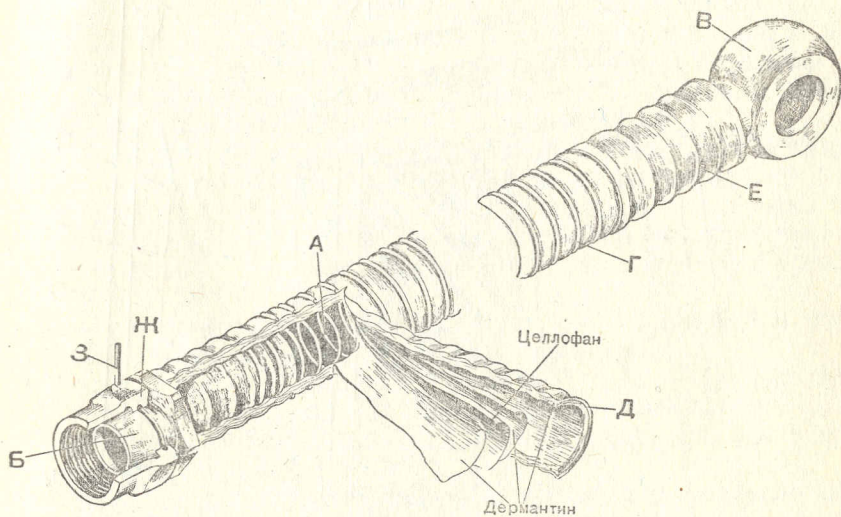


Рис. 102. Гибкий шланг.

Наконечники *Б* и *В* ниппельного соединения перед ввертыванием в шланг смазываются специальной пастой, которая обладает изолирующим и склеивающим свойствами. На концы шланга надеваются смазанные пастой алюминиевые колпачки *Д* и *Е* и завальцовываются со шлангом по шагу наружной спирали. На наконечнике *В* закрепляется стальная перекидная гайка *Ж* латунной квадратной проволокой *З*. Гайка свободно вращается на наконечнике, но не может соскочить. Гибкий шланг соединяется наконечником *Б* с фильтром и наконечником *В* с помпой.

Вместо бензиновой помпы БНК-2-А и БНК-2-Б ставится помпа БНК-5, представляющая собой насос коловратного типа с нераздвижной лопастью.

Особенность конструкции помпы БНК-5 заключается в том, что редукционный клапан для выравнивания давления горючего при подъеме на высоту и изменении уровня его в баке снабжен мембраной для автоматической высотной регулировки. Гарантируемая производительность помпы 600 л/час при 2100 об/мин.



Бензиновый бак емкостью 310 л (рис. 103) установлен в первом отсеке фюзеляжа. Он изготовлен из листового металла марки Д11М, который обладает крепостью 14—20 кг/мм<sup>2</sup> и хорошо сваривается.

Бак состоит из обечайки А и приваренных к ней верхнего В и нижнего В днищ, имеющих толщину 1,2 мм.

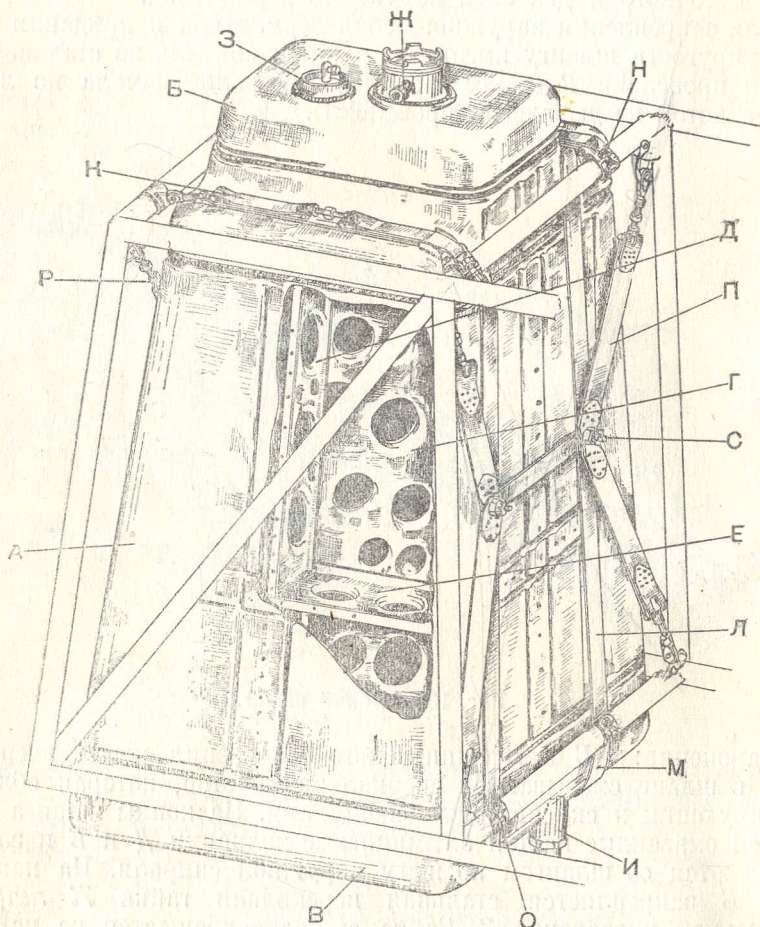


Рис. 103. Установка бензинового бака.

Обечайка бака А укреплена продольными и поперечными зигговками.

Конструкция бака усилена дюралевыми перегородками Г, Д и Е толщиной 0,8 мм, края которых приварены к обечайке бака точечной электросваркой.

Сверху бака расположены латунная заливная горловина Ж с фильтром, закрываемая трубкой, и приемник бензиномера З.

Снизу к баку приварен корпус отстойника И (сливная пробка).



В целях увеличения емкости бака его дно выведено за каркас фюзеляжа.

В бак, в нижней части, заварена диагонально расположенная трубка, через которую проходит горизонтальный подкос фюзеляжа.

Минимальный зазор между внутренней стенкой трубы бака и подкосом должен быть 5 мм.

Бак крепится стальными лентами *К*, *Л* и *М* (марки Э-И-100) к хомутам *Н* и *О*, установленным на верхних и нижних поперечинах фюзеляжа.

Между лентами и стенками бака поставлены сукожные прокладки.

Для восприятия нагрузки от бака при посадке, а также при изменяющихся режимах полета служат дюралевые передние и задние ленты *П* и *Р* толщиной 0,9 мм, концы которых крепятся к ушкам фюзеляжа тандерами. Посредине ленты скреплены между собой болтами *С*.

На самолетах последующих выпусков в конструкцию бензинового бака и его крепление внесены следующие изменения:

у верхнего и нижнего днищ обечайки верхней чашки бака заготовки выполнены с перерывами (это облегчает производство, не снижая прочности бака), в корпусе отстойника изменено крепление пожарного крана (рис. 99);

головка винта крепления цепочки фильтра к крышке (во избежание коррозии) оплавляется оловянным припоем;

передние и задние боковые ленты *П* и *Р* (рис. 103) крепления бака вместо дюралевых ставятся из стали марки Э-И-100.

На самолетах последующих выпусков ставится бензобак с протектором — вид каучука (рис. 104).

Протектор, облекая плотно бак, при пробойне в стенке не дает возможности вытекать бензину, так как отверстие протектора сейчас же затягивается и, следовательно, работа бензопитания не будет нарушена в полете. Толщина протектора, покрывающего чашку и верхнее днище — 7 мм, обечайку и нижнее днище — 8 мм, внутреннюю трубку под подкос фюзеляжа — 5,5 мм. Все штуцеры и горловины протектированы до сварочного шва.

Крепление протектированного бака аналогично креплению обыкновенного бака, только ленты удлинены на 15 мм.

С установкой протектированного бензинового бака вторая противопожарная перегородка снимается.

Заливной бачок (рис. 105), емкостью 3 л, изготовлен из металла АМЦП толщиной 1,2 мм. Он состоит из сваренных между собой двух половин *А* и *Б*.

Сверху бачок имеет латунную заливную горловину *В* с фильтром *Г*.

Горловина закрывается пробкой *Д* с прокладкой.

Рядом с горловиной *В* вварен приемный штуцер *Е* для воздушной трубки, идущей от насоса. Давление воздуха, создаваемое в бачке насоса, выгоняет из него бензин через штуцер *К* по трубопроводу и трехходовому крану.



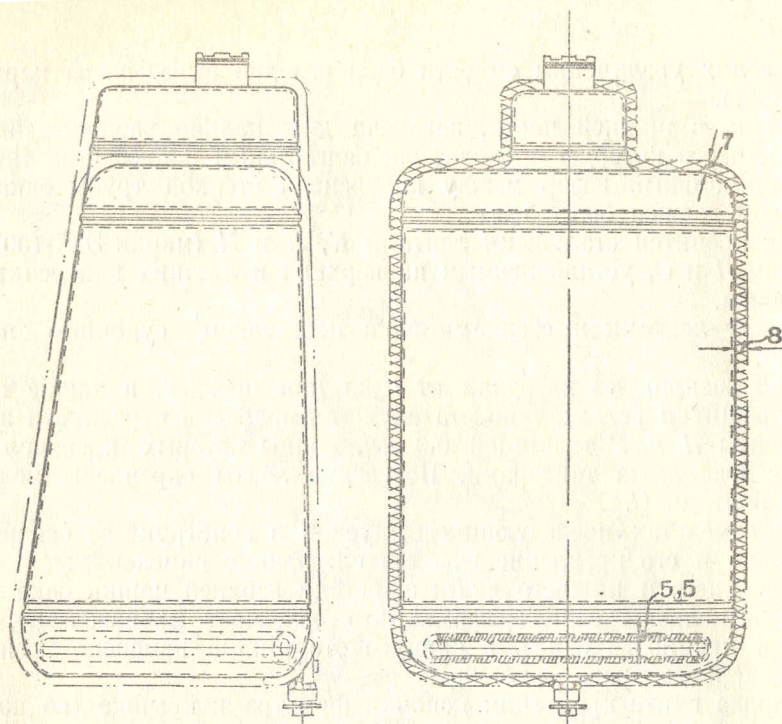


Рис. 104. Схема покрытия бака протектором.

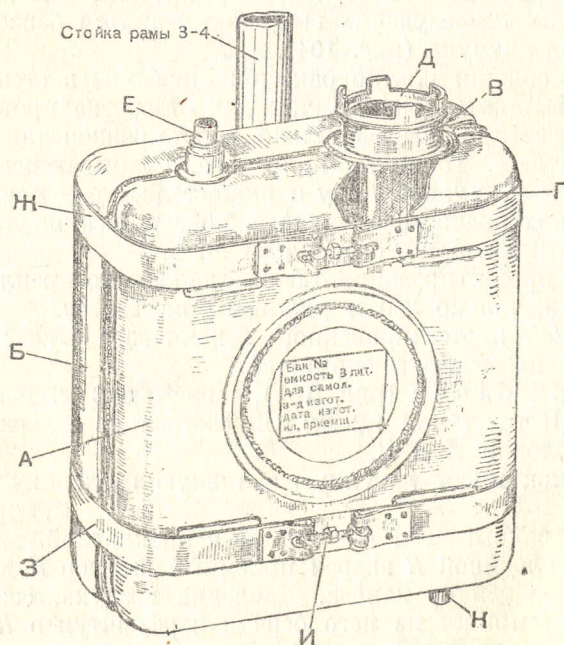


Рис. 105. Установка заливного бака.

Бачок крепится двумя стальными лентами Ж и З толщиной 0,8 мм.

Ленты, приваренные к хомутам, установленным на стойке, стягиваются тандерами И.

В месте приварки лент хомуты усилены приваренными к ним ребрами.

На самолетах последующих выпусков для герметичности под горловину заливного бачка поставлена свинцовая прокладка толщиной 1,5 мм.

### Маслопитание

Система маслопроводки (рис. 106) состоит из масляного бака, масляной помпы, работающей от мотора, масляного радиатора, перекрывного контактного масляного крана, термометров, манометра и системы трубопровода.

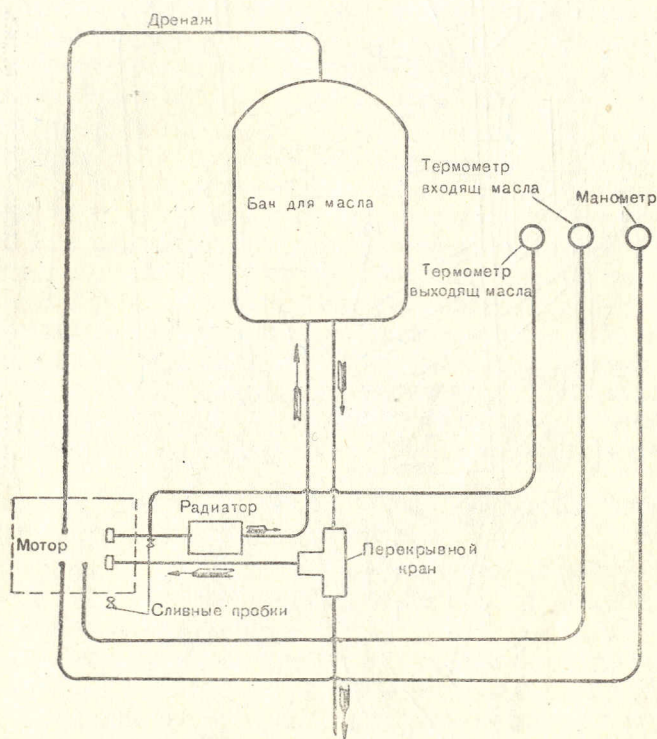


Рис. 106. Принципиальная схема маслопроводки.

Из масляного бака (рис. 107) масло по трубке А поступает к масляному контактному крану.

При открытом масляном кране масло по гибкому шлангу В поступает к масляной помпе.



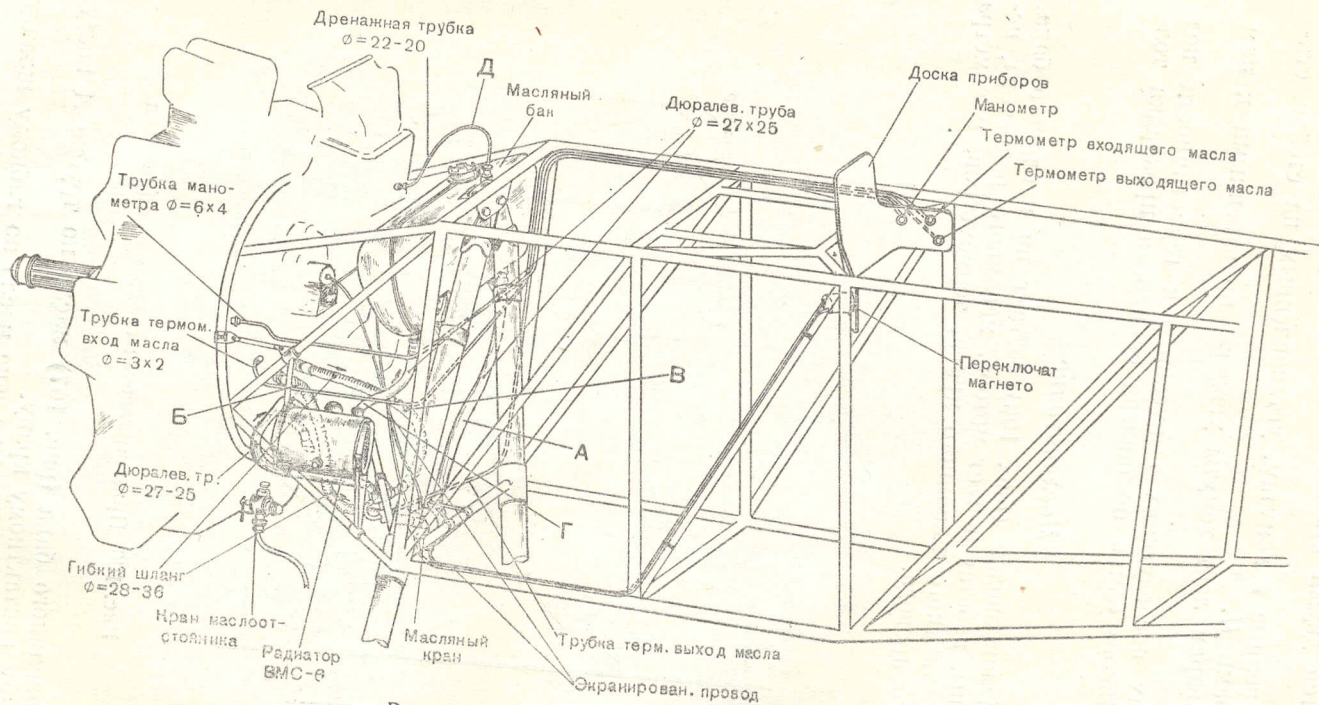


Рис. 107. Монтажная схема маслопроводки.

Из мотора масло выходит через шланг *В* и поступает в масляный радиатор, из которого по трубке *Г* отводится снова в бак.

Трубка *Г*, подводящая в бак масло, соединяется внизу бака с концом трубки, проходящей внутри бака (рис. 110).

Масляный бак соединен дренажной трубкой *Д* с мотором. Термометры входящего и выходящего масла расположены на правой стороне доски приборов.

Проводка от термометров и манометра к мотору идет по правому верхнему лонжерону фюзеляжа.

На самолетах последующих выпусков в схеме маслопроводки поставлен только один термометр выходящего масла.

Масляный контактный кран связан электропроводкой с магнето мотора.

При закрытом масляном кране цепь от магнето к мотору будет разомкнута, и магнето будут выключены.

Для включения в цепь магнето перед запуском мотора необходимо открыть масляный кран, повернув его ручку в положение «в мотор», и законтрить в этом положении шпилькой. Таким образом, невозможно будет запустить мотор, не включив маслопитание.

Масляный контактный кран (рис. 108) состоит из корпуса *А* (марка материала А-2), пробки крана *В* (марка Д1К50), стакана крана *В* с текстолитовой крышкой *Г*. Стакан закреплен на пробке гайкой *Д* и контргайкой *Е*. На другом конце пробки насажена ручка *Ж* и закреплена заклепкой. Стакан заключен в кожух *З* с четырьмя выводами *И* для проводов, идущих от магнето и переключателя. Кожух скреплен четырьмя винтами с фланцем *К*. Контактные пластины *Л* крепятся болтами к стакану *В*. Замыкатель *М* расположен на пробке *В*. Пружина *Н* обеспечивает плотное прилегание пробки к корпусу и фиксирует положение замыкателя. На рисунке замыкатель показан в разомкнутом рабочем положении. При этом масло идет в мотор. Трафаретка *О* имеет четыре обозначения.

При повороте ручки *Ж* на 90° пробка *В* переключает направление масла, согласно надписям на трафаретке.

При положении ручки *Ж* против обозначения «в мотор» замыкатель *М* разомкнут с контактными пластинами *Л*, магнето работают, обеспечивая работу мотора.

При положениях ручки *Ж* против обозначения трафаретки «на слив» замыкатель *М* замкнут с контактными пластинками *Л*, электроток идет от магнето на массу, так как цепь от магнето к мотору будет разомкнута.

При этом магнето выключены, и мотор не работает.

Кронштейн крепится болтами на левой стороне к нижней поперечине (рис. 107).

В эксплуатации были случаи запуска горячего мотора при закрытом масляном кране, а также замасливание контактов, что приводило к отказу работы контактного крана.



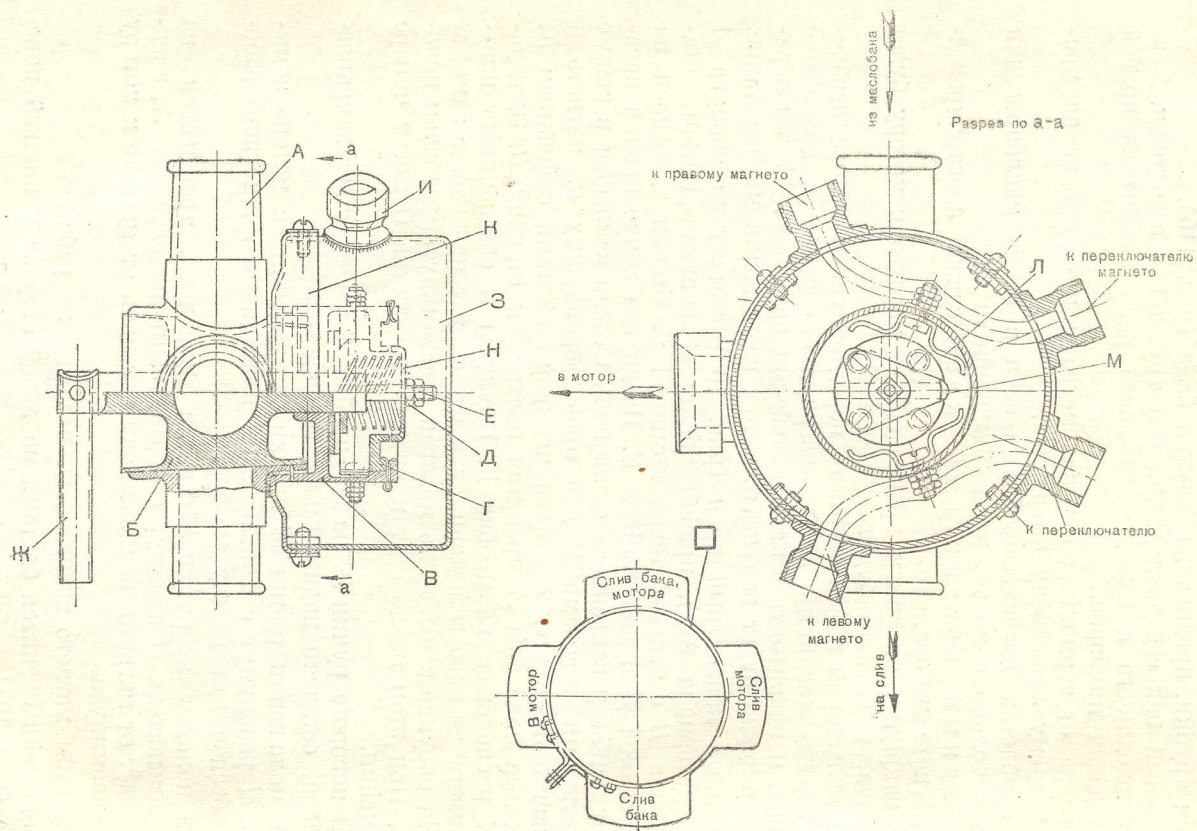


Рис. 108. Масляный контактный кран (в рабочем положении—масло поступает в мотор).

Во избежание этого требуется внимательное наблюдение со стороны технического персонала. В дальнейшем вводятся изменения в конструкцию маслокрана, обеспечивающие большую надежность его работы.

Масляный бак емкостью 29 л (рис. 109) расположен спереди противопожарной перегородки.

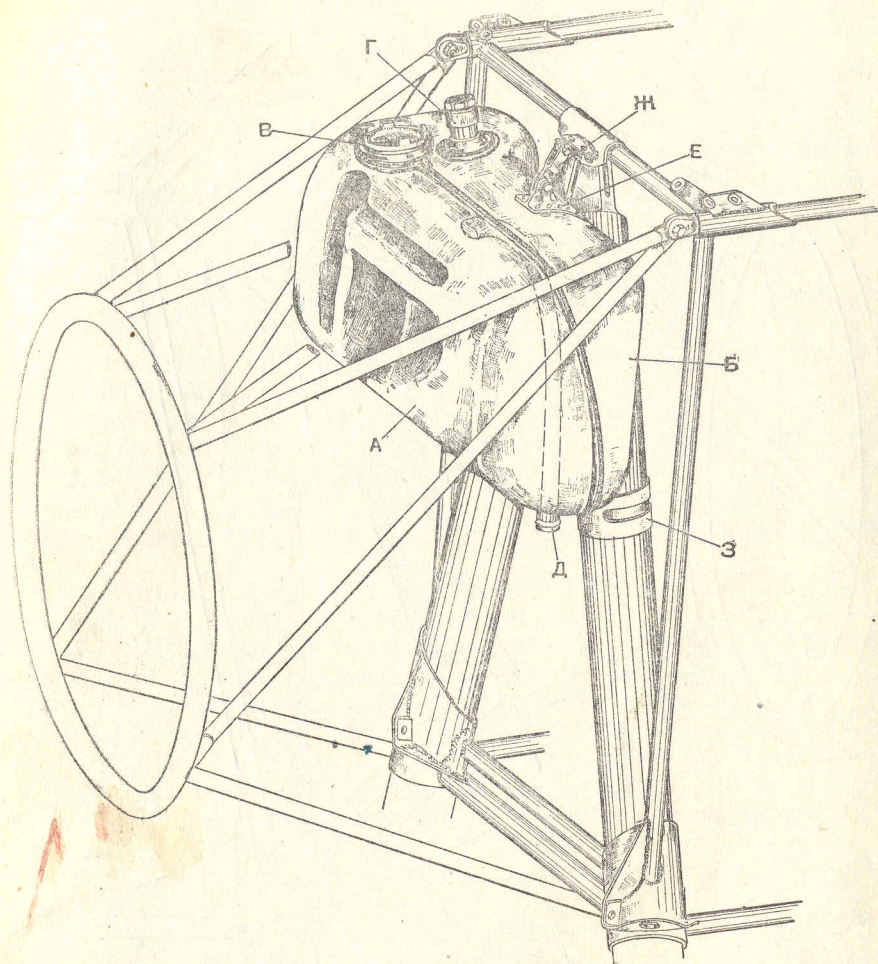


Рис. 109. Установка масляного бака (1-й вариант).

Бак сварен из листового металла марки АМЦП толщиной 1,5 мм. Он состоит из двух половин А и Б.

Сверху бак имеет заливную горловину В с фильтром, закрываемую пробкой.

Под фланец пробки поставлена резиновая прокладка диаметром  $64 \times 72$  мм, за исправностью которой необходимо следить при эксплуатации масляной системы.



Рядом с горловиной приварен штуцер *Г* для дренажной трубки. Снизу бака приварен штуцер, через который выходит конец внутренней приемной трубки бака *Д* для присоединения трубки, подающей масло из масляного радиатора.

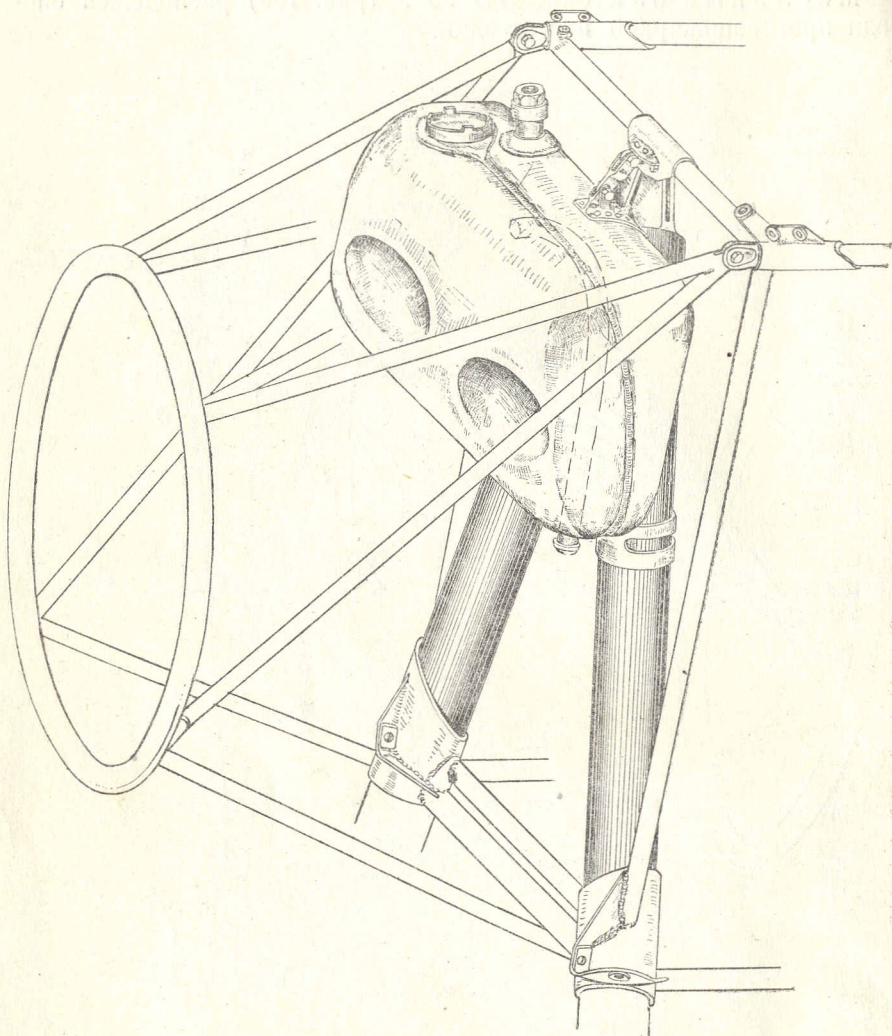


Рис. 110. Установка масляного бака (2-й вариант).

Сверху бак крепится болтами при помощи кронштейна *Е* и соединительной сержки *Ж* к среднему узлу верхней поперечины рамы 1—2 фюзеляжа.

Снизу по углам бака приклепаны кронштейны, которые скреплены болтами с хомутами *З*, установленными на картерах ног шасси.

В самолетах последующих выпусков снята задняя выколотка масляного бака для более удобного подхода к штуцерам для подкачки воздуха в амортизаторы ног шасси. Изменены габаритные размеры бака, его форма (рис. 110) и емкость (вместо 29 л вмещается 30 л).

## 9. Управление самолетом

### *Ручное управление*

Ручное управление (рис. 111) включает управление рулем высоты и управление элеронами.

Управление рулем высоты жесткое, состоит из трех трубчатых тяг *А*, *Б* и *В*, свободные концы которых шарнирно соединены с ручкой управления и с рычагом руля высоты.

Средние шарниры соединения тяг поддерживаются качалками *Г* и *Д*, установленными на рамах 7—8 и 11—12 фюзеляжа.

Руль высоты снабжен механически управляемыми флетнерами (рис. 56—60).

Управление элеронами жесткое, состоит из соединительных трубчатых тяг, рычагов и качалок.

От рычагов *Е* продольной трубы *Ж* ручного управления по обеим сторонам фюзеляжа идут трубчатые тяги *З* к качалкам, укрепленным на нижних концах стоек центроплана. Другие концы этих качалок связаны тягами *И* с качалками *К*, передающими движение через промежуточные качалки *Л* к горизонтальным тягам *М* и *Н*.

Свободный конец тяги *Н* связан с качалкой *О*, соединенной трубкой *П* с рычагом элерона.

На самолетах последующих выпусков, в целях меньшего давления на ручку управления и уменьшения люфтов и мертвого хода ручки управления, произведены следующие изменения:

1. Поставлены шариковые подшипники во всех шарнирных соединениях тяг управления, идущих от качалки ручного управления к механизмам управления элеронами, расположенным в крыльях.

2. Применен 2-й класс точности для допусков всех шарнирных соединений.

3. Изменен наконечник тяги, соединяющей механизм управления элеронами с рычагом элерона.

Установка ручного управления (рис. 112) состоит из хромомолибденовой трубы *А* диаметром 35 × 32 мм, усиленной наконечниками, концы которых вращаются в шариковых подшипниках *В* и *В*, укрепленных в кронштейнах у рам 3—4 и 5—6 фюзеляжа.

К переднему наконечнику трубы *А* приварен хромомолибденовый рычаг *Г*, к вилкам которого присоединяются болтами *Д* концы тяг управления элеронами.

Задний наконечник трубы *А* шарнирно связан болтом *Е* с хромомолибденовым стаканом *Ж* ручки управления.



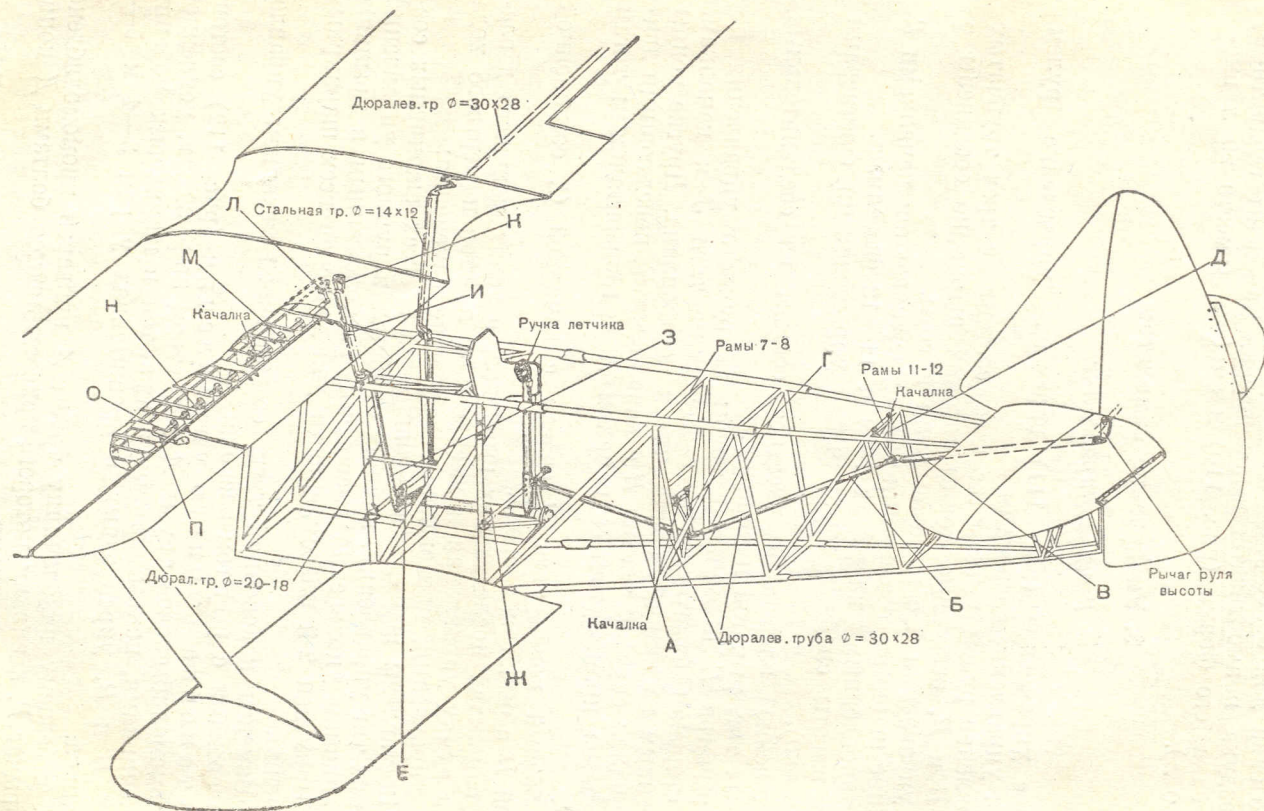


Рис. 111. Схема ручного управления,

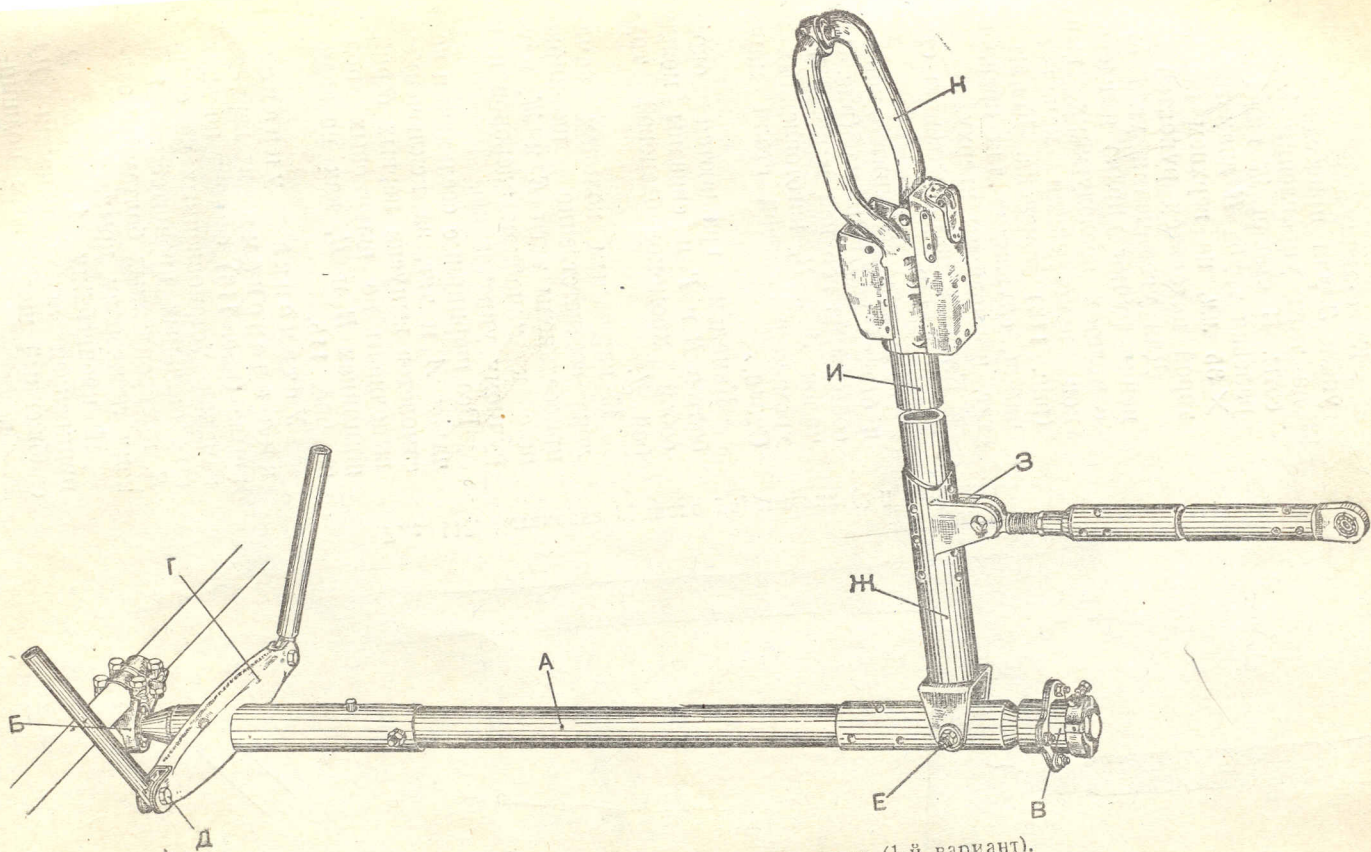


Рис. 112. Установка ручного управления (1-й вариант).



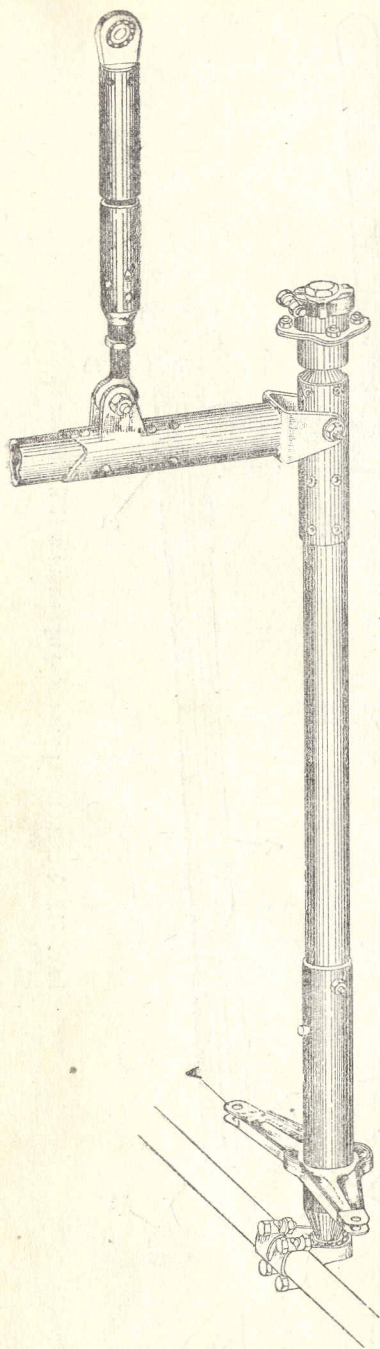


Рис. 113. Установка ручного управления (2-й вариант).

К стакану *Ж* приварены ушки *З* для присоединения конца тяги управления рулем высоты. В стакан *Ж* вклепана дюралева труба *И* диаметром  $40 \times 35$  мм, на верхнем конце которой находится рукоятка *К*.

Для увеличения угла отклонения ручки вправо и влево на самолетах последующих выпусков конструкция качалки *А* (рис. 113) изменена. Концы качалки, служащие для крепления тяг, приподняты кверху.

Качалка изготовлена из стали марки С6140.

Установка соединительной тяги в стойке центроплана (рис. 114) состоит из верхней и нижней качалок *А* и *Б*, изготовленных из хромомолибденовой стали марки С2546.

Качалки вращаются около болтов *В* и *Г* и связаны между собой хромомолибденовой трубой *Д*.

К наружным кольцам качалок соответственно шарнирно присоединены тяги *Е* и *Ж*, идущие к качалкам элеронов и к ручному управлению.

Все шарнирные соединения качалок *А* и тяг, за исключением самолетов выпуска первых серий, выполнены на шариковых подшипниках *В* и *В*, как показано на рис. 115.

Установка управления элеронами в верхнем крыле (рис. 116) состоит из двух качалок, установленных на сварных стальных кронштейнах *А* и *Б*, прикрепленных болтами к заднему лонжерону крыла.

К кронштейну *А* болтом *В* прикреплен конец качалки *Г*, снабженный шариковым подшипником.

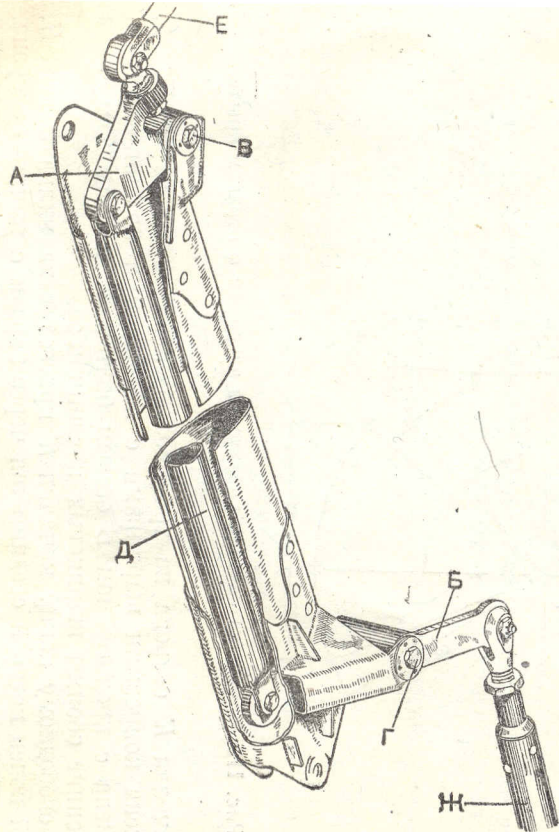


Рис. 114. Установка соединительной тяги в стойке центроплана (1-й вариант).

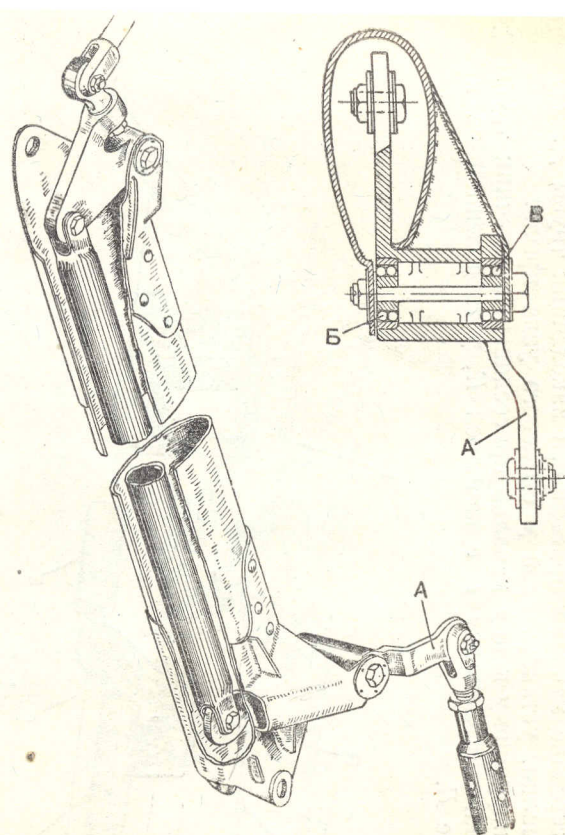


Рис. 115. Установка соединительной тяги в стойке (2-й вариант).



Качалка Г изготовлена из стали марки С2550.

К середине качалки присоединен наконечник трубы Д, идущей от качалки, установленной у стыкового узла крыла.

К наружному концу качалки присоединен наконечник трубы Е, связывающий качалку Г с качалкой К, установленной на кронштейне В.

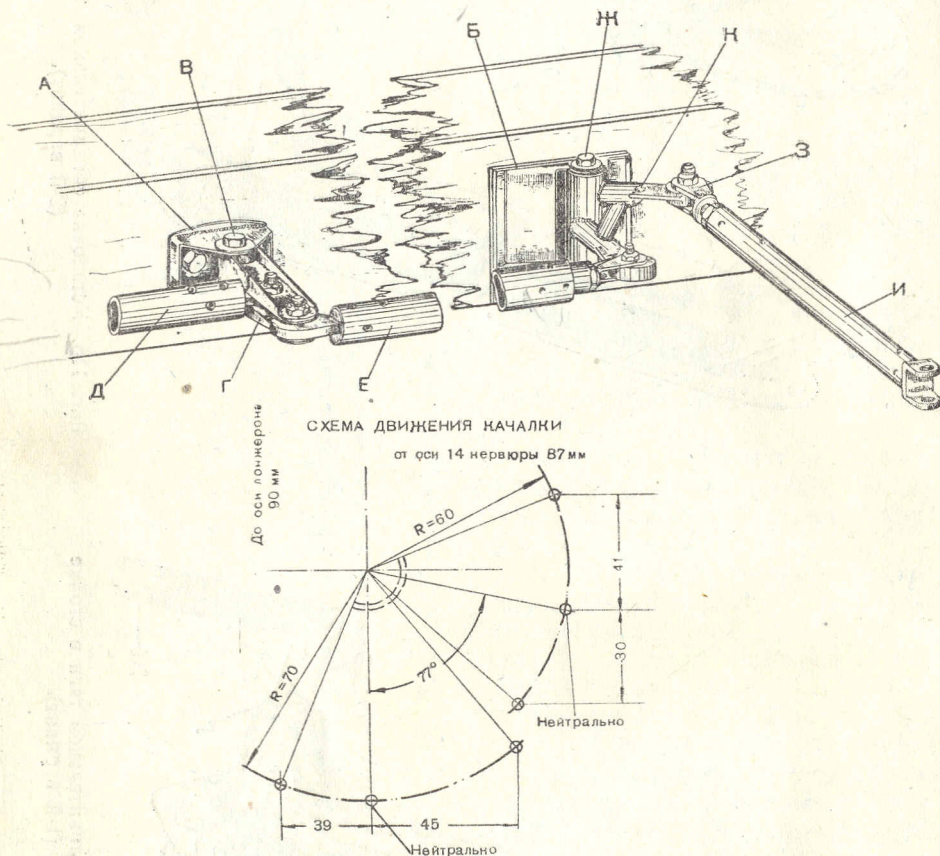


Рис. 116. Установка качалок управления элероном в верхнем крыле.

Качалка К сварена из хромомолибденовых труб марки С7360, снабжена концевыми шарнирами с шариковыми подшипниками и соединена с кронштейном В осевым болтом Ж, проходящим через внутренние обоймы шариковых подшипников.

К свободному концу качалки К присоединена вилка З тяги И, другой конец которой соединяется через кардан с рычагом элерона.

При нейтральном положении рычаг качалки, присоединяющий трубу Е, перпендикулярен к лонжерону, а другой рычаг, служащий для присоединения тяги к элерону, составляет с ним угол в  $77^\circ$ .

Указанная установка качалки *К*, а также установка промежуточной качалки *Л* (рис. 111) и качалки *А* (рис. 113), ручного управления создают дифференциацию в управлении элеронами, обеспечивая отклонение элеронов вверх на  $27^\circ$  и вниз на  $18^\circ$ .

Конструкция вильчатого наконечника соединительной тяги элерона (рис. 117) на самолетах последующих выпусков изменена,

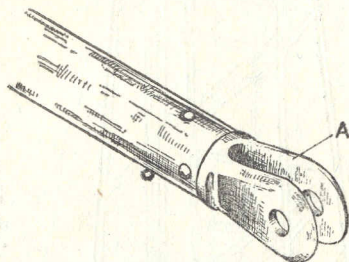


Рис. 117. Соединительная тяга управления элероном.

так как в месте соединения наконечника *А* с концом рычага элерона поставлен сферический подшипник вместо карданного соединения.

### *Ножное управление*

Схема ножного управления (рис. 118) состоит из педали, от которой идет тросовая проводка к рычагам, укрепленным на лонжероне руля поворота.

Тросы направляются роликами, расположенными у рам 5—6 и 7—8 фюзеляжа.

У роликов, расположенных на полу у рамы 5—6, под тросы поставлены текстолитовые прокладки.

Ролики у рамы 5—6 крепятся к каркасу пола. У рамы 7—8 ролики крепятся на кронштейнах к подкосам рамы.

В эксплуатации был обнаружен прогиб кронштейна для крепления роликов на раме 7—8 фюзеляжа, а также трение тросов о подкосы стабилизатора, поэтому на самолетах последующих выпусков изменена конструкция направляющих роликов *А* (рис. 119), через которые проходят тросы от ножных педалей *В* к рычагам *В* руля поворота.

Ролики *А* изготовлены из дюралю. Они имеют больший диаметр, по сравнению с роликами, устанавливаемыми на самолетах первого выпуска. Обоймы роликов *А* шарнирно укреплены на кронштейнах *Г*, имеющих большой вынос для того, чтобы обеспечить меньший изгиб тросов *Д*.



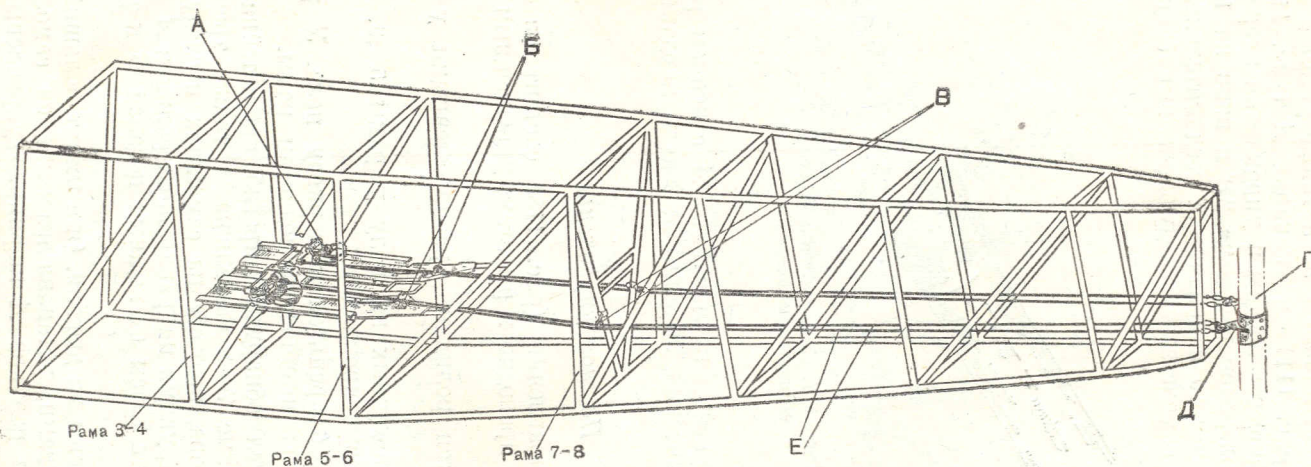


Рис. 118. Монтажная схема ножного управления (1-й вариант).

А—ножная педаль, Б—направляющие тросов (фибра), В—ролики, Г—лонжерон руля поворота, Д—рычаг руля поворота,  
Е—трос диаметром 2 мм, длиной 3400 мм.

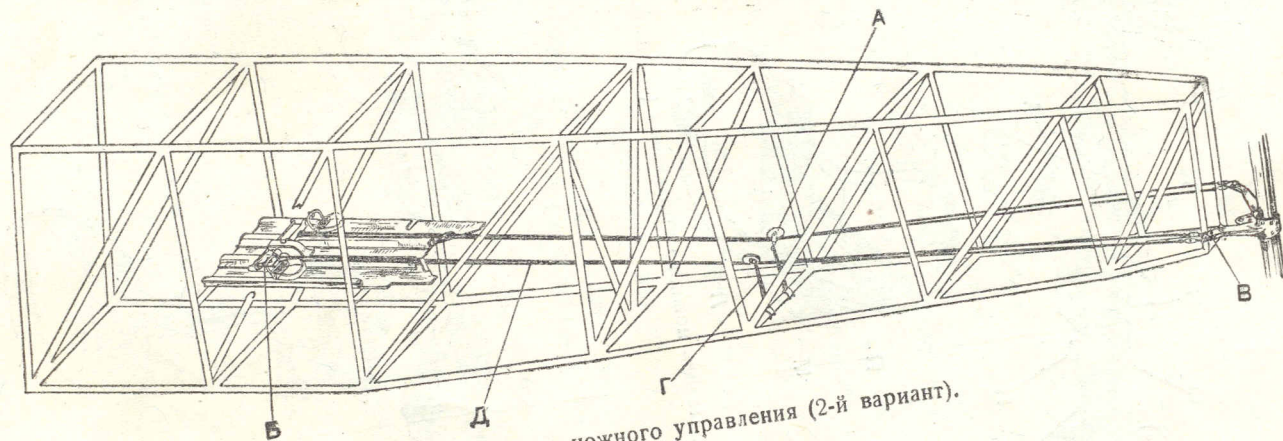


Рис. 119. Схема ножного управления (2-й вариант).



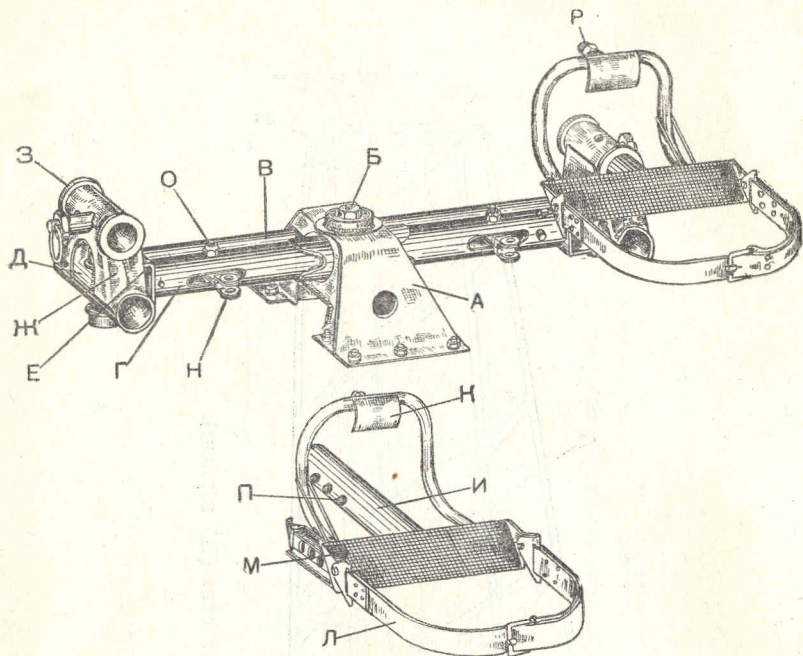


Рис. 120. Педаль ножного управления (1-й вариант).

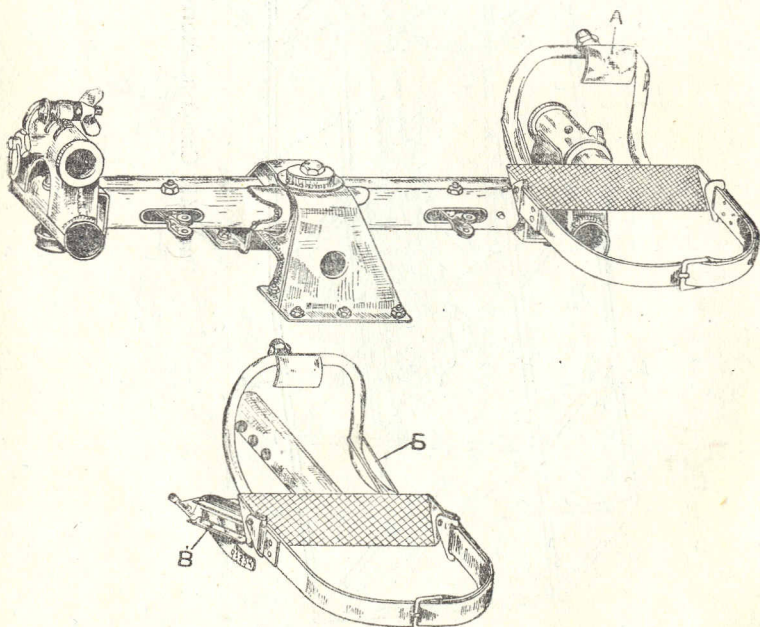


Рис. 121. Педаль ножного управления (2-й вариант).  
А—тормозная педалька, Б—пружинка педальки, В—ограничитель.

Педаль ножного управления (рис. 120) установлена на кронштейне *А*, сваренном из 1-мм стали марки С2550.

Болтом *Б*, снабженным шариковыми подшипниками, педаль шарнирно закреплена на кронштейне *А*.

Педаль состоит из сваренных между собою хромомолибденовых труб *В*, *Г* и *Д*, образующих рамку, усиленную угольниками *Е* и накладками *Ж*.

Сверху к накладкам *Ж* приварены втулки *З*, в которые входят хвостовики упоров для ног, переставляемые на различную длину в соответствии с ростом летчика и крепящиеся стопорами.

Упор для ноги имеет педальку *К* для включения тормоза шасси и ремешок *Л*, предохраняющий ногу от соскальзывания с гофрированной подушки упора *М*.

Для крепления тросов к педали служат серезжки *Н*, укрепленные болтами *О* (управление тормозами см. рис. 64 и 70).

Тормозные педальки (рис. 121) на самолетах последующих выпусков смещены ближе к наружной стороне, во избежание касания их о тяги управления элеронами при отклонении педали ножного управления. Кроме того, задевание тормозной педали о тяги управления элеронами можно устранить (рис. 120), заделав отверстие *П* хвостовика упора *И*, опилив свободный конец болта *Р* панели (подробное описание переделок см. в «Инструкции по регулировке и эксплуатации тормозов», кн. 2, ч. 2).

### Управление мотором

Управление мотором (рис. 122) состоит из секторов управления, установленных на левом верхнем лонжероне за рамой 5—6, и проводки.

Проводка от секторов тросовая, диаметром 3,5 мм. Она заключена в дюралевые трубки диаметром  $8 \times 6$  мм, которые поддерживаются кронштейнами *А*, *Б*, *В* и *Г*.

Кронштейны установлены на левых боковых подкосах фюзеляжа и моторной рамы.

Концы тяг подведены к расположенным на моторе рычагам управления газом и зажиганием.

Ручка высотного газа связана с ручкой нормального газа таким образом, что нельзя открыть высотный газ при закрытом нормальном газе.

Секторы управления (рис. 123) установлены на общей оси *А*, приваренной к хомуту *К*.

Секторы изготовлены из дюраля толщиной 4 мм. Они имеют втулки *Б* и *В* для присоединения наконечников тяг, идущих к мотору.

Ручки секторов газа расположены внизу. Ручка сектора зажигания направлена вверх.

На верхнем конце сектора нормального газа болт *Г* фиксатора входит головкой в углубление пластинки *Д*.



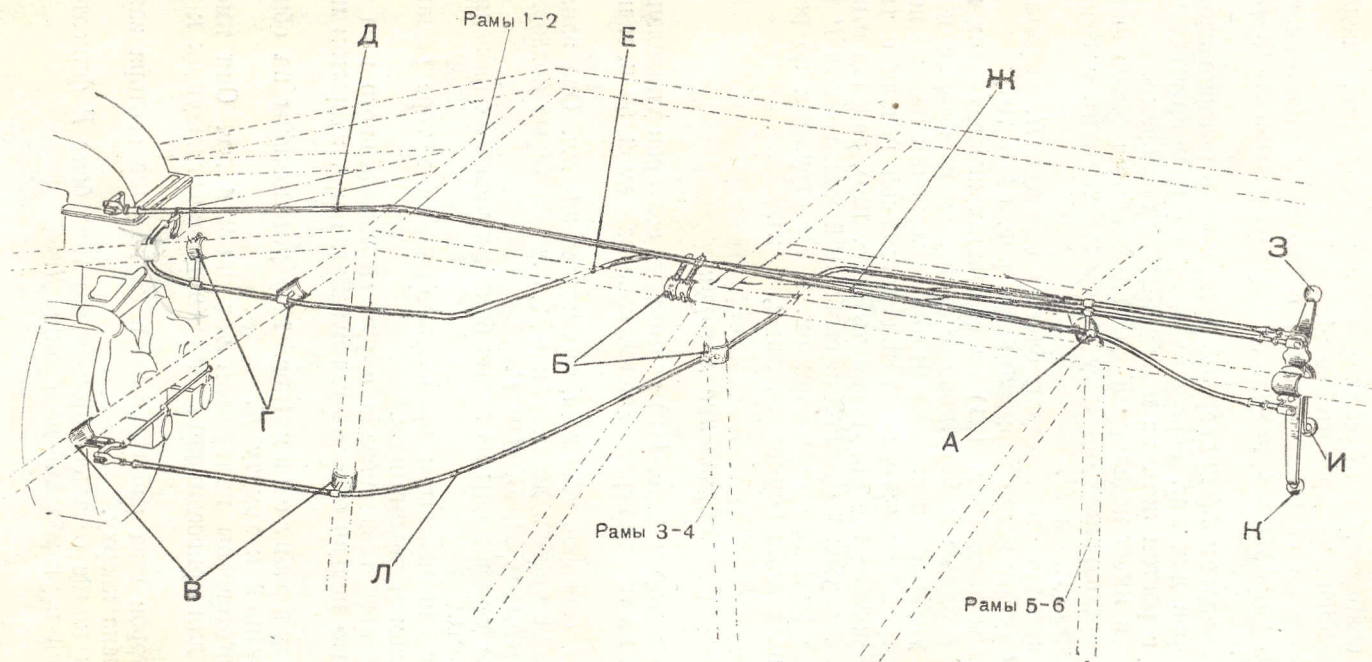


Рис. 122. Управление мотором.

А, Б, В, Г—кронштейны, Д—тяги высотного газа, Е—тяги нормального газа, Ж—жесткий трос в дюралевой трубке, З—сектор опережения зажигания, И—сектор нормального газа, К—сектор высотного газа, Л—тяги опережения зажигания.

Секторы разделены прокладками *Е* и *Ж*. Они крепятся на оси *А* колпачком *З*, который контрится шурупом *И*.

На самолетах последующих выпусков, в целях более удобного пользования, конструкция секторов управления изменена (рис. 124).

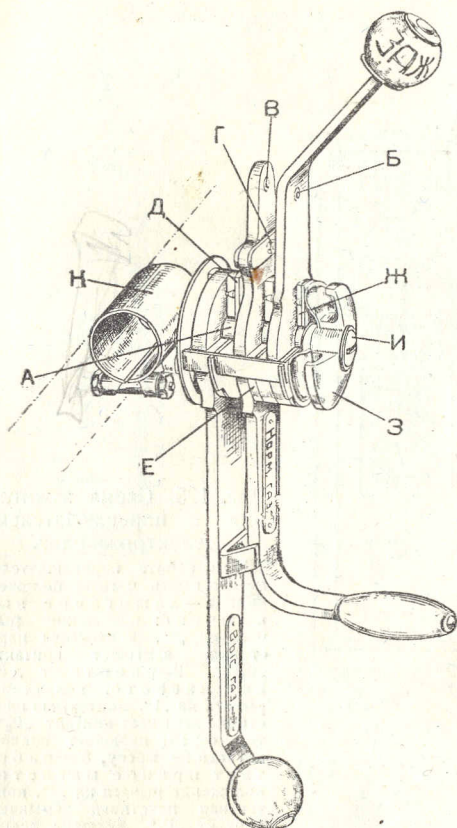


Рис. 123. Сектор газоправления (1-й вариант).

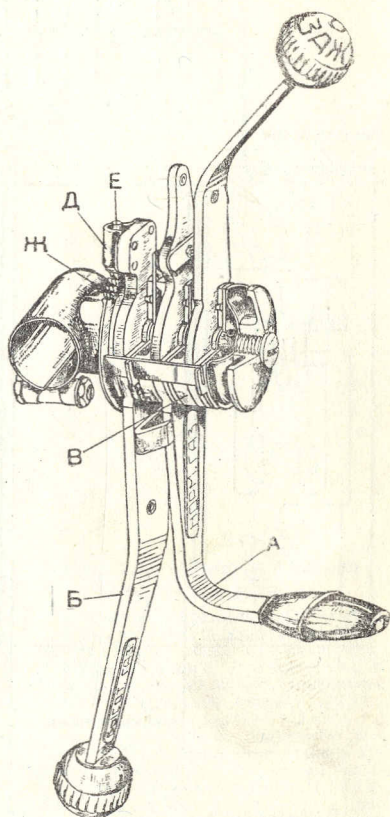


Рис. 124. Сектор газоправления (2-й вариант).

Ручка *А* сектора нормального газа удлинена. Ручка *В* высотного газа изогнута в направлении, противоположном ручке нормального газа. Для более четкой фиксации ручки высотного газа в нужном положении добавлена в верхней части сектора трещотка.

Для более удобного присоединения наконечника тяги нормального газа увеличен зазор между секторами нормального газа и зажигания посредством шайбы *В*.

Трещотка состоит из кронштейна *Д*, штыря *Е*, входящего в углубления между зубьями сектора *Ж*, приваренного к шайбе, сидящей на оси. Штырь *Е* прижимается к сектору внутренней пружинкой.



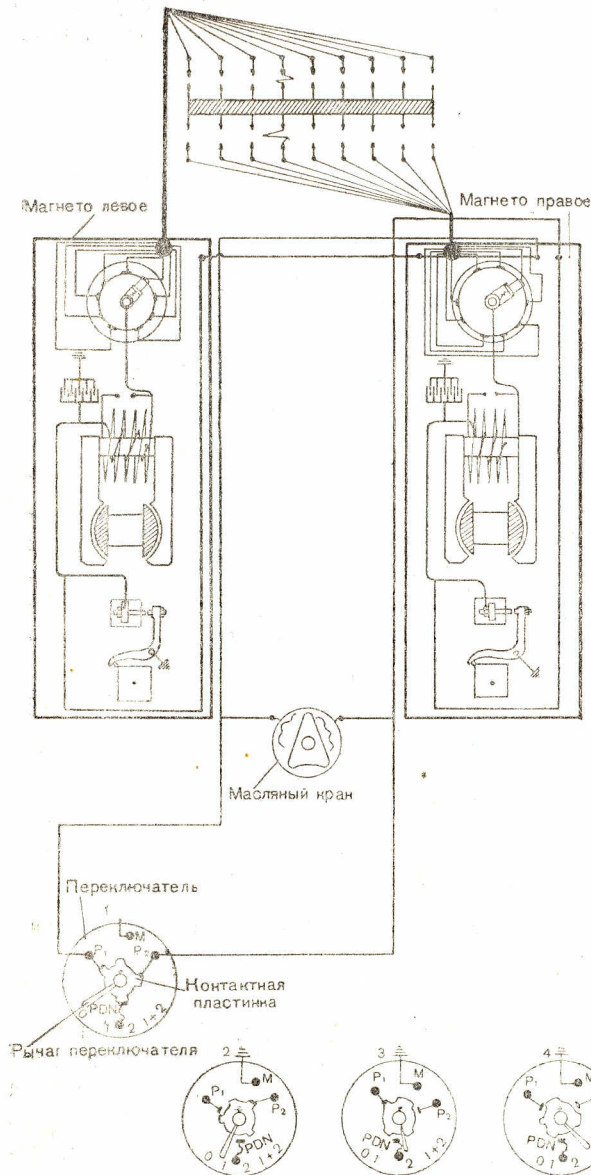


Рис. 125. Схема зажигания с переключателем „электроставода“.

1. В работе переключателя можно иметь четыре положения; 1 — зажигание включено: положение рычага на „0“, контактная пластинка замыкает контакт „P<sub>1</sub>P<sub>2</sub>“, 2 — работает левое магнето: положение рычага на „1“, контактная пластинка замыкает контакт „P<sub>2</sub>“, тем самым включает правое магнето на массу, 3 — работает правое магнето: положение рычага на „2“, контактная пластинка замыкает контакт „P<sub>1</sub>“, включая левое магнето на массу, 4 — работают 2 магнето: правое и левое. Контактная пластинка не замыкает контактов.

II. В цепь зажигания включен масляный кран как предохранитель. Масляный кран имеет переключатель. В момент, когда кран закрыт (масло не поступает в мотор), переключатель включает все магнето на массу, тем самым не дает возможности завести мотор.

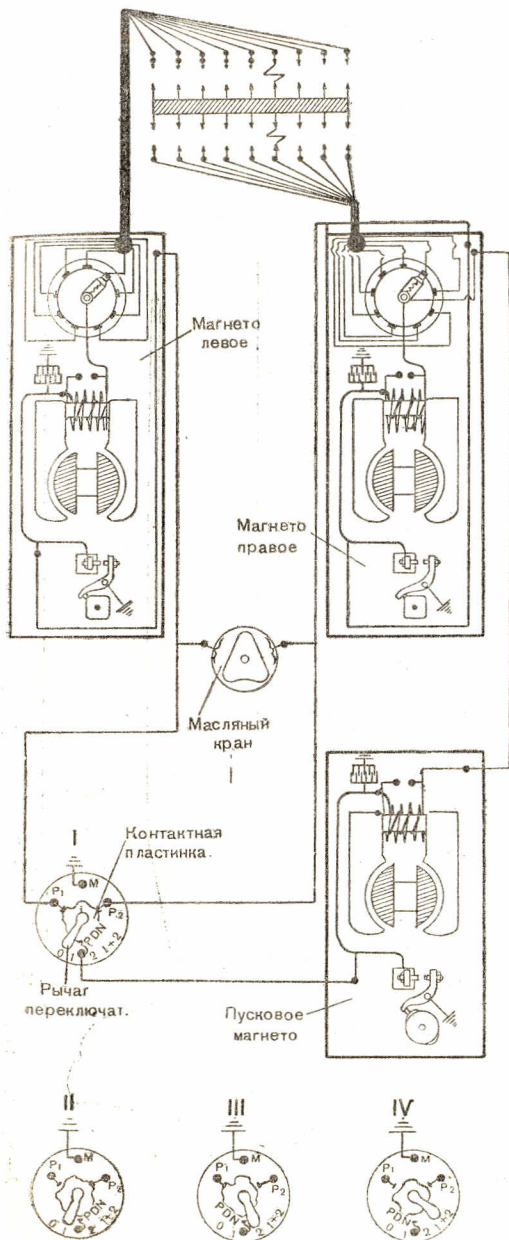


Рис. 126. Схема зажигания пускового магнето.

1. Работа переключателя магнето „Электрозавода“. В работе переключателя можно иметь 4 положения: I — зажигание выключено: положение рычага на „0“, контактная пластинка замыкает контакт „РДН“, „Р<sub>1</sub>“ и „Р<sub>2</sub>“ на массу, II — работает левое магнето: положение рычага на „1“, контактная пластинка замыкает контакт „Р<sub>2</sub>“, тем самым включая правое магнето на массу, III — работает правое магнето: положение рычага на „2“, контактная пластинка замыкает контакт „Р<sub>1</sub>“, включая левое магнето на массу, IV — работают два магнето: правое и левое. Контактная пластинка не замыкает проводов.

2. Работа пускового магнето может происходить только при двух положениях рычага переключателя, когда рычаг стоит на „2“ и „1+2“.

3. В цепь зажигания включен масляный кран как предохранитель. Масляный кран имеет переключатель. В момент, когда кран закрыт (масло не поступает в мотор), переключатель включает все магнето на массу и тем самым не дает возможности завести мотор.



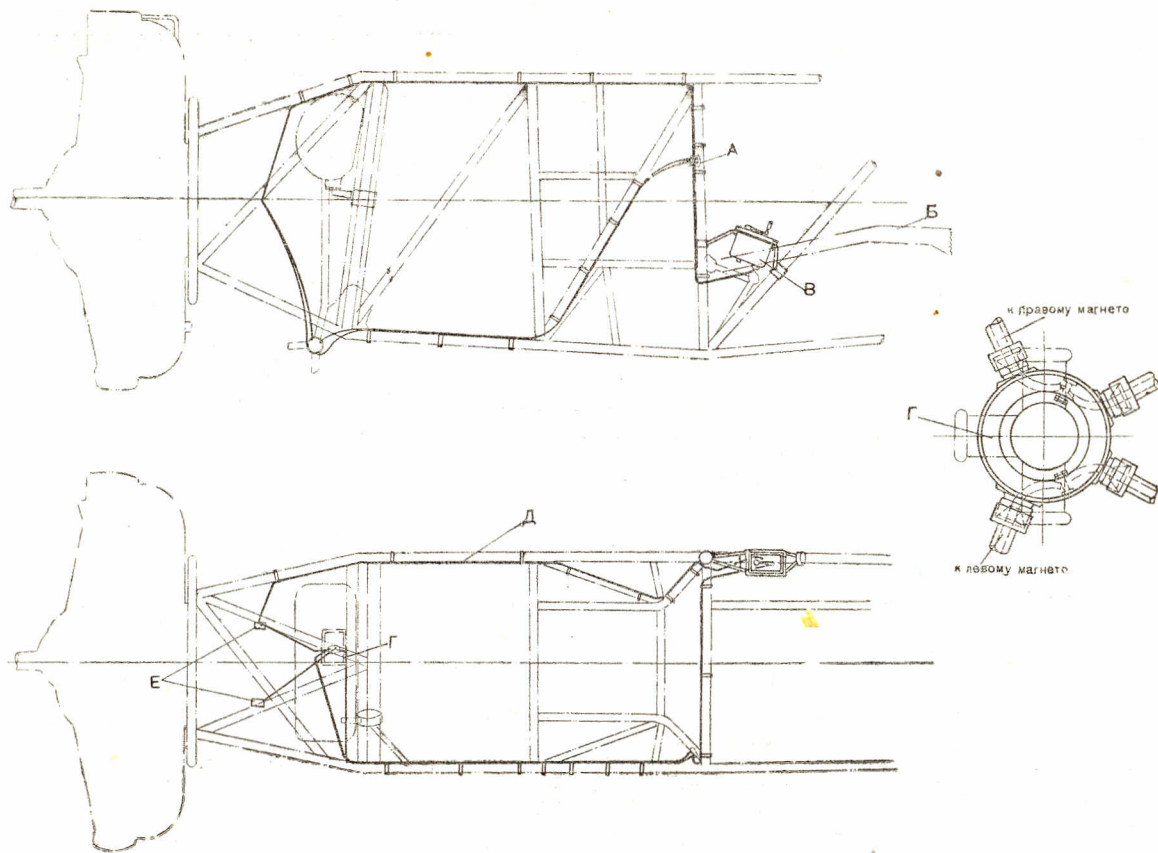


Рис. 127. Монтажная схема зажигания и установка пускового магнето.

А—переключатель, Б—балка сидения, В—пусковое магнето, Г—масляный кран, Д—провод Гуппера в экранированной оболочке, Е—рабочее магнето.

## *Управление зажиганием*

Зажигание смеси в цилиндрах производится при помощи двух рабочих магнето, установленных на задней крышке картера мотора.

Правое магнето работает на передние свечи, левое магнето — на задние свечи.

Оба магнето имеют такое же число оборотов, как и коленчатый вал мотора.

В систему зажигания на самолетах первого выпуска (рис. 125) включена пусковая катушка КП-11, смонтированная вместе с самопуском РИ.

Пусковая катушка КП-11 служит для искрообразования во время запуска мотора.

В цепь зажигания включен масляный кран (рис. 108).

Переключатель магнето установлен на доске приборов.

На нем нанесены метки: «0», «1», «2», «1 + 2», показывающие соответственно, что при «0» магнето выключены, «1» — работает левое магнето, «2» — работает правое магнето и «1 + 2» — работают оба магнето.

На самолетах последующих выпусков схема зажигания (рис. 126 и 127) изменена ввиду снятия стартера РИ и пусковой катушки КП-11.

Для запуска мотора поставлены самопуск со сжатым воздухом (рис. 95) и пусковое магнето.

Назначение магнето — давать искру в цилиндры мотора при запуске.



## Глава II

### ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Оборудование самолета состоит из аэронавигационного, вспомогательного, кислородного и электрооборудования.

#### 1. Аэронавигационное оборудование

Аэронавигационное оборудование состоит из приборов, смонтированных на общей приборной доске<sup>1</sup>.

На самолетах И-15бис установлены приборные доски двух типов, отличающихся разным количеством и перекомпоновкой приборов (рис. 128 и 129). Ниже приводится таблица, в которой указывается количество приборов.

№ по пор.	Наименование прибора	Количество		Примечание
		на доске 1-го типа	на доске 2-го типа	
1	Ручка управления заслонкой ма- слорадиатора . . . . .	1	—	На 2-м типе самоле- тов ручка перенесена в другое место (рис. 91).
2	Ручка управления пожарного крана . . . . .	1	—	То же (рис. 97).
3	Мановакуумметр стандартный со шкалой от 300 до 1200 мм ртутного столба . . . . .	1	1	Экранированный.
4	Переключатель магнето . . . . .	1	1	
5	Тахометр центробежный со шка- лой 2200 об/мин. . . . .	1	1	
6	Указатель скорости со шкалой до 450 км, стандартный . . . . .	1	1	

<sup>1</sup> На первых выпусках самолетов при наличии электростартера РИ и электросбрасывателя ЭСБР-ЗП на приборной доске были дополнительно установлены следующие приборы: вольтметр типа 4 МА с экраном, выключатель обогрева ЭСБР-ЗП типа тумблер, выключатель электростартера типа тумблер, ручка управления электростартером. На следующих выпусках самолетов эти приборы сняты.

№ по пор.	Наименование прибора	Количество		Примечание
		на доске 1-го типа	на доске 2-го типа	
7	Высотомер 2-стрелочный со шка- лой до 12 км, стандартный . . . . .	1	—	
8	Высотомер однострелочный со шкалой до 12 км, стандартный . . . . .	—	1	
9	Компас КИ-6, стандартный . . . . .	1	—	
10	Компас КИ-6, стандартный . . . . .	—	1	Со специальным при- способлением для устра- нения четвертной девиа- ции.
11	Указатель поворота образца 1937 г. . . . .	1	1	С трубкой Вентури.
12	Термопара до 350°C . . . . .	1	1	С экраном.
13	Вариометр на 30 м/сек, стандарт- ный . . . . .	1	1	С термосом и про- водкой.
14	Бензиномер гидростатический . . . . .	1	1	См. рис. 97а.
15	Часы АЧО . . . . .	1	1	С обогревом.
16	Манометр масла со шкалой до 15 атм., стандартный . . . . .	1	1	
17	Манометр бензина высотный (в герметическом корпусе) со шка- лой от 0 до 1 атм., стандартный . . . . .	1	1	
18	Термометр входящего масла со шкалой от 40 до 110° или от 0 до 125°, нестандартный . . . . .	1	—	
19	Термометр входящего масла (не- стандартный) . . . . .	1	—	
20	Термометр выходящего масла, стандартный . . . . .	—	1	
21	Насос гидростатического бен- зиномера . . . . .	1	1	
22	Насос для заливки бензина . . . . .	1	1	
23	Присос кислородного прибора КПА-3 . . . . .	1	1	
24	Трехходовой бензиновый кран . . . . .	1	1	
25	Электрощиток (ЭЛ-36) . . . . .	1	1	
26	Реостат кабинных ламп (РЛ-12) . . . . .	1	1	
27	Реостат освещения прицела (РЛ-12) . . . . .	1	1	
28	Выключатель фотокинопулемета типа тумблер . . . . .	1	1	

Приборная доска сделана из 1,5-мм листового дюрала, имеет отбортовку по краям шириной 12 мм для жесткости. Боковины доски отогнуты внутрь кабины (рис. 130).

Приборная доска А (рис. 130, 131) устанавливается впереди рамы 5—6 с углом наклона 8° 45' для лучшего обзора приборов; верхняя часть приборной доски выступает над фюзеляжем почти до обшивки каркаса.



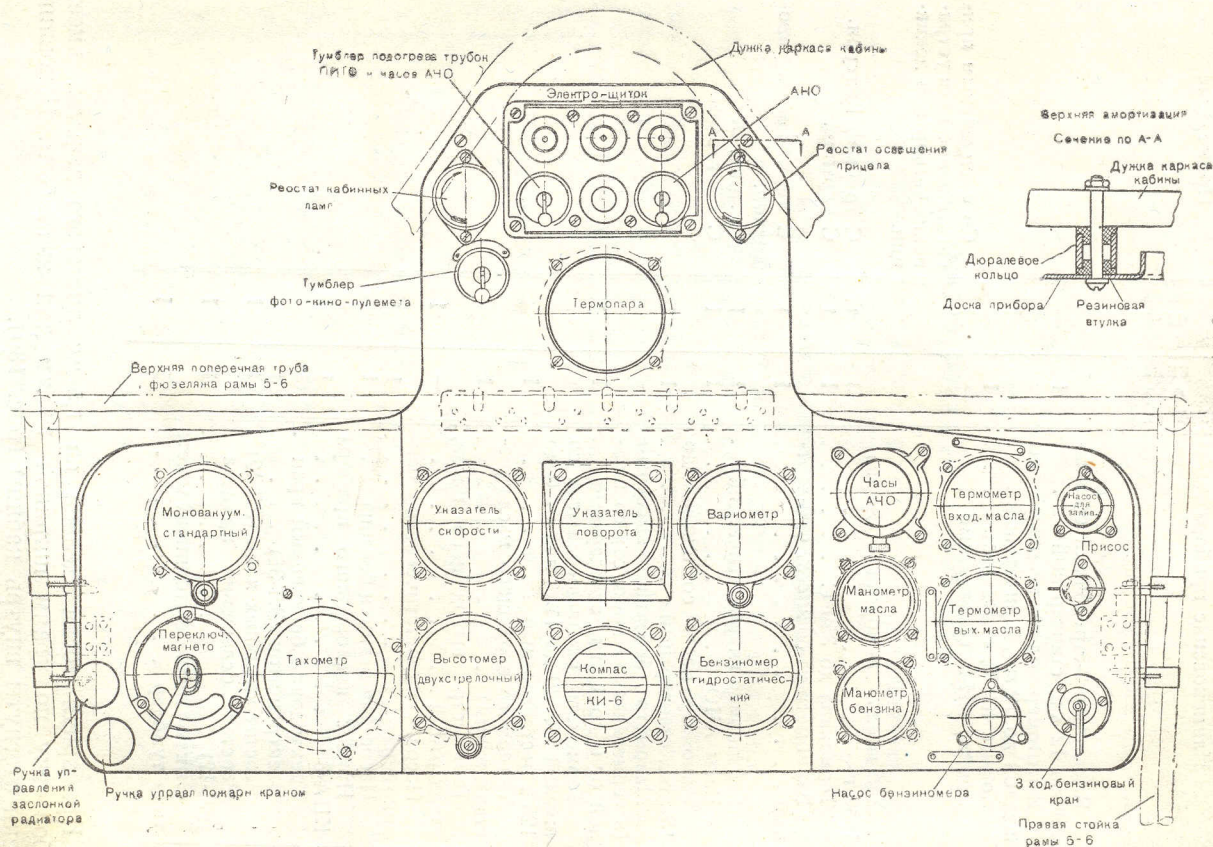


Рис. 128. Доска приборов (1-й вариант).

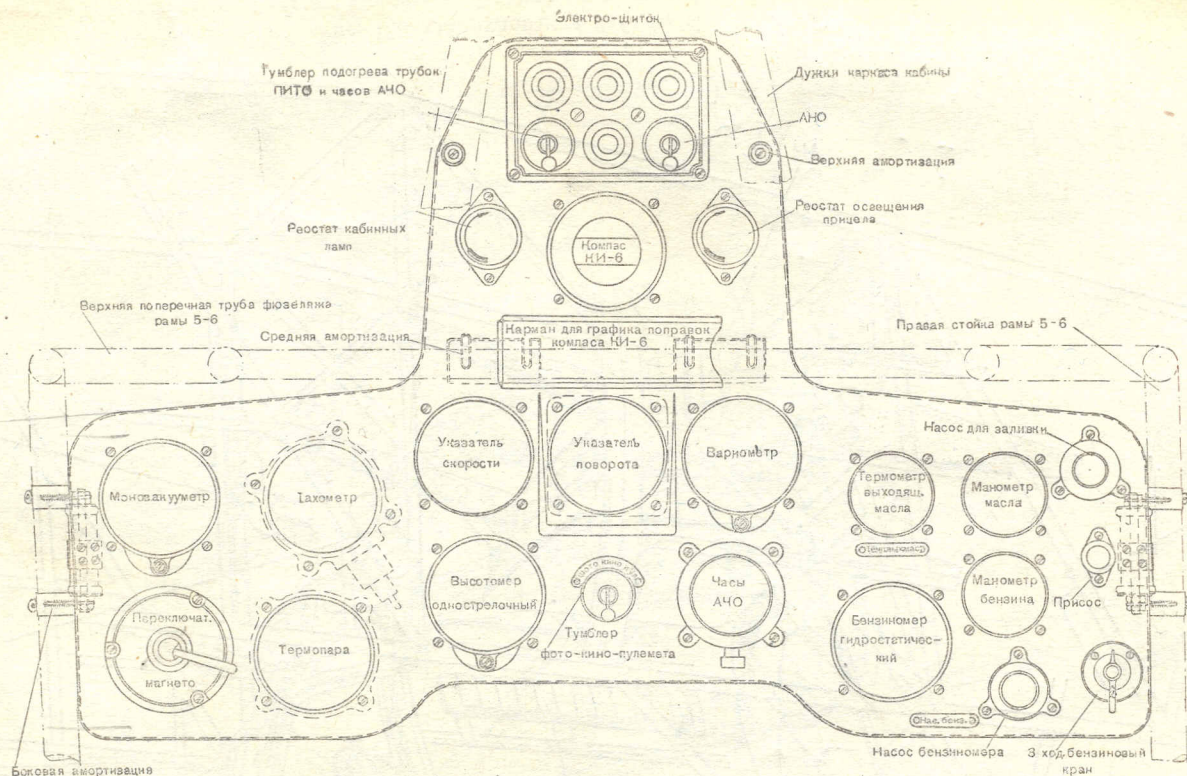


Рис. 129. Доска приборов (2-й вариант).



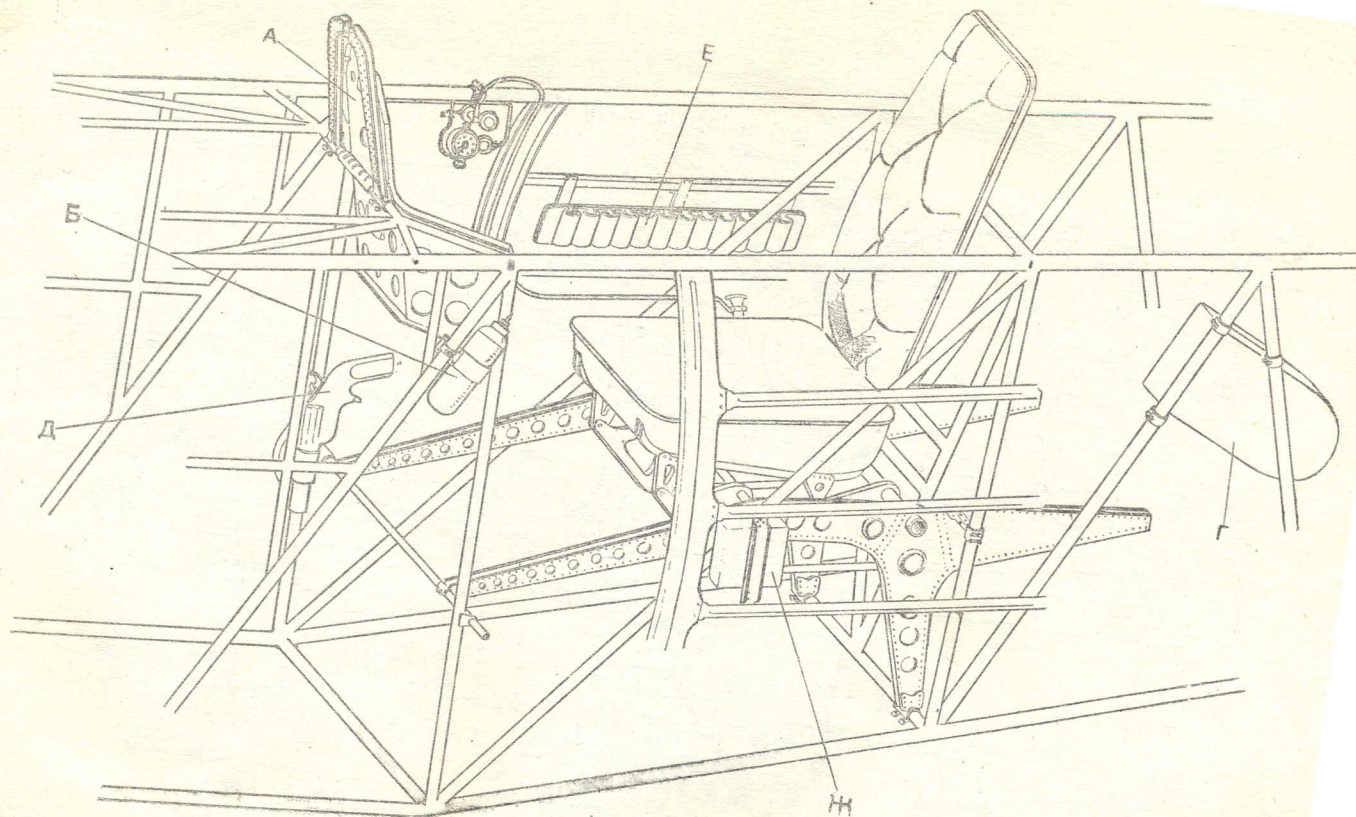


Рис. 130. Оборудование кабины (1-й вариант).  
 А—приборная доска, Б—баллон вариометра, Г—сумка для переносной лампы, Д—писто лет, Е—патронташ, Ж—аптечка

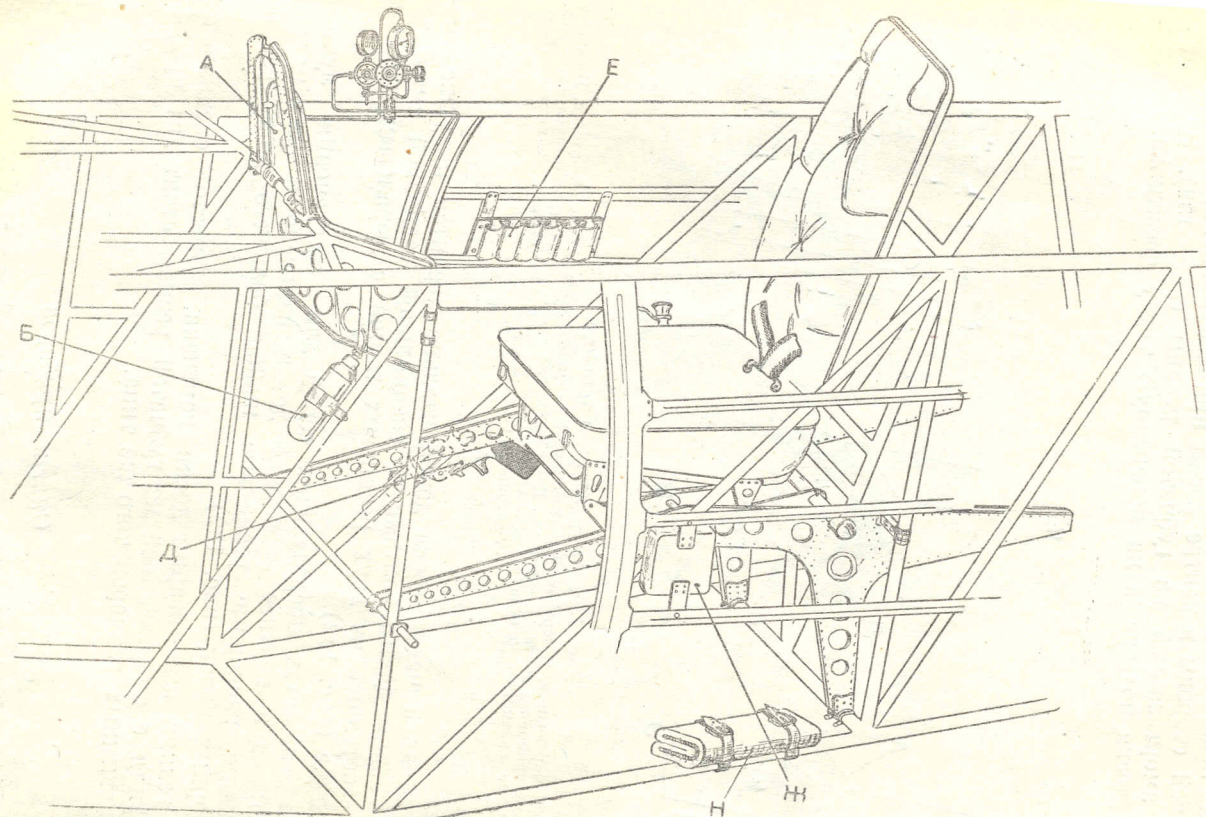


Рис. 131. Оборудование кабины (2-й вариант).



По бокам доска укреплена на специальных кронштейнах с амортизацией из резиновых колец (рис. 132), хомуты которых зажаты на стойках левого и правого борта рамы 5—6.

С задней стороны в центре доски приклепан специальный профиль с амортизацией из губчатой резины (рис. 132). За этот профиль доска подвешена на поперечную трубу фюзеляжа.

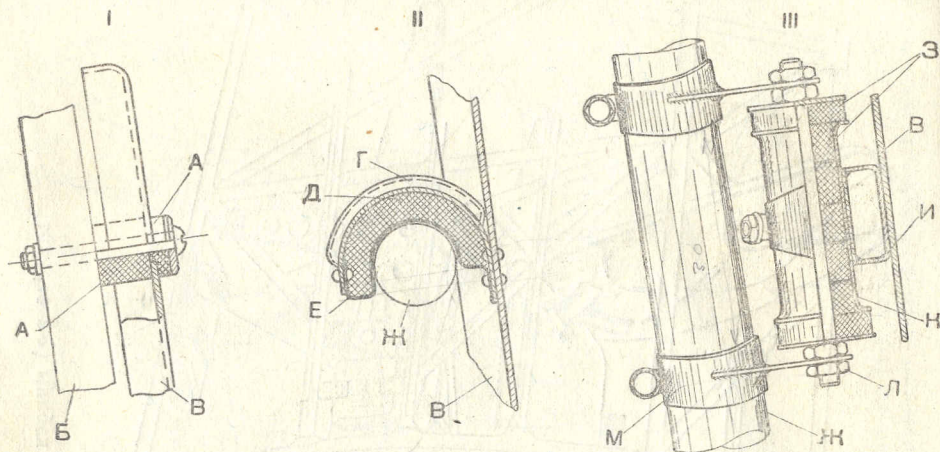


Рис. 132. Амортизаторы приборной доски.

I—верхняя амортизация, II—средняя амортизация, III—боковая амортизация, А—втулка, Б—дужка каркаса, В—приборная доска, Г—профиль, Д—губчатая резина, Е—брезент, Ж—труба фюзеляжа, З—резиновое кольцо, И—регулирующий хомут, К—металлическая втулка, Л—стяжной болт, М—кронштейн крепления.

В верхней части доска дополнительно крепится к дужке каркаса кабины двумя болтами со специальной распорной амортизацией, состоящей из двух резиновых втулок с дюралевым кольцом посредине (рис. 132).

На самолетах последующих серий для обеспечения лучшей амортизации верхнее крепление доски изменено и введены специальные распорные резиновые шайбы большего диаметра, без распорных колец (рис. 132).

Средняя амортизация доски изменена. Вместо специального профиля с амортизацией из губчатой резины стоят два профиля уменьшенных размеров того же типа.

### Снятие приборов

Для снятия приборов необходимо:

а) освободить прибор от подходящего трубопровода или проводов, если таковые имеются у снимаемого прибора;

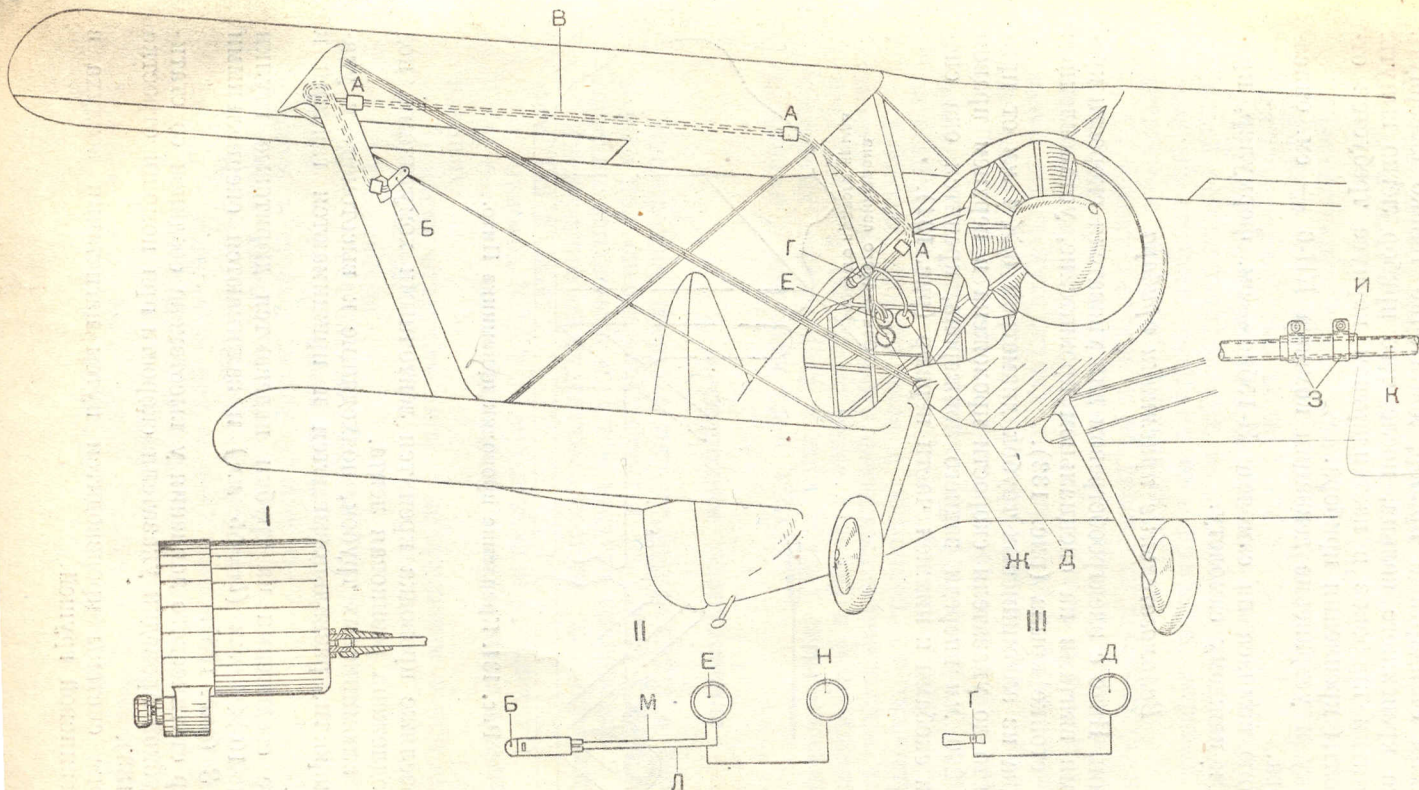


Рис. 133. Схема проводки от трубок Пито и Вентури.

А—соединение трубок проводки, Б—трубка Пито, В—алюминиевые трубки, Г—трубка Вентури, Д—указатель поворота, Е—указатель скорости, Ж—высотомер, З—затяжные хомуты, И—дирижировочная трубка, К—трубка, Л—трубка статического давления, М—трубка динамического давления, Н—указатель высоты; I—соединение трубопровода с указателем скорости и высотомером, II—принципиальная схема проводки от трубки „Пито“ к указателю скорости и высотомеру, III—принципиальная схема проводки от трубки „Вентури“ к указателю поворота.



б) снимая стандартный прибор, достаточно только вывернуть винт замка крепежного кольца, после чего прибор легко вынуть.

При снятии приборов в нестандартном корпусе требуется отвернуть болты крепления прибора.

Проверку и устранение девиации компаса КИ-6 — см. описание прибора.

Девиацию компаса на самолете И-15бис — см. формуляр, приложенный к каждому самолету.

### *Вспомогательные приемники прибора*

Приемник Пито с электрообогревом для указателя скорости крепится тремя винтами на специальном кронштейне, установленном на правой стойке крыла (рис. 133).

Проводка из алюминиевых трубок диаметром  $6 \times 4$  мм от приемника Пито до указателя скорости проложена в верхнем правом крыле на 290 мм впереди заднего лонжерона, крепится она специальными скобами к нижней части нервюра

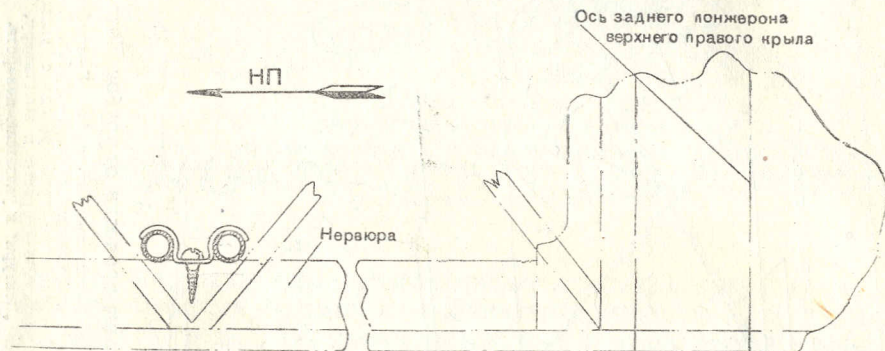


Рис. 134. Крепление проводки приемника Пито.

На фюзеляже проводка крепится ленточными хомутиками, под которые подложена резиновая лента.

Концы алюминиевых трубок, подходящие к высотомеру и указателю скорости, развальцовываются и прижимаются гайками к штуцерам.

В месте соединения на трубки надеваются дюритовые втулки диаметром  $10 \times 4$  мм ( $l=55$  мм) и зажимаются специальными хомутами 3 (рис. 133).

Штуцер статического давления у высотомера соединен со статической трубкой проводки указателя скорости при помощи отрезка (см. рис. 133).

Проверка системы производится путем нагнетания воздуха в систему резиновой грушей.

Для проверки герметичности соединений над стойкой крыла и в месте стыка крыла с центропланом необходимо снять зализы стойки и крыла и, осмотрев соединение, поставить обтекатели на место.

Термос вариометра *В* установлен на левом борту (рис. 130 и 131) и крепится на трех болтах к кронштейну с хомутом, который зажат на подкосе фюзеляжа возле рамы 5—6.

Трубка Вентури установлена на правом борту фюзеляжа, у задней стойки центроплана, на капоте, и крепится двумя болтами, один из которых скрепляет ее с профилем каркаса фюзеляжа, а другой — с обшивкой каркаса капота.

От трубки Вентури и до указателя поворота по правому борту фюзеляжа проложена одна алюминиевая трубка диаметром  $8 \times 6$  мм, которая в местах соединения с прибором и в местах срачивания имеет дюритовую втулку диаметром  $14 \times 8$  мм, зажатую по концам специальными хомутами с барашками (рис. 133).

Для лучшей обтекаемости на самолетах последующих серий зажимные хомуты у трубки Вентури сняты, и дюритовая трубка надевается внатяг.

Проводка гибкого вала с оболочкой, от тахометра к мотору, ведется по правому борту фюзеляжа с небольшим числом перегибов (радиусы изгиба не менее 100 мм) и закрепляется в противопожарных перегородках в двух точках специальными зажимными фланцами с хомутами (рис. 135).

## 2. Кислородное оборудование

Кислородное оборудование устанавливается в кабину самолета только при специальных полетах на высоту свыше 4 км для обогащения вдыхаемого пилотом воздуха кислородом.

Кислородное оборудование состоит из следующих элементов (рис. 136 и 137):

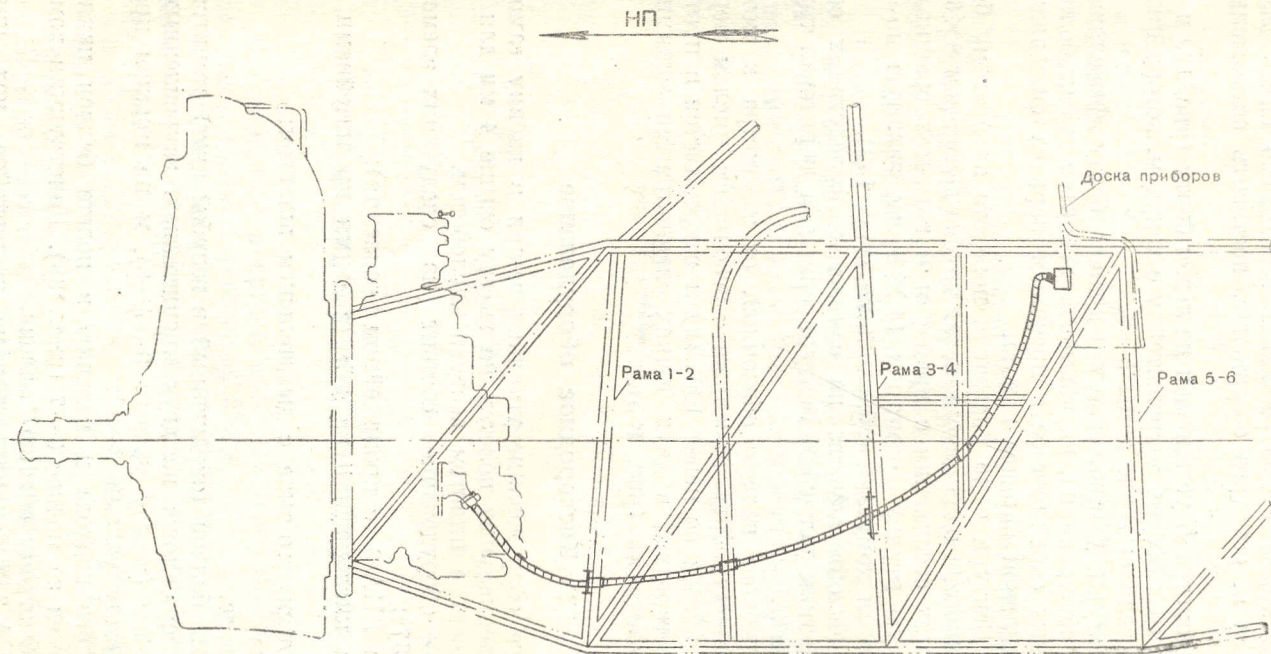
- 1) прибора КПА-3 (с кронштейном крепления);
- 2) баллона кислородного на 4 л (с двумя кронштейнами крепления);
- 3) маски открытого типа с дыхательным шлангом;
- 4) присоска;
- 5) газопровода.

Кислородный баллон (окрашенный в голубой цвет) ставится на правом борту фюзеляжа на двух кронштейнах, закрепленных на подкосе и стойке (между узлами 6—7—8), и на нижнем правом лонжероне (между узлами 6—8).

Для удобного подхода к вентилю в полете баллон наклонен вперед и вынесен за подкос 6—7 (рис. 138). Конструкция хомутов способствует быстрому снятию баллона.

Прибор КПА-3 устанавливается на кронштейне под правым верхним лонжероном, между узлами 5—7, ближе к доске приборов, под углом  $30^\circ$  к пилоту (рис. 139).





Примечание: Проводку вести по  
правому борту

Рис. 135. Установка центробежного тахометра.

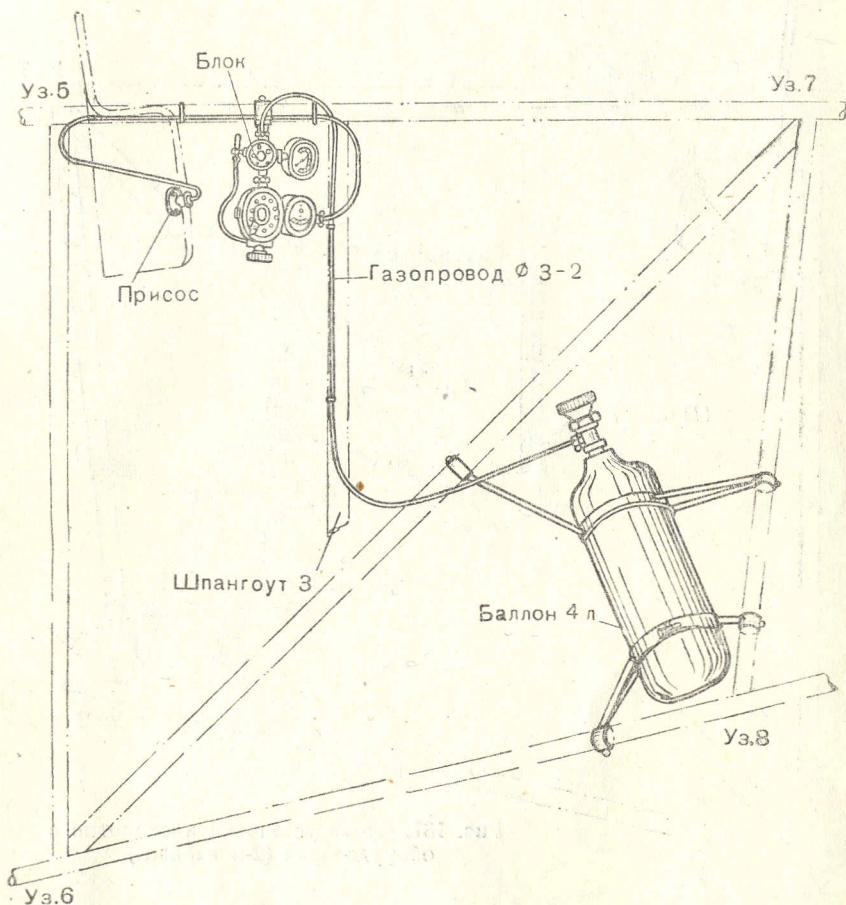


Рис. 136. Схема установки кислородного оборудования (1-й вариант).



На самолетах последующих серий, для более удобного пользования кислородным прибором, КПА-3 поставлен над лонжероном с вывернутыми манометром и индикатором потока под углом  $30^\circ$  к летчику (рис. 140).

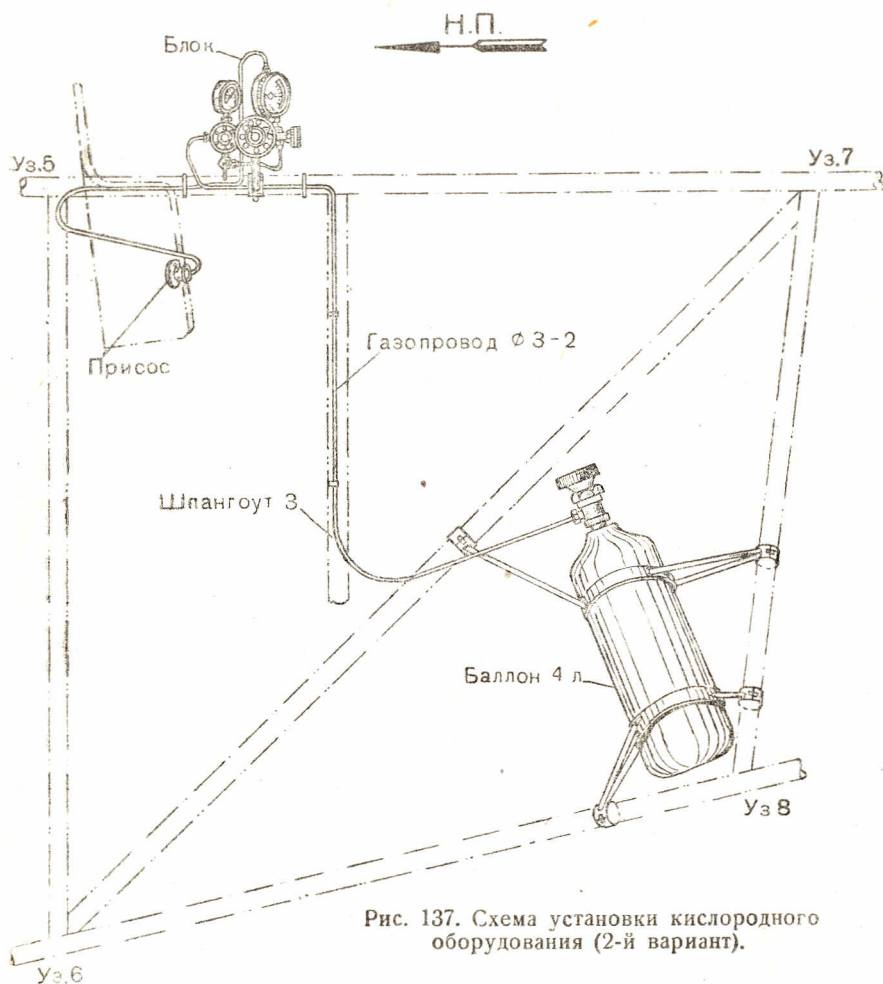


Рис. 137. Схема установки кислородного оборудования (2-й вариант).

Присосок монтируется на болтиках к доске приборов, с правой стороны по полету.

Проложенный к прибору газопровод соединяет присосок с индикатором потока и манометр с вентилем баллона.

Проходящий по лонжерону и спускающийся к вентилю газопровод закрепляется ленточными хомутами с резиновыми прокладками шириной 8 мм.

Газопровод зажимается болтиками в нормальных хомутках на подкосе рамы.

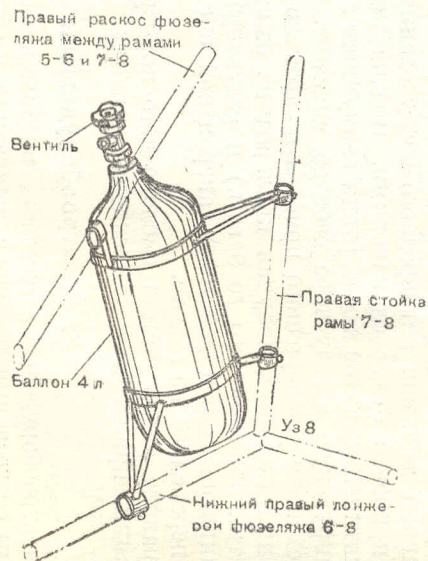


Рис. 138. Установка кислородного баллона.

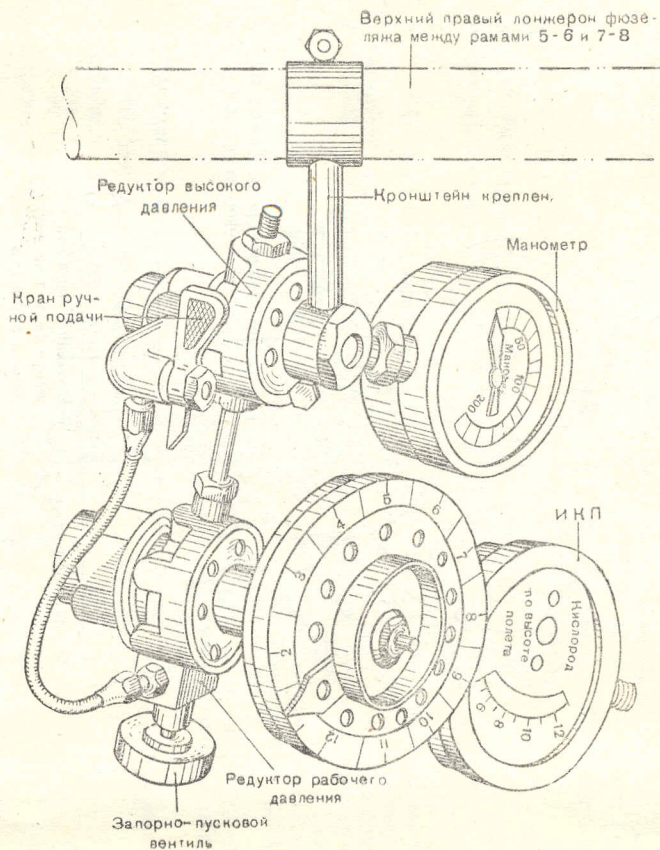


Рис. 139. Установка кислородного прибора (1-й вариант).



При пользовании кислородным оборудованием (с высоты от 4 до 12 км) необходимо отвернуть вентиль баллона доотказа.

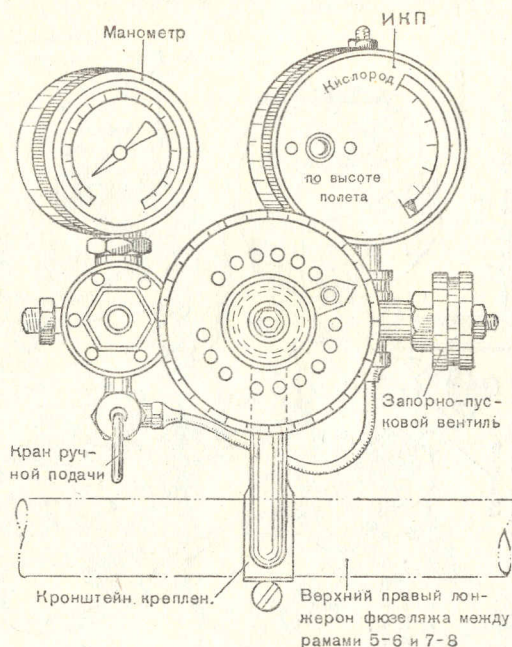


Рис. 140. Установка кислородного прибора (2-й вариант).

Подачу кислорода в маску можно контролировать по показанию индикатора кислородного потока, сравниваемому с показанием высотомера, так как циферблат индикатора размечен по высотам. При исправном действии кислородного оборудования показания указанных приборов будут одинаковыми. Подача кислорода происходит автоматически, путем воздействия вакуумного анероида на систему, регулирующую в редукторе рабочее давление.

Механизм кислородного прибора состоит из редуктора высокого давления (который, получая кислород из баллона с давлением до 150 атм., понижает его до 8 атм.) и редуктора рабочего давления, регулирующего под действием анероидной системы рабочее давление, переменное по высоте.

Правила эксплуатации кислородного прибора приводятся в инструкции, прилагаемой к каждому самолету.

### 3. Электрооборудование

Электрооборудование самолета предназначено для освещения кабины обогрева приборов, зажигания и сбрасывания подкрыльных факелов, для питания прицела, фотокинопулемета и наружного освещения.

Электрооборудование состоит из следующих элементов (рис. 141 и в конце книги рис. 142 и 143).

№ п.п.	Наименование	Тип	Количество	Примечание
<b>I. Источник электроэнергии</b>				
1	Аккумуляторная батарея . . . . .	БАТИ-3	1	Аккумулятор идет в счет перегрузки и ставится в случае ночных полетов, необходимости подогрева приборов при низких температурах, при работе фотокинопулемета и пользовании прицелом.
<b>II. Наружное освещение</b>				
2	Бортовой огонь (арматура и лампа 10 W 12 V плафонного типа) . .	БС-35	2	По группе аэронавигационного оборудования.
3	Хвостовой огонь (арматура и лампа с цоколем Сван-Миньон) . . . . .	ХС-35	1	Посадочные огни.
4	Факелодержатель с'емный . . . . .	—	2	
<b>III. Внутреннее освещение</b>				
5	Кабинные лампы створчатые (арматура и лампа плафонного типа 5 W 12 V) . . . . .	КЛС-35	2	
6	Переносная лампа . . . . .	ПЛ-36	1	
<b>IV. Обогреватели приборов</b>				
7	Трубка Пито . . . . .	БОС	1	По группе аэронавигационного оборудования.
8	Часы . . . . .	АЧО	1	
<b>V. Распределительные приборы</b>				
9	Распределительная коробка . . . . .	РК-34	1	
10	Электрощиток . . . . .	ЭЛ-36	1	
11	Реостат cabinных ламп . . . . .	РЛ-12	2	
12	Штепсельная розетка . . . . .	7К	3	
13	Гибкий шланг . . . . .	А	2	
14	Выключатель . . . . .	Тумблер	1	
15	Коробка ответвительная 2-клеммная	—	7	
16	Коробка ответвительная 3-клеммная	—	1	
17	Плавкие предохранители 6 А . . . .	—	3	
18	Плавкие предохранители 10 А . . . .	—	1	
19	Одинарная кнопка . . . . .	—	1	
20	Наконечник 1,5□ . . . . .	—	15	
21	" 2,5□ . . . . .	—	30	
22	" 4□ . . . . .	—	10	
23	Жгут электропроводки . . . . .	ЭС-151	1	С самолетов последних серий снят.
24	Проводка разного сечения . . . . .	ЛПРГС	—	
25	Жгут cabinных ламп . . . . .	ЭС-744	—	С самолетов последних серий снят.



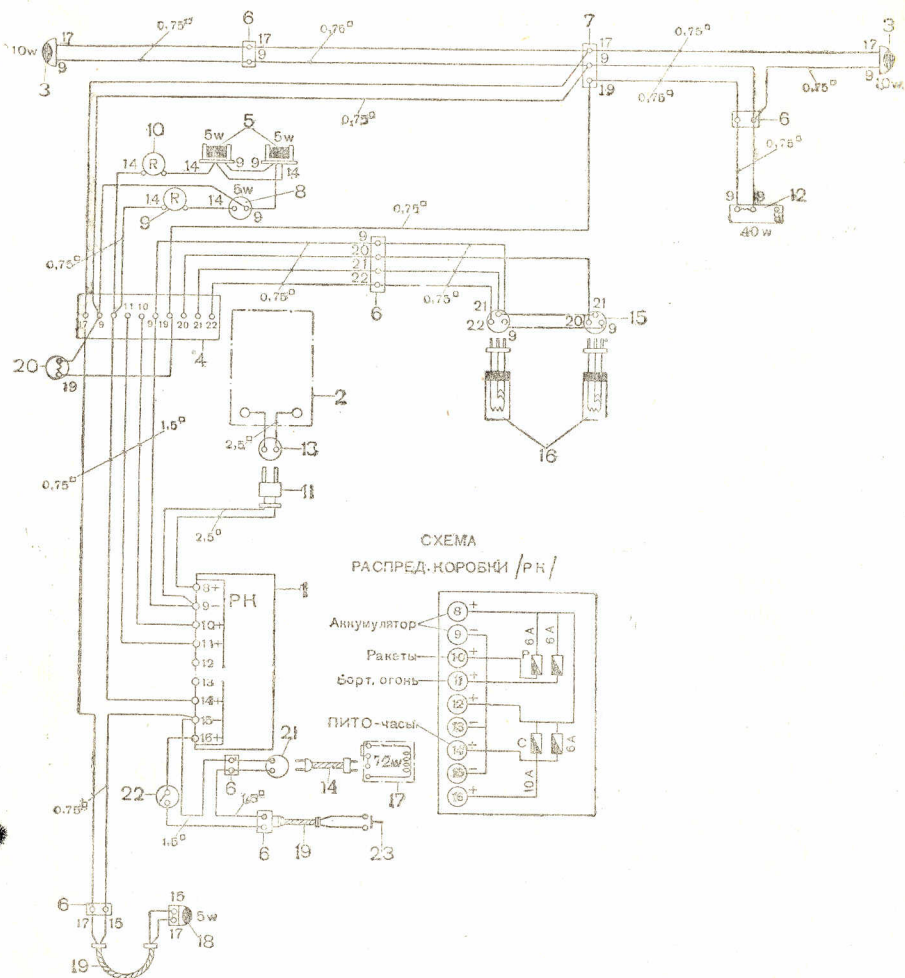


Рис. 141. Принципиальная схема электропроводки.

Проводка на самолете И-15бис в фюзеляже в основном выполнена в жгутах, обмотанных киперной лентой и покрытых лаком, за исключением жгутов кабинных ламп и ракет, проложенных в

хлопчатобумажной оплетке. На самолетах последующих серий жгуты ракет и кабинных ламп обматываются киперной лентой и покрываются лаком.

Все жгуты проводки крепятся к ферме фюзеляжа нормальными хомутами (С91) через каждые 350—400 мм.

В крыльях и центроплане жгуты крепятся дюралевыми скобами (рис. 144).

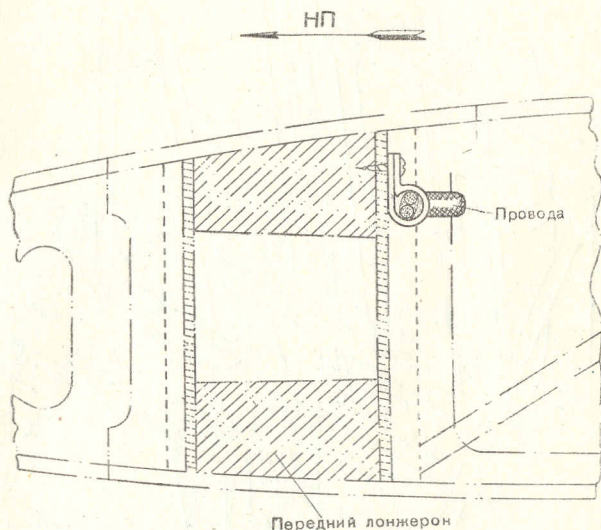


Рис. 144. Крепление проводки в крыле

Под хомуты крепления проводки подложена резиновая лента шириной 8 мм.

### *Источник питания и монтаж его на самолете*

Основным источником питания всей электросети на самолете служит аккумулятор 6АТИ-3 (рис. 145).

Аккумулятор помещен между рамами 7—8 и 9—10 на двух швеллерах А, прикрепленных к балкам сиденья В четырьмя болтами.

Кронштейн аккумулятора В изготовлен из четырех стальных угольников, сваренных между собой точечной электросваркой.

Для того, чтобы в полете из аккумулятора не выделялась кислота, он ставится в ванну, изготовленную из алюминия толщиной 1 мм, с отогнутыми вверх краями (рис. 145).

Двумя П-образными скобами Г и Д и крючком с пружиной Е аккумулятор крепится к швеллерам А.



Для снятия аккумулятора с самолета необходимо снять спинку сиденья, отвернуть кольцо штепсельной розетки «7к», вынуть вилку с подходящим проводом к аккумулятору, вставить вилку в холостую розетку, находящуюся на швеллере А, оттянуть рукой крючок В, сняв его с крючка скобы Г, развести в обе стороны скобы Г и Д и вынуть аккумулятор из ванны.

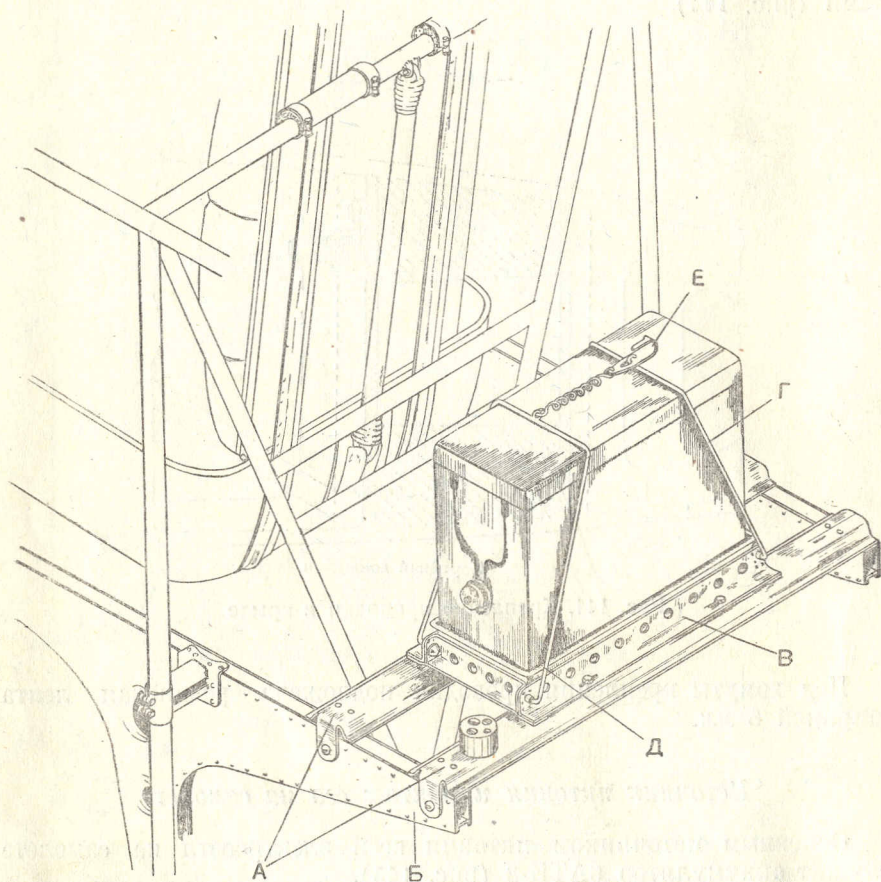


Рис. 145. Установка аккумулятора БАТИ-3 (1-й вариант).

На самолетах последующих серий аккумулятор перенесен из-за спинки сиденья в переднюю часть фюзеляжа на правый борт по полету (рис. 146). Для предохранения близлежащих деталей от влияния эмульсии и испарений кислоты аккумулятор заключен в специальный кожух. Кожух состоит из двух частей, верхней крышки Н и нижней ванны М, окантованной в верхней внутренней части фетром для плотного прилегания верхней крышки. Кожух из-

готовляется из листового дюралю толщиной 0,8 мм. Внутри он покрыт асфальтовым лаком и для предохранения от коррозии снаружи окрашен в серый цвет.

Аккумулятор в кожухе размещается между рамами 1—2 и 3—4 на двух специальных кронштейнах А, один из которых приварен на диагональном подкосе, а другой на вертикальной трубе рамы 1—2 (рис. 146).

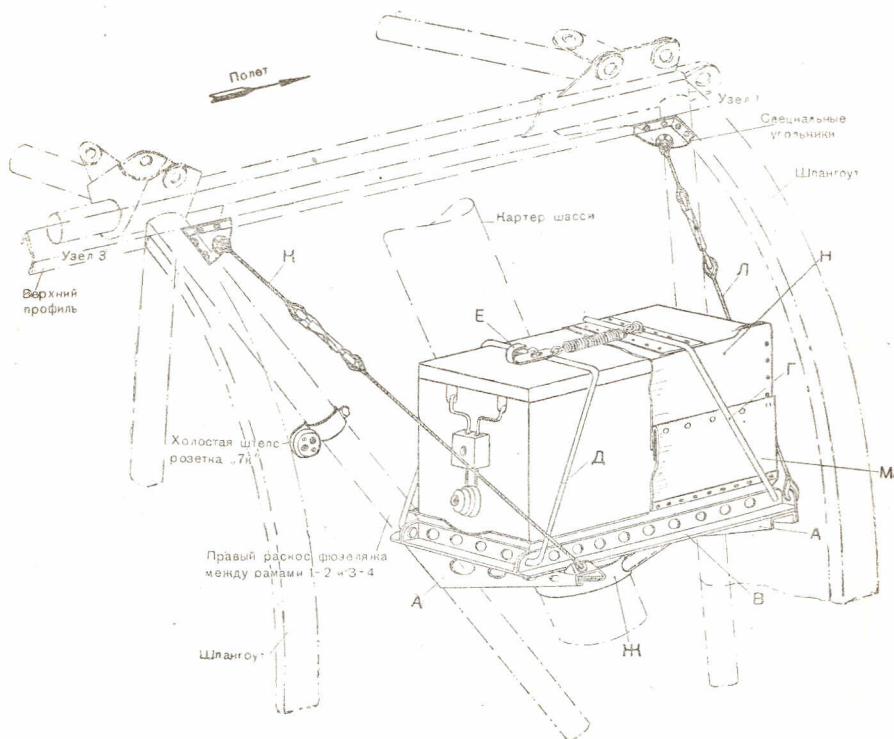


Рис. 146. Установка аккумулятора БАТИ-3 (2-й вариант).

Четырьмя болтами рамка кронштейна аккумулятора крепится к приварным кронштейнам А, которые расчалены двумя тросами К и Л к специальным угольникам в верхних углах каркаса фюзеляжа; тросы снабжены тандерным соединением для натяжения.

Для уменьшения плеча в подкосе рамы 1—2 с силовой стороны введен распорный кронштейн Ж, который дополнительно частично передает приходящуюся нагрузку от аккумулятора на картер шасси.

На диагональном подкосе, немного выше крепления аккумулятора, на специальном кронштейне расположена холостая розетка «7к» (рис. 146).

Для снятия аккумулятора с самолета необходимо открыть боковой лист капота, отвернуть штепсельную розетку от аккумулятора,



вставить ее в холостую розетку, снять крючок со скобы, развести скобы, вынуть аккумулятор из рамки кронштейна вместе с кожухом.

Без аккумулятора кожух на самолет не ставится.

При полетах без аккумулятора и при снятии аккумулятора скобы необходимо скрестить и связать оцинкованной проволокой.

Вилка аккумулятора при этом должна находиться в холостой розетке.

При включении аккумулятора в сеть крышку питающей розетки аккумулятора необходимо навернуть на холостую розетку.

#### 4. Приборы управления и их монтаж на самолете

##### *Распределительная коробка*

Распределительная коробка (РК) распределяет энергию по всей сети самолета и защищает отдельные группы от короткого замыкания при помощи предохранителей.

РК-34 расположена на раме 5—6 под доской приборов на левом борту фюзеляжа (рис. 147).

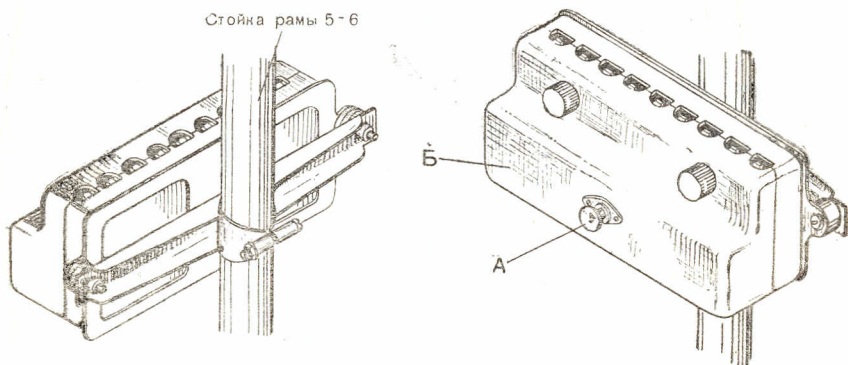


Рис. 147. Установка распределительной коробки.

Двумя болтами с прокладками РК крепится к специальному кронштейну сварной конструкции, изготовленному из листовой стали марки С6140.

Для замены испорченного предохранителя необходимо отвернуть гайку А, снять кожух Б, заменить испорченный предохранитель новым, соответствующего ампеража, поставить кожух и завернуть гайку.

##### *Аэронавигационные огни*

Аэронавигационные огни на самолете установлены на дугах верхних крыльев: на левом крыле — красный бортовой огонь, на правом — зеленый и на хвосте — белый.

Помимо своего прямого назначения, аэронавигационные огни служат также и для сигнализации.

Бортовые огни типа БС-35 с лампой 10 W, 12 V, крепятся двумя болтами каждый к дуге крыла (рис. 148).

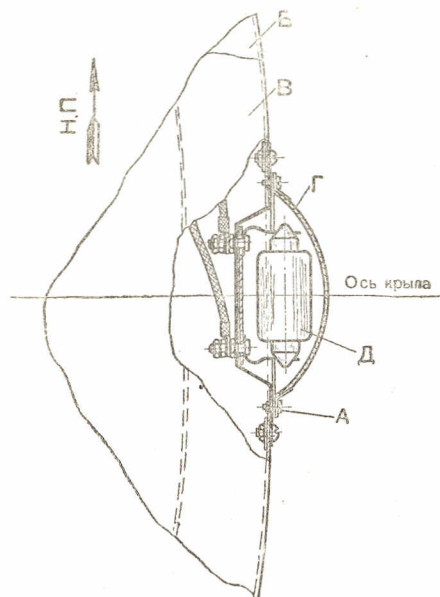


Рис. 148. Крепление бортового огня.

А—винт, Б—дуга, В—обшивка крыла, Г—бортовой огонь типа БС-35, Д—лампа 10 W.

Для замены лампы необходимо отвернуть винт А, снять светофильтр, заменить лампу, поставить на место светофильтр и завернуть винт А.

Хвостовой огонь типа ХС-35 с лампой 5 W с цоколем типа Сван-Миньон закреплен тремя винтами в специальном дюралевом кронштейне, установленном на ободе руля поворота (рис. 149).

От фермы фюзеляжа до руля поворота проложен гибкий шланг типа «А», для предохранения от обрыва и перетирания, в котором проходит проводка к хвостовому огню.

Ракетодержатели расположены на нижней поверхности правого нижнего крыла и крепятся на кронштейнах к заднему лонжерону шпуррами, по левую и правую сторону оси 13-й нервюры, на расстоянии 230 мм друг от друга.

Для лучшего обтекания самолета подкрыльные факелы сделаны разъемными (рис. 150).

Для пожарной безопасности поверхность крыла возле места крепления факелодержателей защищена дюралевым листом толщиной 0,5 мм, а между листом ракетниц и полотном проложена асбестовая прокладка толщиной 1 мм.



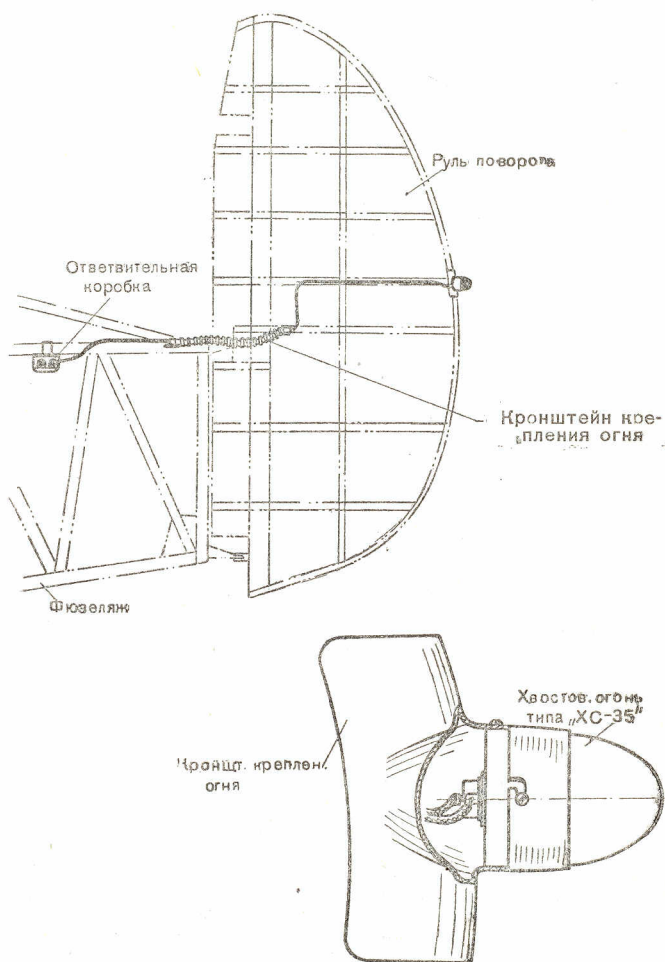


Рис. 149. Установка хвостового огня.

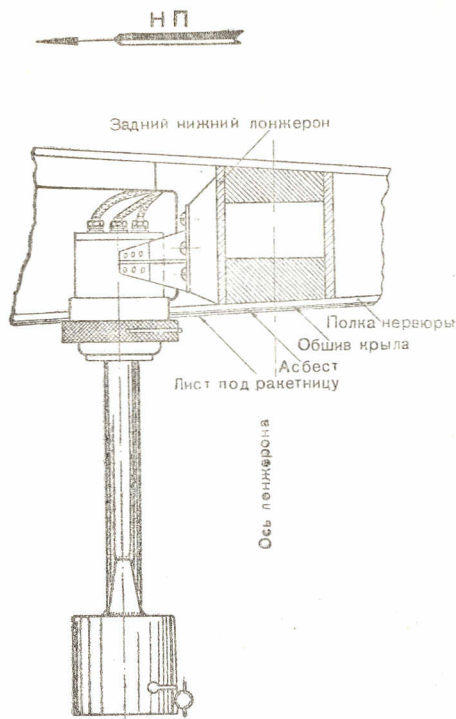


Рис. 150. Крепление факелодержателя.

### Электрощиток

Для обслуживания аэроогней, подкрыльных ракет, обогрева трубки Пито и часов предназначен электрощиток типа ЭЛ-36, размещенный посредине верхней выступающей части приборной доски.

Для включения аэроогней необходимо включить выключатель АНО.

Пользуясь аэроогнями как световой сигнализацией, нужно выключить выключатель АНО и нажимать кнопку АНО. Обогрев трубки Пито и часов включается одновременно выключателем.

Подкрыльные ракеты включаются тремя кнопками, расположенными в верхней части щитка, крайние из которых зажигают ракеты, средняя сбрасывает одновременно две (рис. 151).

Внутреннее освещение необходимо для освещения приборной доски и отдельных приборов во время ночных полетов.

Перед приборной доской к дужке на дюралевом кронштейне крепятся сквозными болтами две кабинные створчатые лампы типа КЛС-35 (рис. 152).

На приборной доске около электрощитка крепится реостат ка-  
бинных ламп типа РЛ-12.



Между кабинными лампами и доской приборов к верхнему профилю каркаса кабины, расположенному по оси самолета, крепится штепсельная розетка типа «7к» для освещения прицела (рис. 152).

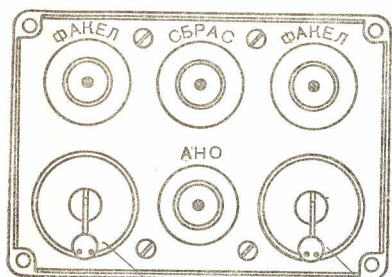
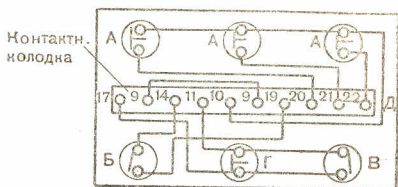


СХЕМА ЩИТКА



*Одинарная кнопка*

Рис. 151. Электрощиток.

А—одинарная кнопка для ракет, Б—выключатель обогрева часов и Пито, В—выключатель аэроогней, Г—сигнальная кнопка аэроогней, Д—контактная колодка.

Рядом с электрощитком и правее на доске приборов крепится реостат освещения прицела.

Переносная лампа типа ПЛ-36 на монтажной схеме не показана, но она прилагается к самолету и может включаться в розетки аккумулятора и прицела.

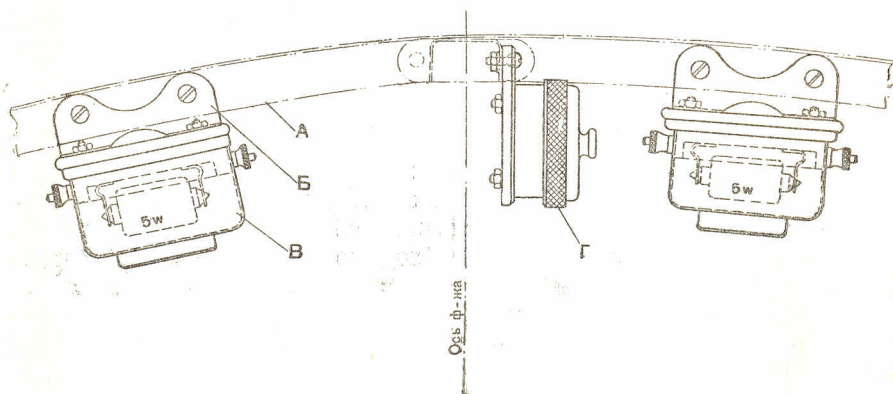


Рис. 152. Установка кабинных ламп и штепселя для прицела.

А—дужка каркаса, Б—кронштейн крепления, В—кабинная лампа типа КПС-36, Г—штепсельная розетка прицела типа «7к».

Для того чтобы возможно было разобрать самолет, не нарушая целостности сети, в нескольких местах разема (крылья, хвостовое оперение, ручка пилота) установлены, согласно принципиальной схеме, 2- и 3-клеммные ответвительные коробки.

Включение в работу фотокинопулемета — см. в кн. 1.

## *Проверка действия электрооборудования*

Для проверки осветительного оборудования самолета необходимо наблюдать за надежным укреплением деталей, за исправностью всех контактов, за целостью и чистотой ламп и защитных стекол фильтров, за исправностью проводов.

Особого наблюдения требуют места перехода электропроводки с плоскостей на фюзеляж, с руля поворота на фюзеляж, у переходных коробок и заделка проводов у штепсельной вилки аккумулятора.

Следует осматривать провода, не попал ли на них бензин, так как он разрушает изоляцию проводов. Вследствие разрушения изоляции может произойти короткое замыкание и пожар.

Всякую неисправность, обнаруженную в сети и в деталях оборудования, необходимо немедленно исправлять.

### *Проверка токоприемников и электропроводки*

Проверка токоприемников и электропроводки производится по частям осветительных цепей.

При неработающем токоприемнике необходимо искать неисправность в следующем порядке: токоприемник, выключающее устройство, контактное соединение цепи, проводка. Если не работает целая группа токоприемников (аэронавигационные огни, кабинные лампы и т. д.), причину неисправности, в первую очередь, надо искать в соответствующей плавкой вставке (предохранителе) распределительной коробки. Перегорание предохранителей указывает на неисправность проводки, которую необходимо устранить.

Осветительные цепи можно проверять двумя способами: индуктором или контрольной лампой. Для проверок необходимо 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 двум имеющимся зажимам индуктора присоединяют два проводника достаточной длины. Один из них соединяют с корпусом самолета, а другой, идущий от индуктора, соединяют поочередно с проводами проверяемой части, отнятыми от коробки раз'ема. Возможно, что от присоединяемых к индуктору проводников звонка в индукторе не получится. Это будет указывать на то, что все испытываемые провода не имеют соединения с корпусом. Если от



присоединения к индуктору одного или нескольких проводников получится звонок, то это укажет на то, что провод имеет соединение с корпусом.

Обрыв провода также обнаруживается индуктором. Берут концы провода, в котором предполагается обрыв, присоединяют их к индуктору и начинают вращать ручку. Отсутствие звонка в индукторе указывает на обрыв в проводе.

При помощи индуктора можно найти и короткое замыкание. Все вышеизложенные проверки, сделанные при помощи индуктора, могут быть произведены и при помощи контрольной лампы (рис. 153).

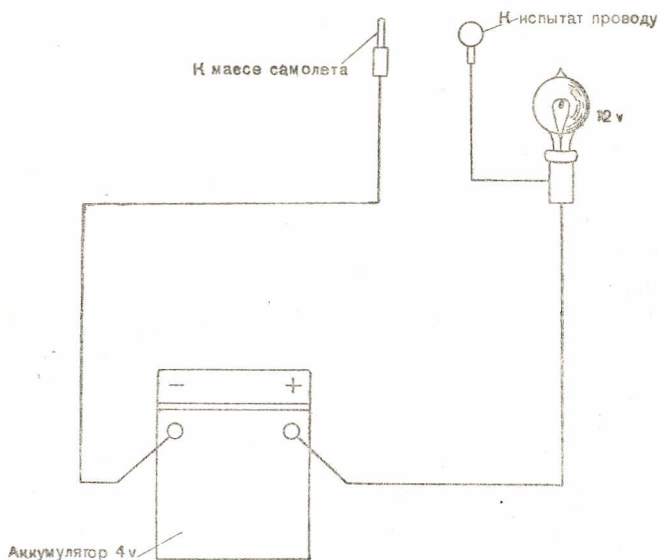


Рис. 153. Проверка исправности сети электроосвещения.

Проверка под током исправности сетей внутреннего освещения аэронавигационных огней, внутренней и внешней сигнализации, приборов обогрева и т. д. производится путем последовательного кратковременного включения всех потребителей электроэнергии самолета.

### *Подготовка к ночному полету*

Перед каждым ночным полетом электроосветительное оборудование должно быть тщательно осмотрено, согласно разделам, разобраным выше.

Помимо этого: 1) проверяется исправность сети, электрических запалов факелов при помощи 12-вольтовой лампы накаливания, подключаемой к клеммам факелодержателей; 2) проверяется цель-

ность запалов в подкрыльных факелах (через запал и последовательно с ним включенную лампочку от карманного фонаря пропускать ток из батарейки карманного фонаря — при исправном запале факела лампочка будет накаливаться).

Во время проверки нужно быть осторожным, чтобы не зажечь запал.

После проверки в держатели устанавливаются подкрыльные факелы.

#### 4. Вспомогательное оборудование

В вспомогательное оборудование на самолете включается:

- 1) сумка переносной электролампы;
- 2) ракетный пистолет типа КП-3;
- 3) патронташ на 12 ракет;
- 4) аптечка;
- 5) привязные ремни;
- 6) инструментальная сумка;
- 7) чехлы самолета.

На левом борту, в верхней части фюзеляжа, к подкосу между рамами 7—8 и 9—10 и стойке рамы 9—10, закрепляется на трех специальных хомутах опитая из брезента сумка *Г* (рис. 130) для переносной лампы.

На самолетах последующих серий сумка для переносной лампы снята.

Для световой пиротехнической сигнализации на самолете установлен ракетный пистолет типа КП-3, который закрепляется на правом борту на поперечной трубе рамы 5—6, в специальном гнезде, обшитом шинельным сукном.

Пистолет *Д* (рис. 130) держится в гнезде шнуровым амортизатором с крючком, надевающимся на спусковую собачку.

На самолетах последующих серий пистолет перенесен с поперечной трубы рамы 5—6 на правый подкос между рамой 5—6 и 7—8 (рис. 131, деталь *Д*).

Патронташ размещен на правом борту между рамами 5—6 и 7—8 на каркасе кабины и прикрепляется к промежуточным вертикальным стрингерам на болтиках. Патронташи на самолетах первого выпуска на 12 ракет изготовлялись из брезента.

Патронташи позднейшего выпуска на 6 ракет делаются из дермантина (рис. 130 и 131, деталь *Е*).

На левом борту, выше верхней подножки, к продольным стрингерам каркаса кабины прикрепляется специальный профилек, на который ставится самолетная аптечка (рис. 130, деталь *Ж*). На самолетах последующих серий профилек снят, и аптечка крепится непосредственно к каркасу кабины (рис. 131, деталь *Ж*).



Привязные ремни летчика за сиденьем расчаливаются на две точки. Один конец плечевых ремней крепится на первой дужке кока кабины, а другой закрепляется за чашку сиденья, внутри ее на специальной скобе, повернутой к чашке болтами.

На случай вынужденной посадки, для проведения небольшого ремонта, на самолете имеется инструментальная сумка портфельного типа со специальным набором бортового инструмента. Сумка сшита из брезента с замком «молния» по всему раз'ему.

Сумка укладывается в специальный ящик за подголовником.

При установке специальной спинки инструментальная сумка крепится на левом нижнем лонжероне между рамами 5—6 и 7—8 на двух специальных кронштейнах с ремнями (рис. 131, деталь *Н*).

Для защиты самолета на стоянках от пыли и атмосферных осадков самолет покрывается специальными, сшитыми из брезента чехлами, которые надеваются на винт, капот мотора, сиденье, кабину и хвостовое оперение.

При эксплуатации самолета в зимних условиях на масляный бак надевается специальный теплый чехол, сшитый из дермантина с войлоком.

---

## О Г Л А В Л Е Н И Е

	Стр.
Приказ начальника военных воздушных сил РККА № 0246 . . . . .	3

### Г л а в а I. Конструкция самолета

1. Характеристика конструкции самолета И-15бис . . . . .	5
2. Силовые схемы самолета . . . . .	6
3. Фюзеляж . . . . .	25
4. Несущие поверхности . . . . .	43
5. Хвостовое оперение . . . . .	62
6. Посадочные средства . . . . .	71
7. Моторная установка . . . . .	89
8. Система питания мотора . . . . .	107
9. Управление самолетом . . . . .	125

### Г л а в а II. Оборудование самолета

1. Аэронавигационное оборудование . . . . .	142
2. Кислородное оборудование . . . . .	151
3. Электрооборудование . . . . .	156
4. Приборы управления и их монтаж на самолете . . . . .	162
5. Вспомогательное оборудование . . . . .	169



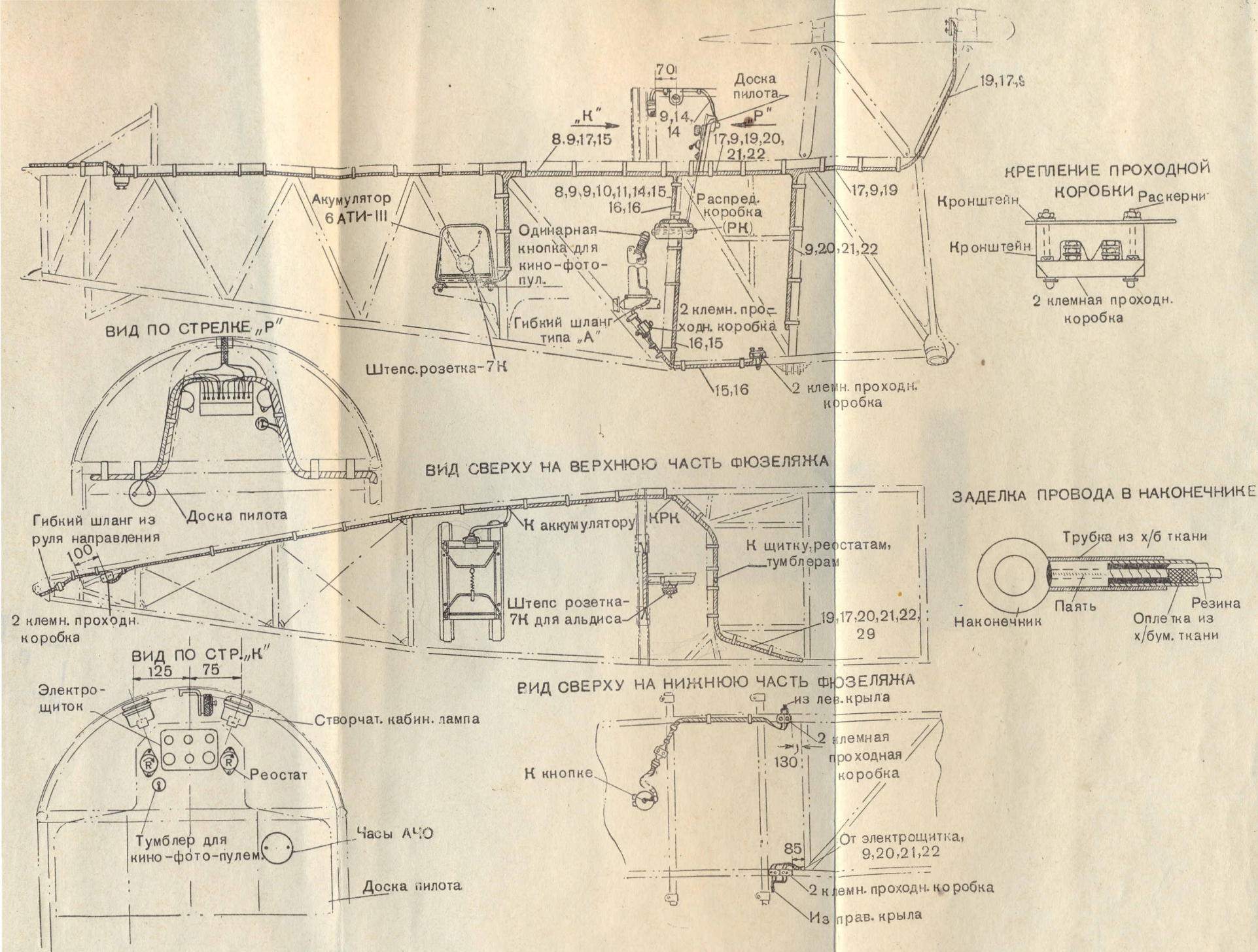


Рис. 142. Монтажная схема электрооборудования (1-й вариант).

Сечение проводов брать по принципиальной схеме. На проводах в гребенках РК, щитка пилота, в переходных коробках напаяются наконечники: у щитка 1,5а, у переходных коробок 2,5а, у РК—4а. Под хомуты подкладывать резиновую ленту РЗЛ-1 шириной 8 мм.