629.7
С17

ГЛАВНЫЙ КОМИССАРИАТ
ТЯЖЕЛОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СОЮЗА ССР

Инв. № 7 18

САМОЛЕТ

И-15 бис

С МОТОРОМ М-25В

ТЕХНИЧЕСКОЕ
ОПИСАНИЕ

КНИГА

I.

ВОЕНИЗДАТ—1933

Все замечания по настоящему техническому описанию, а также предложения по составлению в дальнейшем технических описаний самолетов просим присылать по адресу:

Москва, 40, почтовый ящик 2402.
Бюро Технических описаний.



133

ЦВЦ РККА № 303. Заказ № 1395с. Изд. № 291. 7½ печ. л.

Центральная тип. Наркомобороны Союза ССР им. Клима Ворошилова. Москва, ул. Маркса и Энгельса, 17.

ОПЕЧАТКИ

Страница	Строка	Напечатано	Следует читать
17	5 сверху	Ось Y=ов—поперечная ось самолета	Ось Y=ов—вертикальная ось, проходящая через Ц. Т. винта
19	13 „	обтекатели стыковые болты	обтекатели, стыковые болты
19	12 снизу	Полкабины летчика	Пол кабины летчика
36	10 „	Угол установки винта . . . . . 30°—30° $\pm 1^{\circ}$ *	Угол установки винта . . . . . 30° $\pm 1^{\circ}$ *
64	8 и 9 сверху	синхронизации мотора с пулеметом темп стрельбы	синхронизации мотора с пулеметом частота стрельбы
66	10 и 11 „	После того как момент спуска ударника будет определен, включить установку	После того, как момент спуска ударника будет определен, выключить установку
80	19 снизу	Кольцевой прицел и мушка КП-5	Кольцевой прицел КП-5 и мушка

Заказ № 1395с

сание самолета И-15бис, книга 1» [redacted]

Начальник ВВС РККА
командарм 2 ранга
Локтионов

Член Военного совета ВВС РККА
дивизионный комиссар
Овчинкин

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

ПРИКАЗ

НАЧАЛЬНИКА ВОЕННЫХ ВОЗДУШНЫХ СИЛ РККА

№ 0245

8 августа 1938 г. Москва

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

Утверждаю в качестве руководства в учебно-боевой подготовке частей и школ ВВС РККА об'явленное при сем «Техническое описание самолета И-15бис, книга 1» [redacted]

Начальник ВВС РККА
командарм 2 ранга
Локтионов

Член Военного совета ВВС РККА
дивизионный комиссар
Овчинкин

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

Глава первая

ОБЩИЕ ДАННЫЕ И ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА

1. Назначение и тип самолета

Самолет И-15бис (рис. 1, 2 и 3), одномоторный, одноместный полутораплан с неубирающимся шасси, является модифицированным самолетом И-15 «Чайка». В основном самолет И-15бис отличается от названного самолета следующим:

а) более мощным мотором М-25В вместо М-25;

б) капотом мотора типа Naca, поставленным вместо кольца Таунепда;

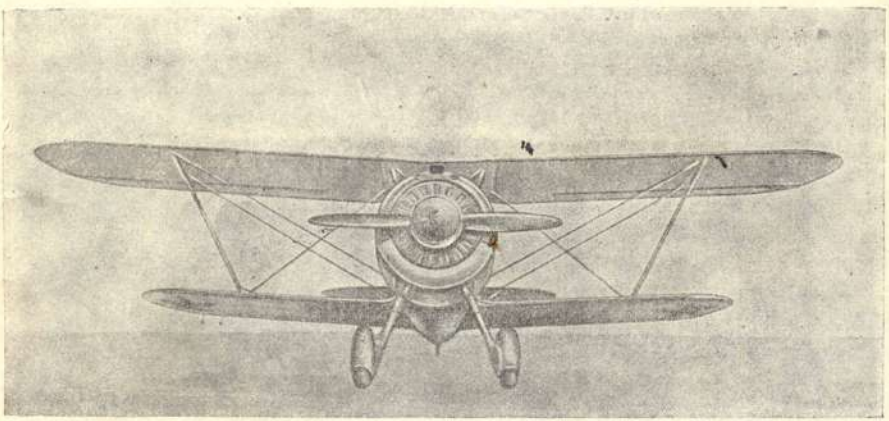


Рис. 1. Самолет И-15бис (вид спереди).

в) нормальным центропланом верхнего крыла вместо центроплана типа И-15 «Чайка»;

г) увеличенными размахом и несущей поверхностью;

д) полетным весом, увеличенным на 165 *кг;*

е) более полными сечениями фюзеляжа по сравнению с фюзеляжем самолета И-15 «Чайка» в передней и средней частях;

ж) установкой на рулях высоты флетнеров.

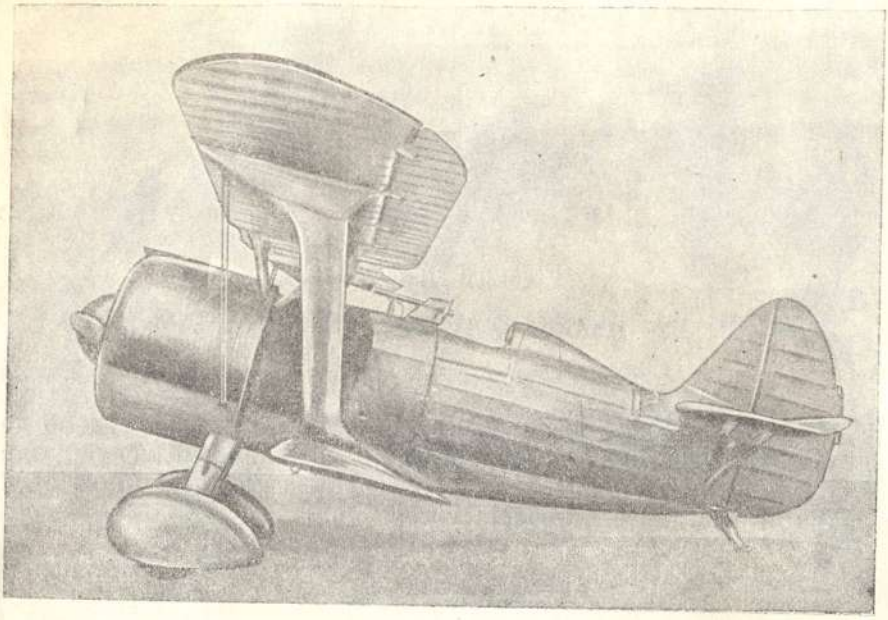


Рис. 2. Самолет И-15бис (вид сбоку).

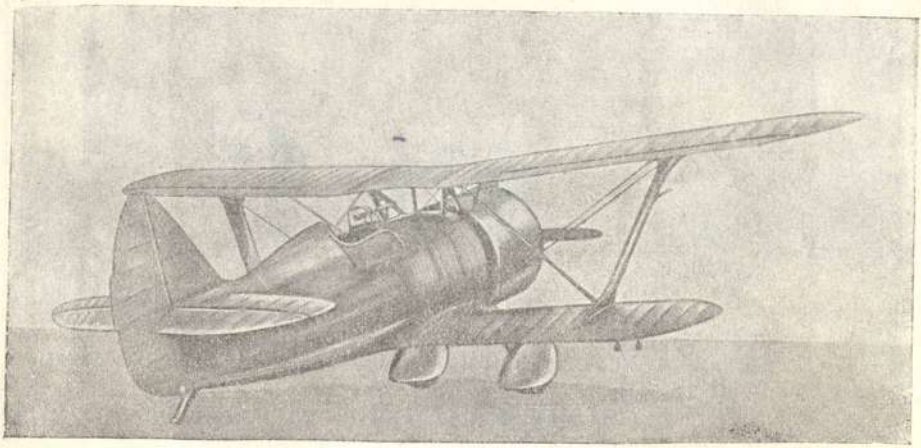


Рис. 3. Самолет И-15бис (вид сзади).

Самолет предназначен для использования в качестве маневренного, скоростного истребителя. В перегрузочном варианте может быть применен как штурмовик.

Самолет И-15бис имеет несколько большие горизонтальные скорости у земли и на высотах по сравнению с И-15 «Чайка» и обладает хорошим диапазоном скоростей (от $V_{макс.} = 370$ *км/час* до $V_{пос.} = 100$ *км/час*), имеющим большое значение при боевом применении машины.

Самолет И-15бис хорошо и устойчиво пикирует под всеми углами наклона продольной оси вплоть до отвесного пикирования.

Самолет И-15бис быстро меняет скорость, хорошо реагируя на дачу газа.

Вследствие перетяжеления самолет И-15бис несколько уступает в отношении маневренности и скороподъемности самолету И-15 «Чайка» (продолжительность виража самолета И-15 «Чайка» на 2—3 секунды меньше).

Кроме того, самолет И-15бис имеет более тугое управление элеронами и в полете ведет себя более вяло: нет энергичного перехода с фигуры на фигуру, как на самолете «Чайка».

Самолет И-15бис обладает хорошей путевой, продольной и поперечной устойчивостью и нормально выполняет все фигуры высшего пилотажа.

Освоение техники пилотирования на самолете И-15бис не представляет особого труда, так как на ошибки в пилотировании самолет реагирует вяло.

Хорошая маневренность и устойчивость самолета И-15бис обеспечивают легкую наводку на цель и ведение прицельного огня при любых положениях в воздухе, что дает преимущества в бою перед самолетами, обладающими бо́льшими скоростями, но худшей маневренностью.

Полет самолета, с полным пулеметным вооружением и 4 бомбами, по 10 *кг* каждая, особенностей не имеет: самолет свободно выполняет фигуры и пикирует без заметного ухудшения пилотажных качеств.

На самолете возможны полеты при полной бомбовой (150 *кг*) и пулеметной (3050 патронов) нагрузках с запасом горючего 225 *кг* (полный бак). Полетный вес при такой нагрузке равен 1870 *кг*.

При этом устойчивость самолета не изменяется, но маневренность ухудшается, усилия на ручку при полной бомбовой нагрузке возрастают, и управление элеронами становится более тугим.

Самолет с четырьмя подвешенными бомбами, общим весом 150 *кг*, свободно выполняет виражи, развороты и пикирование, плавно выходя на наибольший угол под'ема.

Взлетные и посадочные свойства с полной бомбовой нагрузкой изменяются практически незаметно и вполне нормальны.

Самолет И-15бис отличается большей прочностью, чем самолет И-15 «Чайка», поэтому он более надежен на всех режимах полета, в частности при отвесном пикировании (практически отвесное пикирование производилось с потерей высоты до 3000 *м*).

Самолет И-15бис оборудован посадочными огнями (ракетницами) и приспособлен для полетов в дневное и в ночное время. Для полетов в ночное время на самолет устанавливается аккумулятор для освещения. На самолете предусмотрена замена нормальной спинки сидения летчика броней, изготовленной из термически обработанной стали, и установка легкосъемного кислородного оборудования для высотных полетов.

Самолет И-15бис имеет стрелковое, бомбардировочное и химическое вооружение.

Стрелковое вооружение состоит из четырех пулеметов ПВ-1, установленных в фюзеляже и стреляющих синхронно через винт.

Предельная емкость патронных коробок — 3050 патронов, из них:

$1100 \times 2 = 2200$ патронов для верхних пулеметов и

$425 \times 2 = 850$ патронов для нижних пулеметов.

Нормальная загрузка — 2300 патронов, из них:

$750 \times 2 = 1500$ патронов для верхних пулеметов и

$400 \times 2 = 800$ патронов для нижних пулеметов.

Бомбардировочное вооружение состоит из четырех бомбодержателей Дер-31, установленных в нижних крыльях, по два в правом и левом крыле, симметрично по отношению к продольной оси самолета.

В кабине летчика установлен сбрасыватель АСБР-2, позволяющий сбрасывать сразу все четыре бомбы. На самолете И-15бис допускаются различные варианты бомбовой нагрузки, общим весом от 40 до 150 *кг*.

Химическое вооружение состоит из двух выливных авиационных приборов ВАП-6, подвешиваемых на бомбодержателях Дер-32.

2. Летно-тактические данные самолета

Приводимые летно-тактические данные получены на государственных испытаниях самолета И-15бис; полетный вес самолета 1700 *кг*, винт фиксированного шага диаметром 2,8 *м*, ширина лопасти 217 *мм*, угол установки лопастей 28°30′.

Все значения даны для самолета на колесах без бомб, ухватов, ночных факелов и приведены к условиям стандартной атмосферы (температура $T = +15°C$ и давление $P_0 = 760$ *мм* ртутного столба).

Максимальные горизонтальные скорости (рис. 4)

H м	*V км/час*	*n* об/мин	*Pк мм* рт. столба
0	321	2000	865
500	328	2010	865
1000	335	2030	865
2000	349	2070	865
3000	363	2100	865
3500	370	2125	865
4000	369	2130	830
5000	362	2110	765
6000	351	2060	695

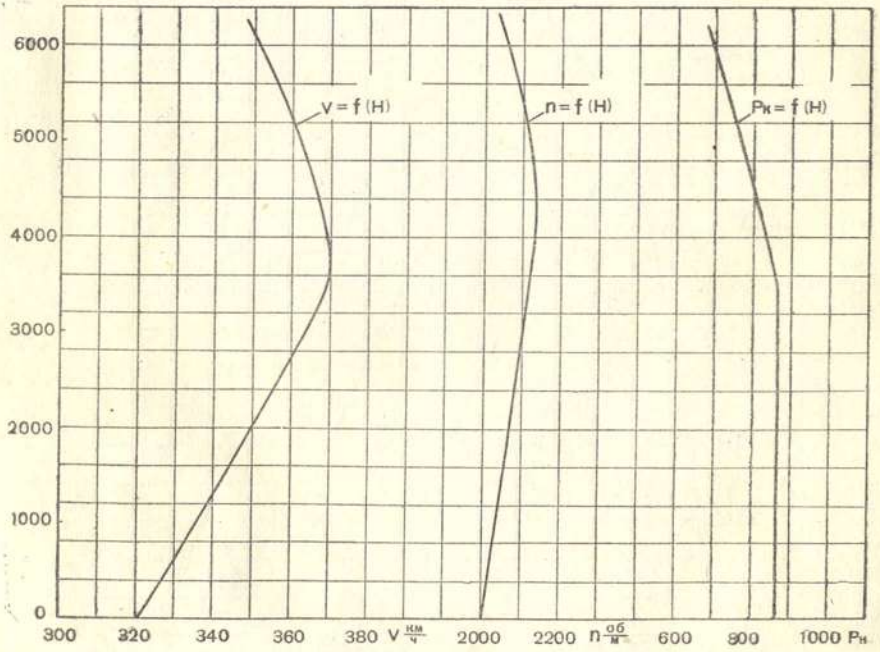


Рис. 4. Кривые максимальных горизонтальных скоростей.

Скороподъемность (рис. 5)

H м	*T* мин.	*U м/сек*	*Рк мм* рт. ст.	*n* об/мин
0	0	14,2	956	1710
500	0,6	14,6	956	1750
1000	1,14	15,0	956	1785
2000	2,2	13,55	885	1800
3000	3,5	11,7	794	1800
4000	4,9	9,8	703	1785
5000	6,6	8,0	610	1760
6000	9,1	6,2	570	1730
7000	12,4	4,3	—	—
8000	17,6	2,55	—	—
9000	30,0	0,5	—	—

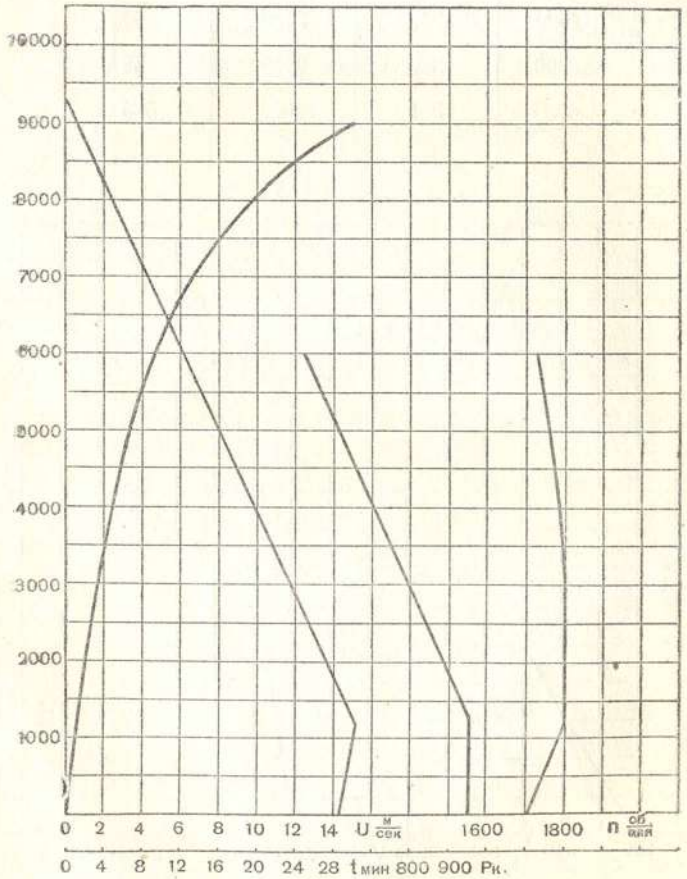


Рис. 5. Кривые скороподъемности.

Практический потолок самолета И-15бис $H = 8980$ *м*. Так как полетный вес серийного самолета меньше полетного веса самолета, проходившего государственные испытания, то горизонтальные скорости, скороподъемность и другие данные должны соответственно измениться в лучшую сторону.

В процессе эксплоатации самолет может быть загружен меньшей нагрузкой, вследствие чего уменьшится его полетный вес и, следовательно, улучшатся летные характеристики.

Дальность полета и расход горючего

Предельная дальность полета 770 *км*. Такая дальность получена на стандартной высоте $H_{ст} = 3600$ *м* при действительной скорости $Vg = 280$ *км/час*, с учетом расхода на под'ем и планирование, а также 10% запаса горючего.

Дальность при полете по треугольнику 750 *км*. Эта дальность получена при следующих условиях:

Стандартная высота	3600 *м*
Действительная скорость полета	273 *км/час*
Общее время полета	2 ч. 48 м.
Перед полетом залито горючего	225 *кг*
Расход горючего за все время полета	202 *кг*
Расход горючего в полете по прямой	194 *кг*
Расход горючего на под'ем и планирование	8 *кг*
Остаток горючего	23 *кг*
Часовой расход горючего	71 *кг/час*
Километровый расход	0,26 *кг/км*

Таблица 1

Расход горючего на самолете И-15бис с мотором М-25В в горизонтальном полете

H м	*n* об/мин	*V км/час* по прибору	*V км/час* действительн.	*Pк мм* рт. ст.	*G кг/час*	*q кг/км*
$H_{пр} = 300$	1500	240	248	540	70	0,284
	1600	260	266	640	85	0,318
	1700	275	281	700	100	0,356
$H_{ст} = 960$	1800	300	306	800	125	0,410
	1900	320	323	888	150	0,485
	2000	335	338	980	185	0,550
$H_{пр} = 1000$	1500	240	260	500	70	0,270
	1600	250	270	580	85	0,315
	1700	265	284	620	94	0,332
$H_{ст} = 1500$	1800	285	304	700	115	0,380
	1900	300	312	800	140	0,435
	2000	320	340	880	170	0,500

H м	n об/мин.	V км/час по прибору	V км/час действительн.	P_K мм рт. ст.	G кг/час	q кг/км
$H_{пр} = 3000$	1600	230	280	450	70	0,250
	1700	240	290	520	85	0,275
	1800	260	312	—	100	0,320
$H_{ст} = 3600$	1900	270	323	650	120	0,372
	2000	290	345	780	160	0,445
	2100	310	366	865	185	0,520
$H_{пр} = 5000$	1800	215	303	400	70	0,242
	1900	232	324	480	98	0,280
$H_{ст} = 6200$	2020	252	348	580	110	0,335

На рис. 6 приведены графики расхода горючего.

Данные, приведенные в табл. 1, получены на самолете И-15бис с мотором М-25В при пользовании высотным корректором со следующей регулировкой карбюратора К-25-4Д.

Жиклеры	Диаметр в *мм*	Истечение в *см³/мин*
Главный жиклер левый	2,7	975±1,5%
„ „ правый	2,65	926±1,5%
Жиклер экономайзера .	2,5	820±1,5%
Воздушный жиклер . .	1,8	368±2,0%

Взлетные и посадочные свойства

Взлет и посадка самолета И-15бис нормальные. Скорость отрыва (при полетном весе 1700 *кг*) 100—110 *км/час* по прибору. Посадочная скорость 100—105 *км/час*.

При испытании самолета на колесах в штиль получены следующие данные разбега и пробега, приведенные в табл. 2.

Таблица 2

Род нагрузки	Полетный вес *кг*	Длина *м*	Время сек.	Примечание
Разбег				
Нормальная нагрузка . . .	1700	190	10	
Наибольшая перегрузка (бомбы)	1850	200	13—14	
Пробег				
Нормальная нагрузка . . .	1700	350	17	Без тормозов
То же	1700	230	14	С тормозами
Наибольшая перегрузка (бомбы)	1850	585	24	Без тормозов
То же	1850	360	16	С тормозами

Разбег и пробег, а также траектория взлета (рис. 7) и планирование обеспечивают возможность работы, при хороших подходах, на площадках 600 × 500 *м*.

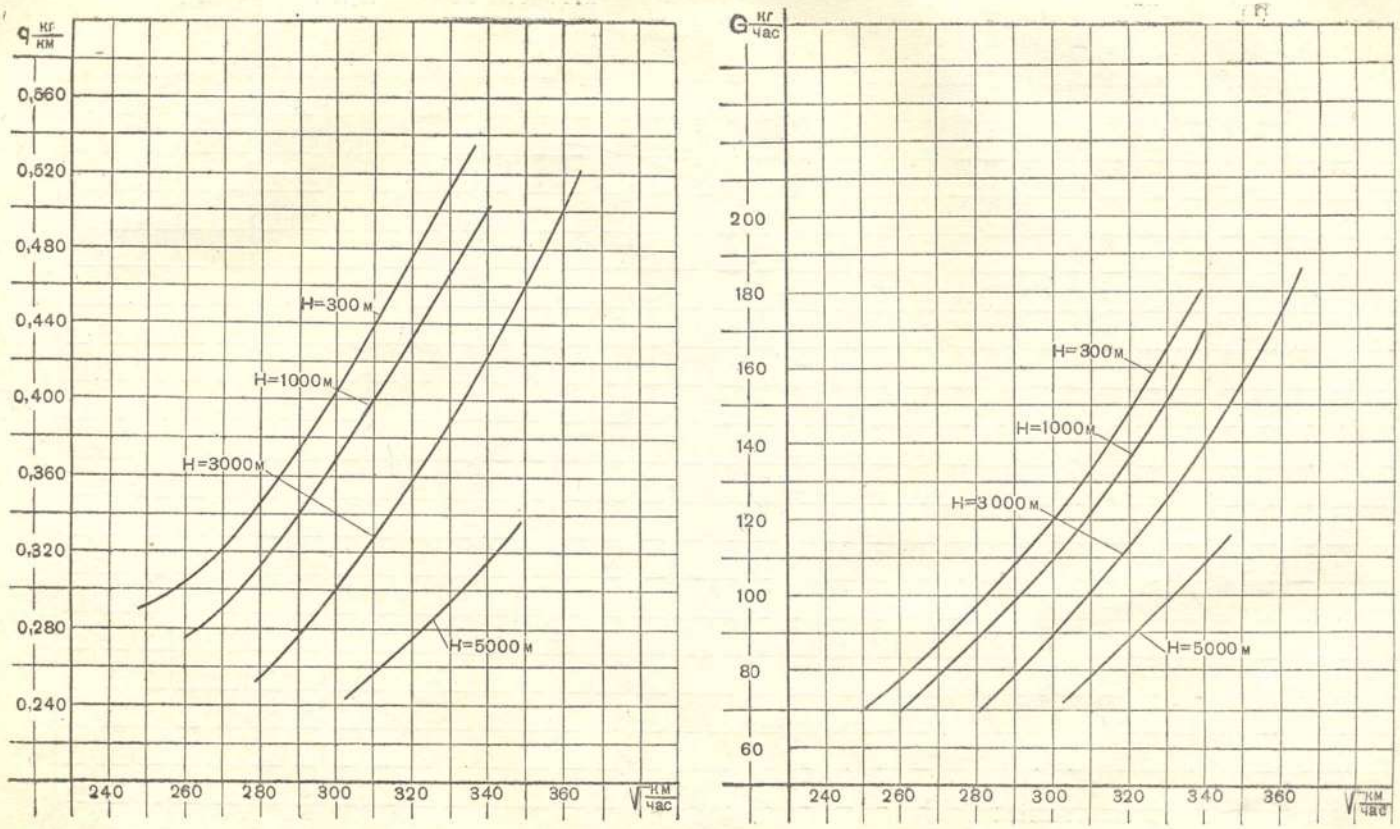


Рис. 6. Кривые километрового и часового расхода горючего при полете по прямой.

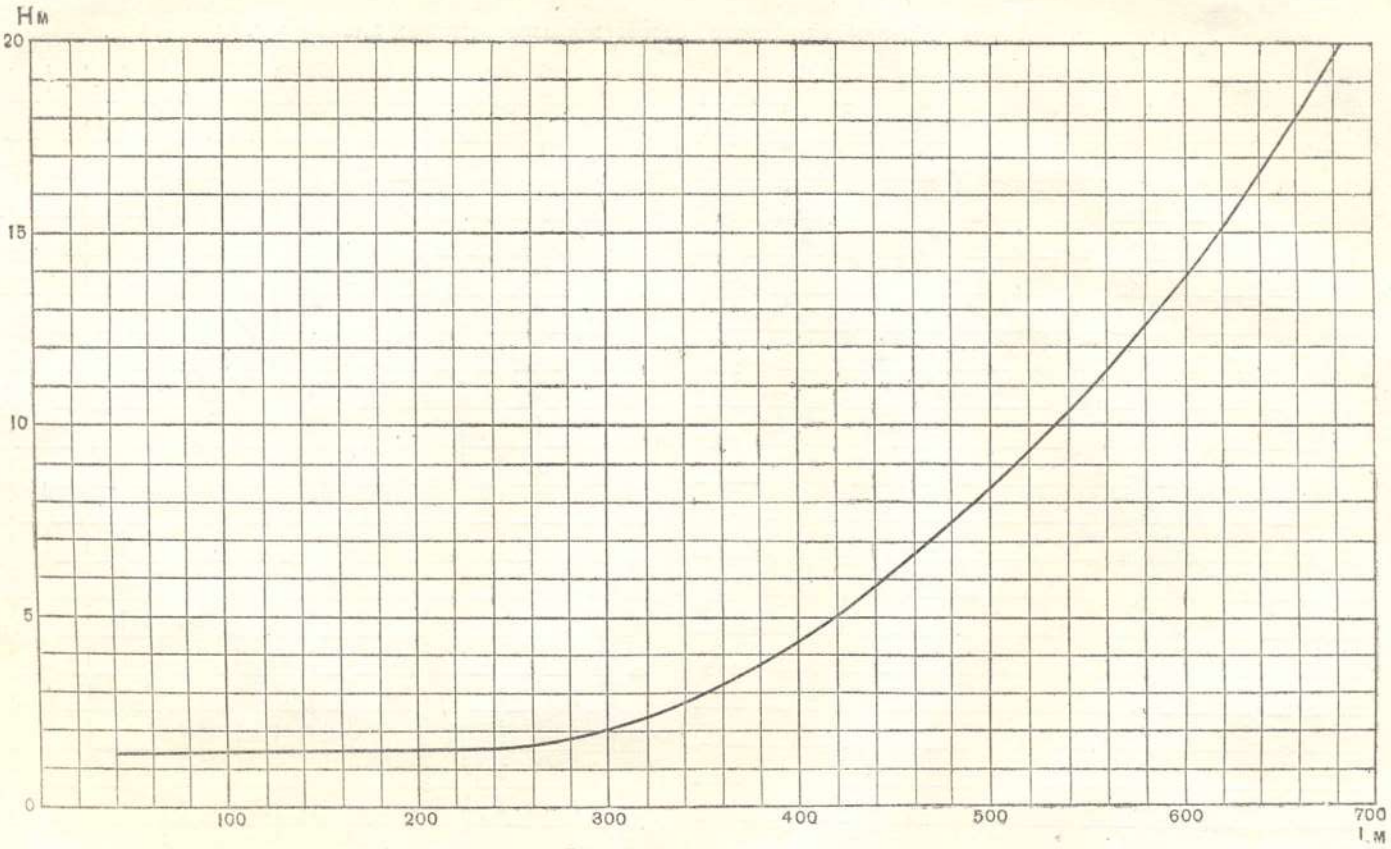


Рис. 7. Траектория взлета.

3. Весовые данные самолета и центровка

Для улучшения летных качеств самолета И-15бис был проведен ряд мероприятий по снижению веса самолета.

Вес самолета в процессе серийного производства несколько менялся, что происходило за счет:

1) облегчения веса конструкции серийного самолета по сравнению с опытным на 30 *кг;*

2) снятия ряда агрегатов (самопуск РИ с проводкой, аккумулятор типа 6А-55, генератор ДСФ-500 и т. д.);

3) переноса ряда агрегатов в перегрузку (аккумулятор 6АТИ-III, кислородный прибор и т. д.).

В итоге вес облегченного серийного самолета достиг 1610 *кг.*

Одновременно со снятием ряда агрегатов (с целью повысить боеспособность и улучшить конструкцию) пришлось увеличить вес самолета за счет установки:

1) бронированной спинки сидения летчика весом 22 *кг* вместо нормальной, вес которой 2 *кг;*

2) эластичной моторамы весом 19 *кг* вместо 11 *кг.*

Вес серийного самолета после этих изменений достиг 1638 *кг.*

На последующих сериях предусмотрена установка:

1) протектированного бензобака весом 36,5 *кг* (вместо 21,5 *кг);*

2) воздушного самопуска весом 8,5 *кг.*

Тогда вес серийного самолета будет 1655—1660 *кг.*

Основным вариантом полетного веса является, так называемый, *нормальный вариант* веса самолета, вооруженного четырьмя пулеметами ПВ-1 с запасом патронов (2300 шт.), с установленным необходимым оборудованием и с загрузкой 150 *кг* горючего и 17 *кг* смазочного.

Ниже дается краткий анализ полетного веса самолета в нормальном варианте.

Полетный вес самолета при нормальном варианте:

Пустой самолет	1149 *кг*
Полная нагрузка	489 „
Всего	1638 *кг*

В вес пустого самолета входит:

Силовая установка	659,8 *кг*
Конструкция	489,2 „
Всего	1149,0 *кг*

В вес полной нагрузки входит:

Полезная нагрузка	322,0 *кг*
Горючее и смазочное	167,0 „
Всего	489,0 *кг*

В вес конструкции входит:

Коробка крыльев	219,7 *кг*
Фюзеляж	121,9 „
Шасси и костыль	109,3 „
Хвостовое оперение	30,3 „
Окраска самолета	8,0 „
Всего	489,2 *кг*

Полезная нагрузка:

Экипаж	80,0 *кг*
Вооружение	184,2 „
Аэронавигационное оборудование	5,64 „
Электрооборудование	6,07 „
Вспомогательное оборудование	14,55 „
Бронированная спинка	22,0 „
Несъемная перегрузка	9,54 „
Всего	322,0 *кг*

Горючее и смазочное:

Бензин	150,0 *кг*
Масло	17,0 „
Всего	167,0 *кг*

Перегрузочные варианты. В зависимости от боевого задания самолет может принять и большую нагрузку; получается тот или иной перегрузочный вариант.

Перегрузка патронами, 750 шт.	24 *кг*
Перегрузка аккумулятором 6АТИ-III, 1 шт.	12 „
Перегрузка кислородным оборудованием	14,5 „
Перегрузка ВАП-6, 2 шт.	118,5 „

Перегрузка бомбами:

4×10	40 *кг*
4×25	100 „
2×25+2×50	150 „

С изменением полной нагрузки (оборудования, вооружения, экипажа, горючего и смазочного) меняются: полетный вес, центровка, удельная нагрузка на 1 $м^2$ площади крыльев (G/S) и нагрузка на 1 *л. с.* мотора (G/N) самолета.

Все это вызывает некоторое изменение маневренных, взлетных, посадочных и других свойств самолета.

Так, например: самолет И-15бис с полетным весом 1700 *кг* выполняет вираж на высоте 1000 *м* в 10,5 сек.; разгруженный до 1420 *кг* делает вираж в 9 сек. (испытания НИИ ВВС).

Edited by Foxit Reader
Copyright(C) by Foxit Corporation,2005-2009
For Evaluation Only.

Таблица 3

Вес деталей самолета и оборудования и размещение их на самолете

Ось *X*-ов—продольная ось самолета

Ось *У*-ов—поперечная ось самолета (рис. 8)

№ по пор.	Наименование нагрузки	*Р. Х.*	Абсцисса *Х* в *м*	Вес *Р* в *кг*	Ордината *У* в *м*	*Р. У.*
1	Экипаж	228,4	2,855	80,0	0,37	29,6
	Боевая нагрузка	351,66	—	184,2	—	27,84
2	Пулеметы верхние 2ПВ-1	60,225	1,825	33,0	0,55	18,15
3	Пулеметы нижние 2ПВ-1	66,42	2,025	32,8	—0,083	—2,72
4	Патроны верхние 1500 шт.	95,76	1,995	48,0	0,25	12,0
5	Патроны нижние 800 шт.	53,76	2,1	25,6	—0,355	—9,09
6	Патронные коробки	19,9	2,03	9,8	0,044	0,429
7	Рукава питания, гильзоотводы и звеньеотводы	11,4	1,9	6,0	0,215	1,29
8	Синхронизаторы	3,28	0,7	4,68	0,07	0,328
9	Шкворни и отрывные механизмы	6,55	2,085	3,14	0,147	0,461
10	Управление огнем	5.885	2,18	2,7	0,095	0,257
11	Ручки перезарядки нижние	2,45	2,45	1.0	0,225	0,225
12	Трубы охлаждения	16,62	1,222	13.6	0,265	3,6
13	Прицел ОП-1	9,41	2,425	3,88	0,75	2,91
	Аэронавигационное оборудование	11,62	—	5,64	—	2,195
14	Аэронавигационные приборы на приборной доске	8,26	2,22	3,72	0,425	1,581
15	Внекабинные приборы (трубки Вентури, Пито)	3,36	1,75	1,92	0,32	0,614
	Электрооборудование	13,982	—	6,07	—	0,28
16	Распределительная коробка РК с креплением	1,15	2,3	0,5	0,12	0,06
17	Электропроводка и арматура	11,79	2,31	5,1	0	0
18	Электрощиток на доске приборов	1,042	2,22	0,47	0,43	0,22

ЗАВОД им. В. П. ЧКАЛОВА
Т... ...ЧНАЯ БИБЛИОТЕКА
Инв. №

№ по пор.	Наименование нагрузки	$P.\ X.$	Абсцисса X в $м$	Вес P в $кг$	Ордината $У$ в $м$	$P.\ У.$
	Вспомогательное оборудование . .	39,698	—	14,55	—	—1,15
19	Парашют	25,4	2,825	9,0	0,045	0,405
20	Пиротехнические посадочные огни .	1,62	2,05	0,81	—0,43	—0,345
21	Сигнальный пистолет и ракеты . . .	4,134	2,52	1,64	0	0
22	Инструментальная сумка	8,28	2,76	3,0	—0,4	—1,2
23	Аптечка	0,264	2,64	0,1	0,1	0,01
24	Бронированная спинка	66,44	3,02	22,0	0,32	7,0
	Нестемная перегрузка	18,65	—	9,54	—	—0,525
25	Бомбовые балки	10,13	2,05	4,94	—0,45	—2,22
26	Противовес и мелкие детали	5,6	1,6	3,5	0,5	1,75
27	Аварийный сбрасыватель АСБР-2 с проводкой	2,92	2,65	1,1	—0,05	—0,055
	Полезная нагрузка	730,45	—	322,0	—	65,24
28	Бензин	223,5	1.49	150,0	—0,07	—10,5
29	Масло	18,02	1,06	17,0	0,23	3,91
	Полная нагрузка	971,97	—	489,0	—	58,65
	Силовая установка	327,46	—	659,8	—	7,33
30	Мотор М-25В с бензопомпой БНК-2 и креплением	190,835	0,417	458.01	0,012	5,397
31	Винт с храповиком	0	0	56,2	0	0
32	Кок винта	0	0	3,8	0	0
33	Моторная рама	15,04	0,79	19,0	0	0
34	Капот мотора Naca	20,591	0,611	33,7	0,097	3,256
35	Коллектор выхлопа, всасывающий патрубок и установка подогрева .	16,65	0,665	25,05	0	0
36	Воздушно-масляный радиатор с обдувом	8,0	0,89	9,01	—0,23	—1,405
37	Бензобак с креплением	31.93	1,49	21,43	—0,07	—1,5
38	Бензопровод, краны и фильтр . . .	6.136	1,04	5,9	—0,315	—1,86
39	Заливной бачок	1,836	1,765	1,04	0,2	0,208
40	Жалюзи капота Naca	0,98	0,14	7.0	0	0
41	Маслобак с креплением	3.964	1,06	3,74	0,23	0,86
42	Маслопровод	3,68	0,92	4,0	—0,15	—0,6
43	Пусковое магнето	10,273	2,935	3,5	—0,095	—0,333

№ по пор.	Наименование нагрузки	*Р. Х.*	Абсцисса *Х* в *м*	Вес *Р* в *кг*	Ордината *У* в *м*	*Р. У.*
44	Приборы силовой установки на доске приборов	12,965	2,22	5,84	0,425	2,
45	Система управления мотором	4,58	1,775	2,58	0,32	0,82
	Конструкция	98,04	—	489,2	—	76,739
	Коробка крыльев	338,483	—	219,7	—	136,43
46	Верхние крылья с элеронами	145,49	1,350	107,71	1,13	121,7
47	Нижние крылья	103,254	2,01	51,37	—0,44	—22,6
48	Центроплан со стойками и лентами-расчалками	32,195	1,32	24,39	0 95	23,17
49	Стойки коробки крыльев	29,804	1,665	17,9	0,43	7,697
50	Ленты-расчалки коробки крыльев, обтекатели стыковые, болты и мелкие детали	27,74	1,516	18,33	0,284	6,461
	Фюзеляж	326,089	—	121,9	—	10,761
51	Ферма сварная	145,7	2,7	53,96	0,07	3,777
52	Каркас с обшивкой, капоты, противопожарная перегородка и мелкие крепления	108,86	2,7	40,32	0,07	2,822
53	Сиденье пилота с ремнями	21,971	2,91	7,55	—0,044	—0,334
54	Ручное управление	19,972	2,415	8,27	0,15	1,241
55	Ножное управление	8,851	2,18	4,06	—0,105	—0,426
56	Кабина и козырек летчика	13,433	2,985	4,5	0,815	3,668
57	Полкабины летчика с креплением	4,793	2,25	2,13	—0,175	—0,373
58	Доска приборов	2,509	2,24	1,11	0,345	0,386
	Шасси и костыль	139,674	—	109,3	—	—88,75
59	Тормозные колеса 700×150 *мм* и управление тормозами	52,185	1,047	49,82	—1,3	—64,65
60	Обтекатели колес	7,84	0,96	8,17	—1,27	—10,38
61	Ноги шасси	52,308	1,137	46,0	—0,298	—13,72
62	Установка костыля	27,341	5,149	5,31	0	0
	Хвостовое оперение	156,163	—	30,3	—	18,298
63	Горизонтальное оперение	91,22	5,125	17,8	0,6	10,7
64	Подкосы	22,343	4,965	4,5	0,435	1,958
65	Вертикальное оперение	42,6	5,325	8,0	0,705	5,64

№ по пор.	Наименование нагрузки	*Р. Х.*	Абсцисса *Х* в *м*	Вес *Р* в *кг*	Ордината *У* в *м*	*Р. У.*
66	Окраска всего самолета	20,0	2,5	8,0	0	0
	Пустой самолет	1307,5	—	1149,0	—	84,07
	Полная нагрузка	971,97	—	489,0	—	58,65
	Полетный вес нормального варианта	2279,47	—	1638,0	—	142,72
	Перегрузка	—	—	—	—	—
67	Патроны верхних пулеметов, 750 шт.	45,48	1,995	24,0	0,25	6,0
68	Аккумулятор для освещения 6АТИ-III	16,38	1,365	12,0	0,13	1,56
69	Кислородное оборудование	42,92	2,96	14,5	—0,1	— 1,45
70	ВАП-6, 2 шт.	229,89	1.94	118,5	—0,72	—85,32
71	Бомбы 4×10 *кг*	77,6	1,94	40.0	—0,72	—28,8
72	„ 2×25 *кг*	97,0	1,94	50.0	—0,72	—36,0
73	„ 4×25 *кг*	194,0	1.94	100,0	—0,72	—72,0
74	„ 2×25 *кг* +2×50 *кг*	291,0	1,94	150,0	—0,72	—108,0
75	Аккумулятор 6АТИ-III, установленный за сиденьем летчика (первые серии)	38,82	3,235	12,0	0,065	0,78

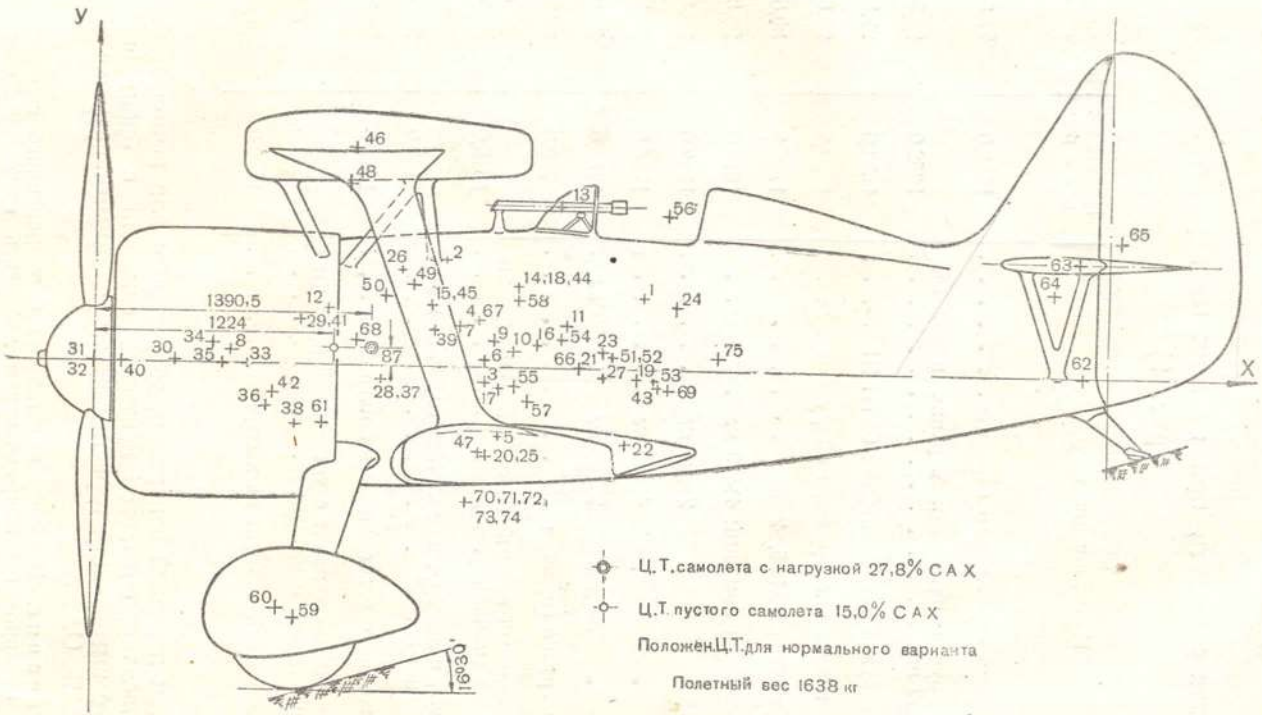


Рис. 8. Размещение оборудования на самолете.

Таблица 4

Центровка самолета при возможных вариантах нагрузки (рис. 9)

№ по пор.	Наименование нагрузки	Полетный вес в *кг*	Центровка в % САХ
1	Нагрузка нормального варианта	1638,0	27,8
2	Перегрузка патронами верхних пулеметов, 750 шт.	1662,0	28,3
3	Перегрузка аккумулятором 6АТИ-III	1650,0	27,8
4	Перегрузка кислородным оборудованием . .	1652,5	28,8
5	Перегрузка ВАП-6, 2 шт.	1756,5	30,6
6	Перегрузка бомбами: 4×10 *кг*	1678,0	28,8
7	„ „ 2×25 *кг*	1688,0	29,1
8	„ „ 4×25 *кг*	1738,0	30,2
9	„ „ 2×25 *кг* + 2×50 *кг* .	1788,0	31,3
10	Перегрузка горючим	1720,0	28,0
11	Нормальный вариант со снятой бронированной спинкой	1618,0	26,3
12	То же, с выгоревшим на 75% горючим и смазочным	1453,0	25,9
13	То же, но с расстрелянными патронами . . .	1379,5	22,7
14	Нормальный вариант с установкой протектированного бензобака	1653,0	27,9
15	Нормальный вариант на лыжах	1630,0	27,8

Пределом передней центровки, допустимым для выполнения нормальной посадки, считается центровка самолета с бронированным сиденьем, с выгоревшим горючим и отстрелянными патронами, равная 23—24% САХ.

Примечание. В случае полетов без бронированного сиденья и без перегрузок кислородным оборудованием добавлять груз $P = 20$ *кг* в багажник за сиденьем летчика.

Посадка при более передней центровке осложнена и может при торможении привести к капотированию.

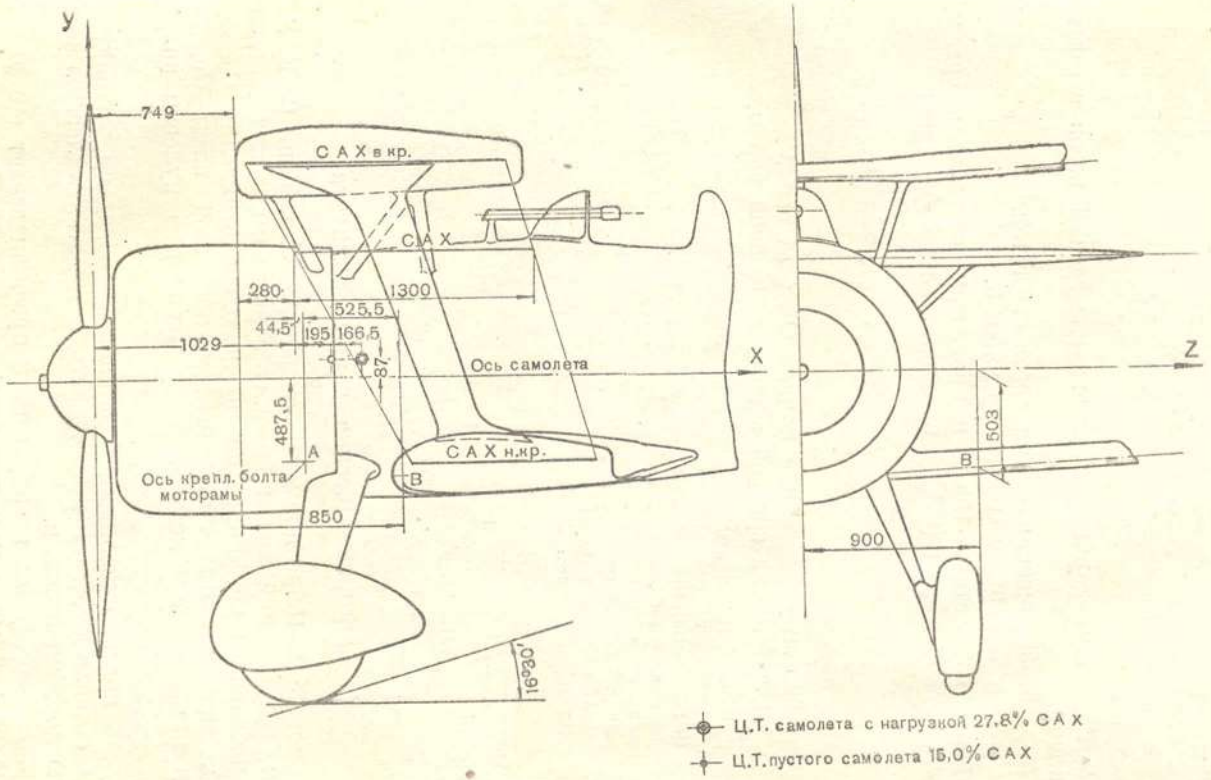


Рис. 9. Центровка и САХ самолета.

Способ подсчета центровки

Расстояние центра тяжести самолета от оси X определяется по формуле:

$$X_{цт} = \frac{\Sigma P \cdot X}{\Sigma P} \text{ м},$$

где:

$\Sigma P \cdot X$ — алгебраическая сумма произведений весов агрегатов на их плечи.

ΣP — алгебраическая сумма весов агрегатов.

$\Sigma P \cdot X$ и ΣP определяется по табл. 3.

Центровка самолета И-15бис в процентах от длины средней аэродинамической хорды (САХ) определяется по формуле:

$$C = \frac{X_{цт} - X_{сах}}{L_{сах}} 100 \ldots (\% \text{ САХ})$$

где:

$X_{сах} = 1{,}029$ *м* — расстояние начала САХ от оси $У$.

$L_{сах} = 1{,}3$ *м* — длина средней аэродинамической хорды.

Пример. Необходимо найти центровку самолета при снятой бронированной спинке. Для этого имеем следующие данные:

Полетный вес с бронированной спинкой	1638 *кг*
Вес бронированной спинки	22 „
Вес нормальной спинки	2 „
$\Sigma P \cdot X$ при весе 1638 *кг*	2279,47 *кгм*
$P \cdot X$ бронированной спинки	66,44 „
$P \cdot X$ нормальной спинки	5,82 „

Тогда:

$$X_{цт} = \frac{\Sigma P \cdot X}{\Sigma P} = \frac{2279{,}47 - 66{,}44 + 5{,}82}{1633 - 22 + 2} = \frac{2218{,}85}{1618} = 1{,}371 \text{ мм}$$

Центровка:

$$C = \frac{1{,}371 - 1{,}029}{1{,}3} \cdot 100 = \frac{0{,}342}{1{,}3} \cdot 100 = 26{,}3\% \text{ САХ}.$$

4. Аэродинамические данные самолета

На самолете И-15бис применен скоростной профиль Clark УН (рис. 10), обладающий рядом высоких аэродинамических качеств. как-то: небольшим коэфициентом лобового сопротивления $C_{x_{min}} = 0{,}0058$, значительным коэфициентом под'емной силы $C_{y_{max}} = 0{,}64$ и коэфициентом момента $C_{m_o} = 0{,}032$ при нулевом значении C_y.

Профиль крыла с полными и плавными обводами, наряду с хорошим обтеканием, дает возможность осуществить легкую конструкцию коробки крыльев.

Несколько отогнутый вверх хвостик профиля делает его устойчивым на различных режимах полета.

Относительная толщина профиля для верхнего крыла 10% и для нижнего 12%.

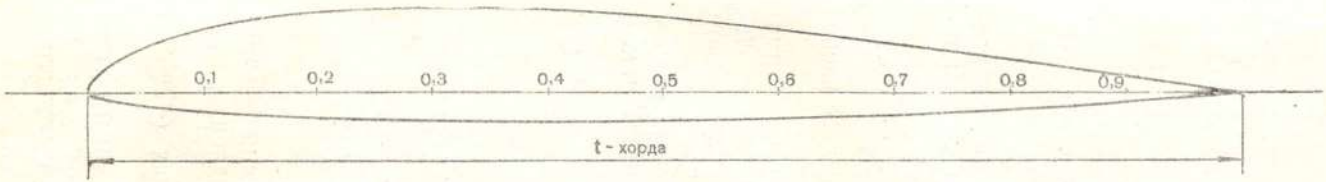


Рис. 10. Профиль крыльев Clark УН.

Таблица координат 12%

Абсцисса	0,00	1,25	2,5	5,0	7,5	10	15	20	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Ординаты верхние .	0,00	2,10	3,10	4,59	5,62	6,42	7,57	8,33	8,85	8,66	7,91	6,71	5,07	3,39	1,73	0,90	0,09
Ординаты нижние .	0,00	—1,55	—2,03	—2,54	—2,81	—3,03	—3,24	—3,25	—3,14	—3,00	—2,84	—2,69	—2,43	—1,98	—1,21	0,69	— 0,08

Значения коэфициентов

α°	—16°	—14°	—12°	—10°	—8°	—6°	—4°	—2°	0°	2°	4°	6°	8°	10°	12°	14°	16°	18°	20°	22°
Cy	—0,299	—0,298	—0,281	—243	—0,194	—0,132	—0,065	—0,00	0,085	0,133	0,200	0,263	0,328	0,396	0,462	0,523	0,583	0,629	0,640	0,620
Cx	0,1014	0,0748	0,0474	0,0250	0,0127	0,0083	0,0063	0,0058	0,0063	0,0081	0,0113	0,0156	0,0214	0,0296	0,0384	0,0478	0,0588	0,0731	0,0900	0,1193
Cm	—0,106	—0,091	—0,074	—0,056	—0,038	—0,021	—0,003	0,014	0,032	0,049	0,066	0,084	0,101	0,119	0,136	0,151	0,167	0,180	0,190	0,196

Продувка ЦАГИ Т-1 9–7—32 г. Re-780000

Поляра самолета

Основной аэродинамической характеристикой самолета является поляра Лилиенталя 1-го рода — кривая зависимости коэфициента под'емной силы всего самолета C_y от коэфициента его лобового сопротивления C_x (рис. 11).

Данная поляра получена продувкой модели самолета И-15бис в аэродинамической трубе.

Поляра характеризует нормальные для биплана качества самолета, причем нужно отметить, что по сравнению с самолетом И-15 «Чайка», с точки зрения сопротивления, прямое крыло дает несомненный выигрыш, примерно, на 10—12%.

За $C_{y_{max}}$ кривая идет с резким падением, что указывает на возможность проваливания при посадке с углами атаки больше критического (16—16,5°).

Кривые Пено

Теоретическим расчетом получены кривые потребных и располагаемых мощностей (рис. 12).

В основу построения положены аэродинамический расчет самолета И-15бис с полетным весом 1600 *кг* и характеристика винтомоторной группы мотора М-25В с винтом фиксированного шага диаметром 2,8 *м* при угле установки лопастей $\varphi = 29°$.

Точки пересечения кривых потребных и располагаемых мощностей для соответствующих высот дают расчетные величины максимальных скоростей на этих высотах.

Там же даны расчетные величины вертикальных скоростей при под'еме $U = f(H)$ и время под'ема на высоту $T = f(H)$.

Устойчивость самолета

Кривые продольной устойчивости (рис. 13) имеют нормальный характер на летных углах атаки.

Эффективность рулей высоты достаточна. Кривая продольной устойчивости без горизонтального оперения нейтральна.

Кривые поперечной устойчивости

Разрыв кривой на участке $\alpha = 18°—22°$, и появление двойных режимов соответствует обычному явлению, происходящему при срыве обтекания на критическом режиме.

То же самое происходит при отклоненных элеронах ($\pm 20°$) с небольшим затягиванием срыва (рис. 14).

Указанный срыв потока происходит за посадочным углом ($\alpha = 16°30'$) и, таким образом, непосредственной опасности при посадке, в смысле потери поперечной управляемости, не представляет, однако передирать машину не следует.

Эффективность элеронов значительна, что хорошо видно из графика по нарастанию моментов за счет отклонения элеронов.

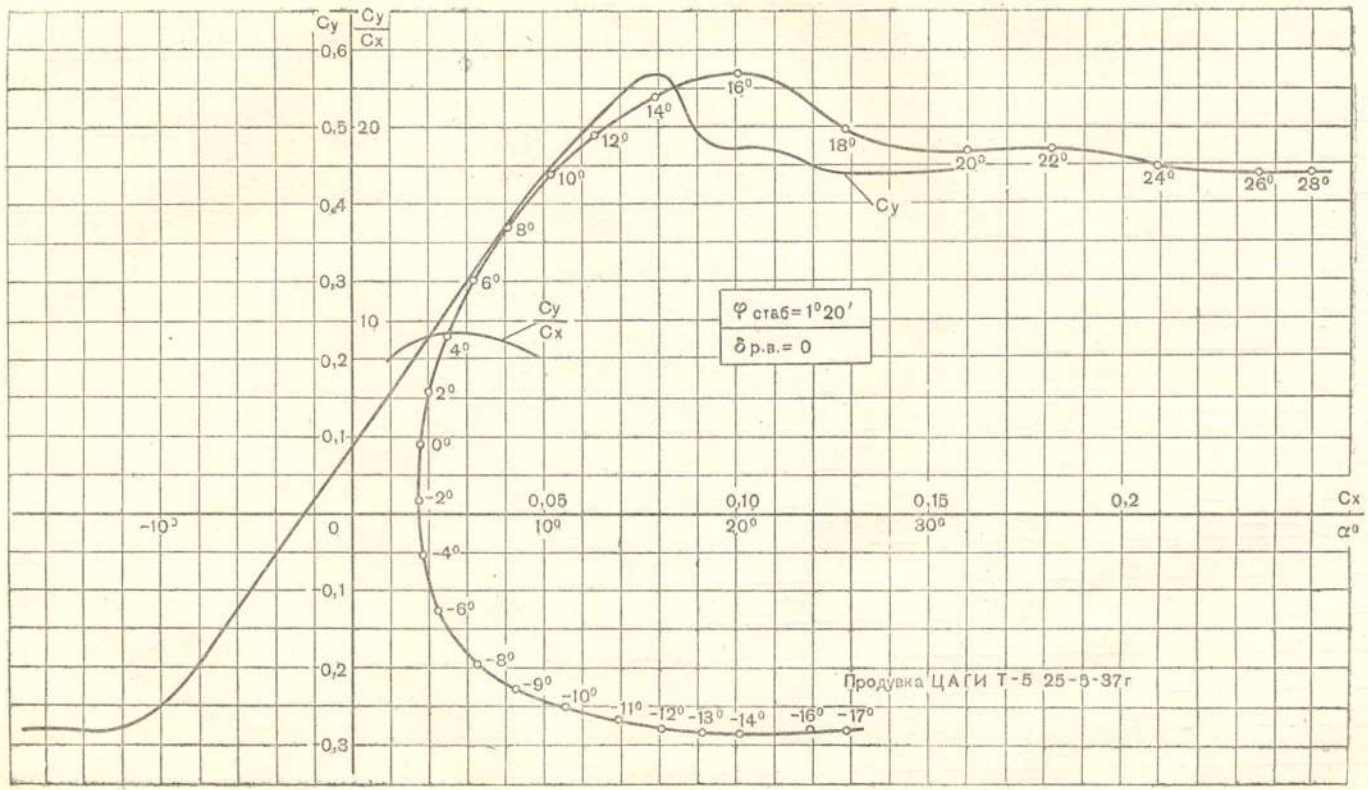


Рис. 11. Поляра самолета.

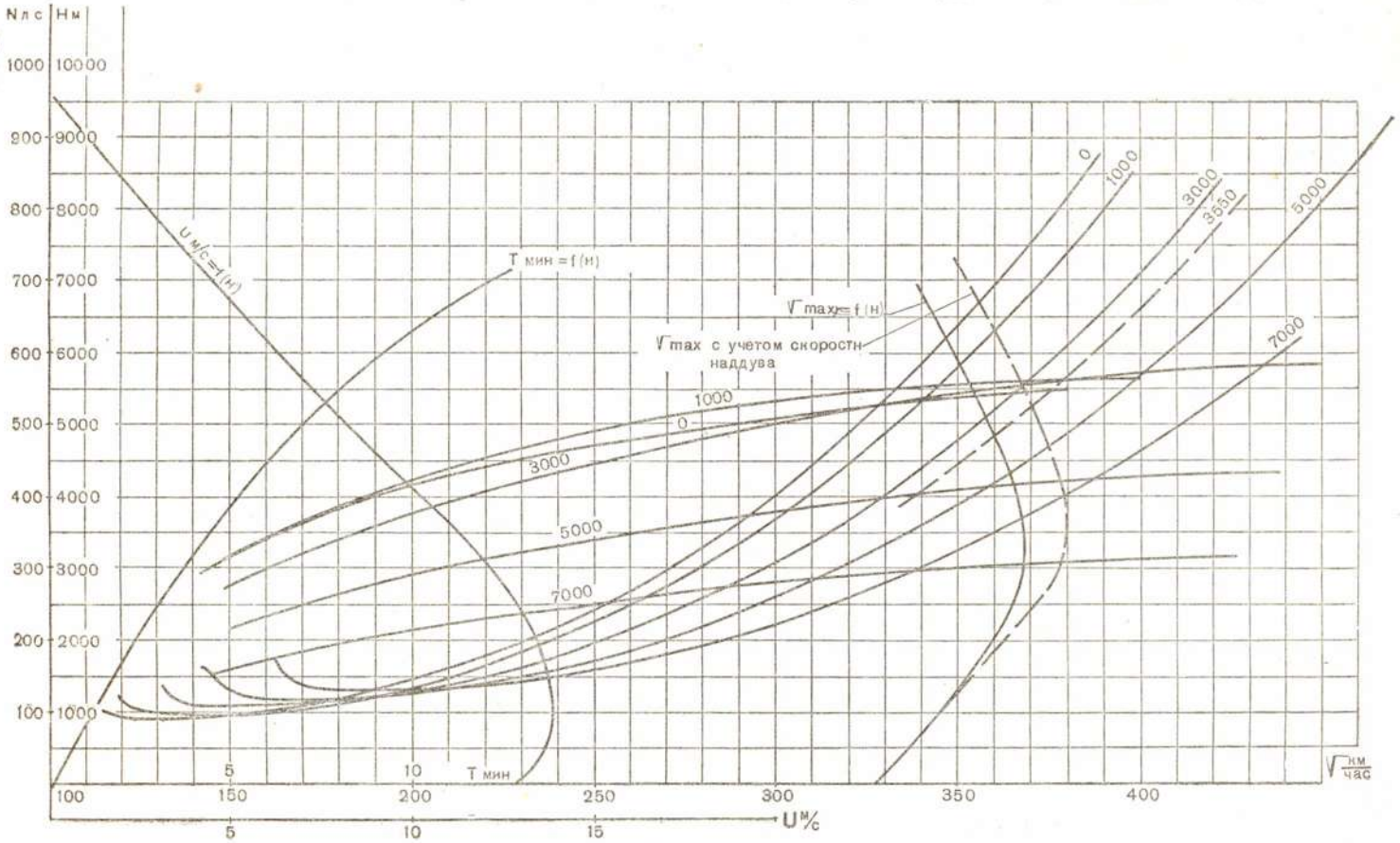


Рис. 12. Кривые Пено.

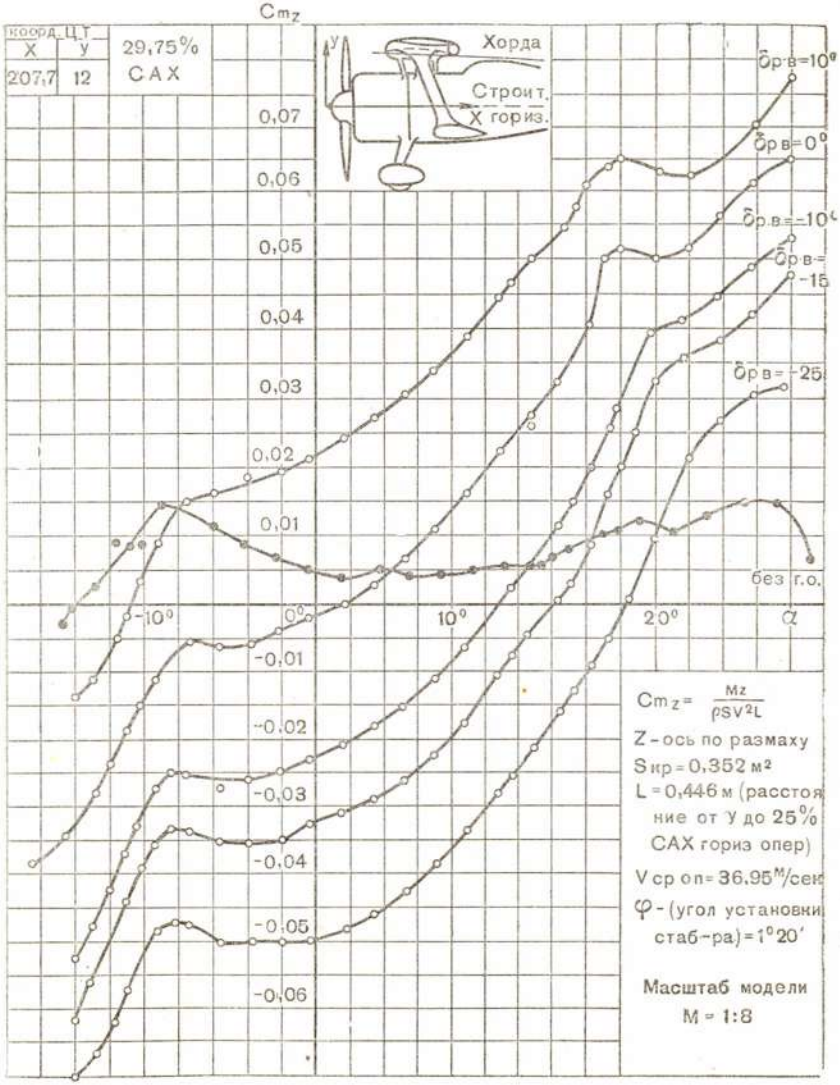


Рис. 13. Диаграмма испытаний на $Cm_z = f(\alpha)$.

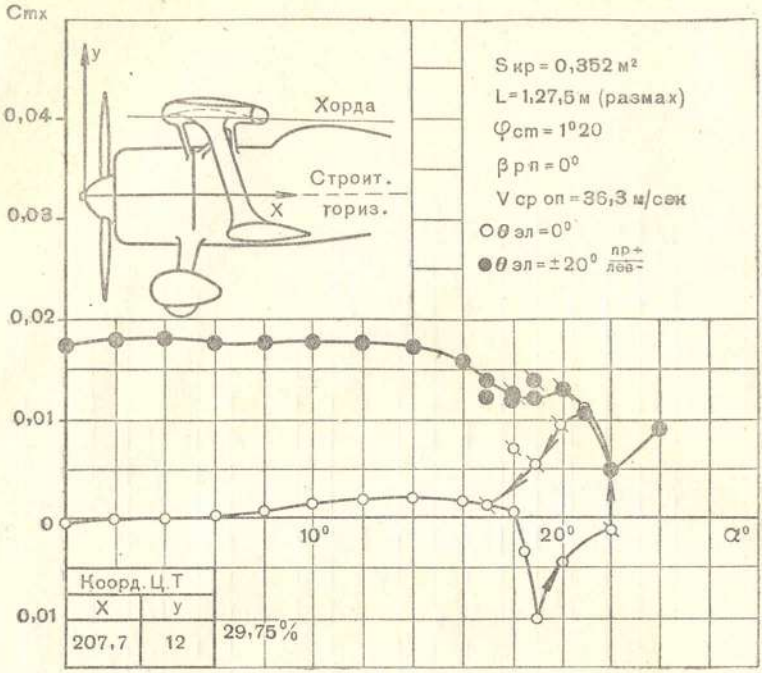


Рис. 14. Диаграмма испытаний на $Cm_x = f(\alpha)$.

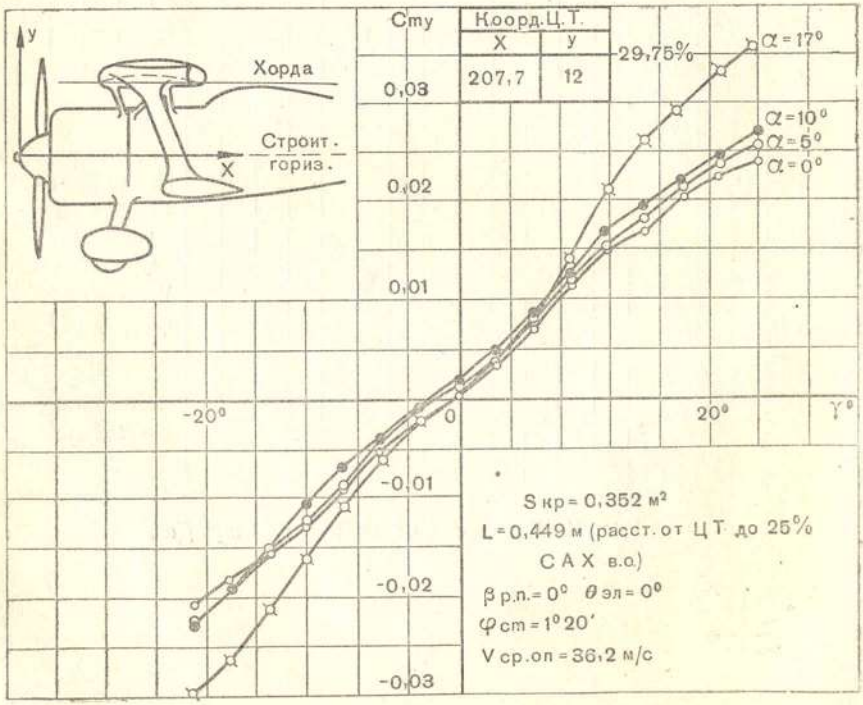


Рис. 15. Диаграмма испытаний на $Cm_y = f(\gamma)$.

Устойчивость пути, судя по величине производной, следует считать достаточной (рис. 15).

Курсовой момент, вызываемый отклоненными элеронами (рис. 16), с избытком погашается отклонением руля поворота на угол 13—15° (рис. 17).

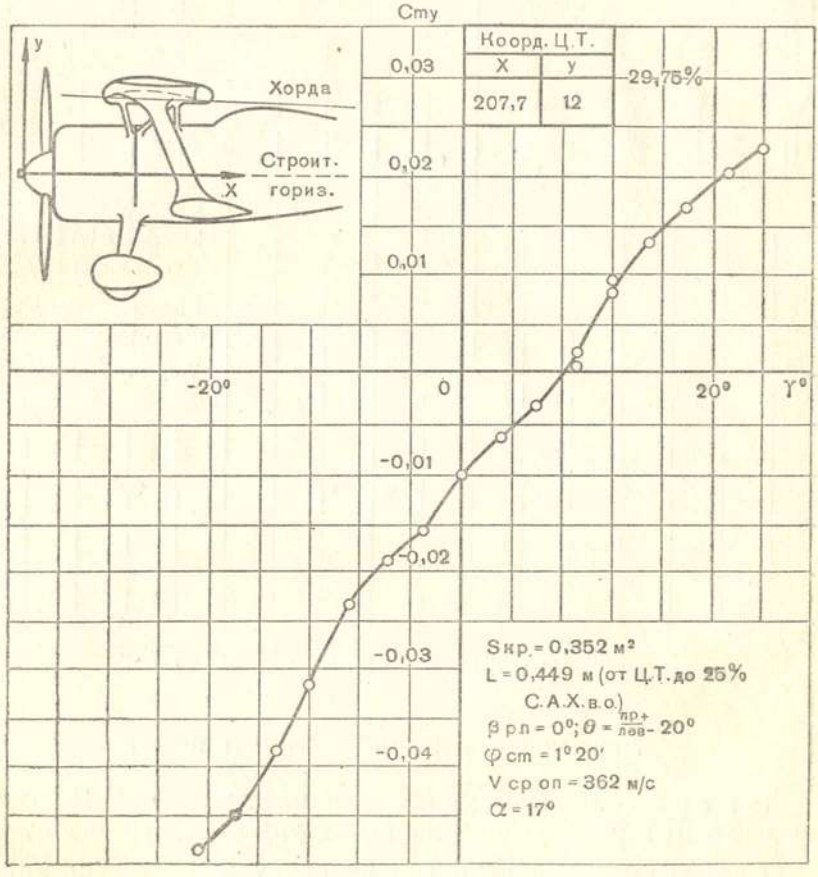


Рис. 16. Диаграмма испытаний на $Cm_y = f(\gamma)$.

Выпадение из общего пучка кривой, соответствующей $\alpha = 17°$, об'ясняется частичным выходом оперения из тени, образуемой крылом, что приводит к увеличению эффективности вертикального оперения.

Результаты исследований, произведенных с моделью самолета в аэродинамической лаборатории ЦАГИ в мае 1937 г., были подтверждены на государственных испытаниях опытного самолета в НИИ ВВС РККА.

Самолет И-15бис признан обладающим хорошей продольной, поперечной и путевой устойчивостью на летных углах атаки.

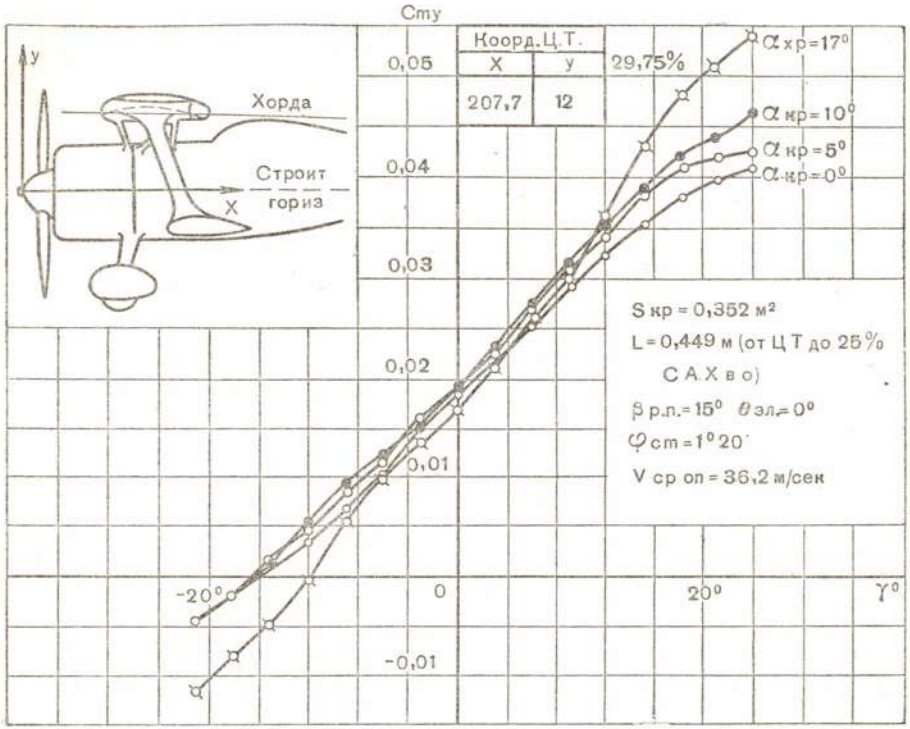


Рис. 17. Диаграмма испытаний на $Cm_y=f(\gamma)$.

Усилия на ручку управления в полете

Для оценки легкости управления на самолете И-15бис были произведены замеры усилий на ручку управления в полете.

С целью уменьшения усилий на ручку и облегчения управления самолетом на рули высоты опытной машины были установлены флетнеры 73 × 525 *мм*.

В результате, усилия на ручку, доходившие в горизонтальном полете и на виражах до 8 *кг* и выше, снизились до 2,5—3,0 *кг* для горизонтального полета и до 3,5—4,0 *кг* на виражах (рис. 18).

Однако установка флетнеров 73 × 525 *мм* вызвала явление перекомпенсации рулей высоты, и на серийных самолетах для устранения этого явления хорда флетнеров рулей высоты уменьшена с 73 до 63 *мм*. Уменьшение хорды вызовет незначительное изменение кривых, приведенных выше.

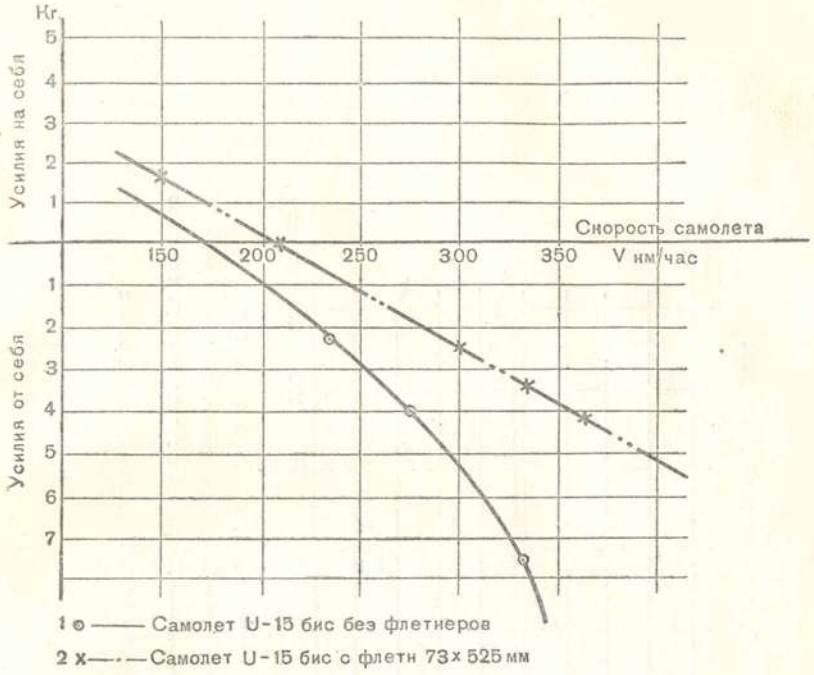


Рис. 18. Усилия на ручку в горизонтальном полете.

Усилия на виражах

И-15бис без флетнера	И-15бис с флетнером
V=160—170 *км/час*	V=170—180 *км/час*
n=1700 *об/мин*	n=1700—1750 *об/мин*
усилия на себя 8—7,2 *кг*	усилия на себя 4—3,2 *кг*

Для уменьшения усилий на ручку управления, при отклонении элеронов в горизонтальном полете, на серийных самолетах установлены элероны с увеличенной компенсацией ($S_{комп} = 24\%\ S_{элер}$ вместо 22%), а также укорочены качалки на горизонтальной трубе управления в кабине (рис. 19).

Характер усилий на ручку на режимах набора высоты и планирования дан на рис. 20.

Установка флетнеров, элеронов с увеличенной компенсацией, укорочение качалок, а также уменьшение трения в шарнирных соединениях путем установки шарикоподшипников значительно облегчили управление самолетом, и по заключению летного состава усилия на ручку стали вполне допустимыми для эксплоатации.



Рис. 19. Кривые усилий на ручку управления при отклонении элеронов в горизонтальном полете.

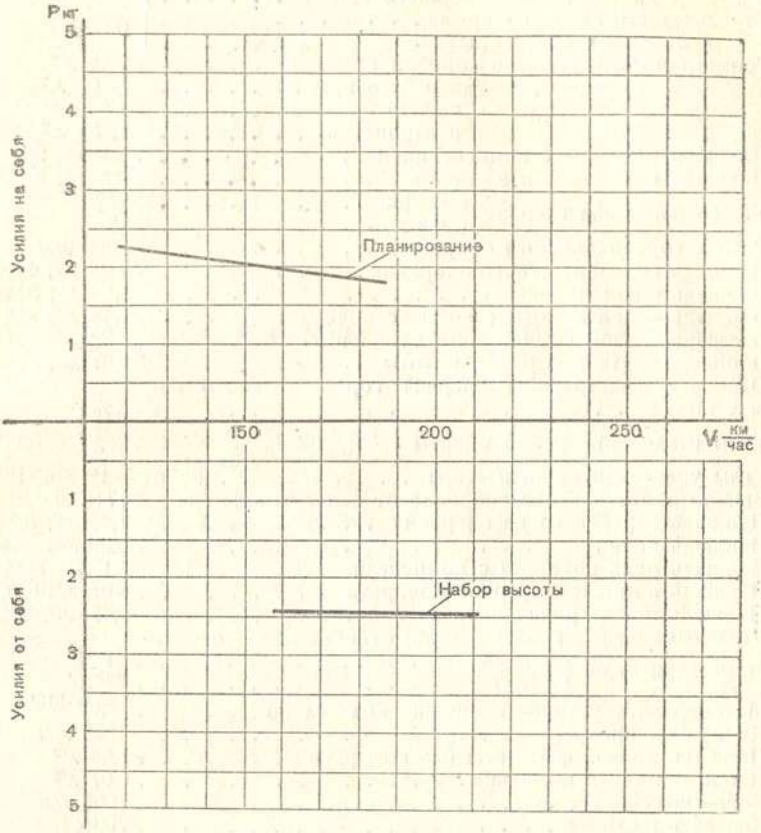


Рис. 20. График усилий на ручку в полете.

5. Геометрические и другие данные самолета

Длина самолета	6275 *мм*
Высота на стоянке	2925 „
Высота в положении полета	3416 „
Расстояние от оси самолета до земли	1700 „
Расстояние от конца лопасти до земли	300 „
Посадочный угол	16°30′
Средняя аэродинамическая хорда коробки (САХ)	1300 *мм*
Размах верхнего крыла	10200 „
Размах нижнего крыла	7500 „
Размах верхнего центроплана	1252 „
Хорда верхнего крыла	1500 „
Хорда нижнего крыла	1100 „
Вынос верхнего крыла геометрический	850 „
Высота коробки крыльев между планами (плоскости хорд)	1550 „
Относительная толщина верхнего крыла	10%
Относительная толщина нижнего крыла	12%
Поперечное *V* верхнего крыла	3°
„ *V* нижнего крыла	3°

Угол установки в раз'еме верхнего крыла . . . . . } 0°
„ „ „ нижнего крыла . . . . . }
Стрельчатость верхнего крыла . . . . . } 0°
„ нижнего крыла . . . . . }
Геометрическая площадь коробки крыльев . . . . . 22,5 $м^2$
„ „ верхнего крыла . . . . . 14,64 $м^2$
„ „ нижнего крыла . . . . . 7,86 $м^2$
„ „ центроплана . . . . . 1, 58 $м^2$
Площадь элеронов с компенсацией . . . . . 2,1 $м^2$; 9,35% $S_{кр}$
Площадь компенсации элеронов . . . . . 0,5 $м^2$; 24% $S_{эл}$
Углы отклонения элеронов { вверх . . . . . 27°
вниз . . . . . 18°
Размах горизонтального оперения . . . . . 3600 *мм*
Площадь горизонтального оперения . . . . . 2,98 $м^2$; 13,3% $S_{кр}$
Площадь стабилизатора . . . . . 1,55 $м^2$; 52% $S_{г.о.}$
Площадь рулей высоты с компенсацией . . . . . 1,43 $м^2$; 48% $S_{г.о.}$
Площадь осевой компенсации рулей высоты . . . . . 0,32 $м^2$; 22% $S_{р.в.}$
Площадь флетнеров рулей высоты . . . . . 0,07 $м^2$; 4,9% $S_{р.в.}$
Относительная толщина профиля горизонтального оперения у корня 8%
Углы отклонения рулей высоты { вверх . . . . . 30°
вниз . . . . . 25°
Углы установки стабилизатора . . . . . от +1° до—1°
Высота вертикального оперения от оси самолета . . . . 1716 *мм*
Площадь вертикального оперения . . . . . 1,49 $м^2$; 6,7% $S_{кр.}$
Площадь киля . . . . . 0,39 $м^2$; 26% $S_{в.о.}$
Площадь руля поворота с компенсацией . . . . . 1,1 $м^2$; 74% $S_{в.о.}$
Площадь компенсации руля поворота . . . . . 0,07 $м^2$; 6,4% $S_{р.п.}$
Площадь щитка руля поворота . . . . . 0,025 $м^2$; 2,3% $S_{р.п.}$
Углы отклонения руля поворота относительно плоскости симметрии киля { вправо . . . . . 21°15′
влево . . . . . 22°10′
Максимальное угловое смещение киля влево . . . . . 1°32′ ±15′
Длина сварной фермы . . . . . 4093 *мм*
Площадь миделя фюзеляжа без козырька . . . . . 1,53 $м^2$
Площадь миделя козырька . . . . . 0,07 $м^2$
Колея шасси . . . . . 1608 *мм*
Колеса тормозные . . . . . 700×150 *мм*
Длина лыжи . . . . . 1735 *мм*
Ширина лыжи . . . . . 350 „
Длина капота . . . . . 1140 „
Максимальный диаметр . . . . . 1387 „
Диаметр кока винта (максим.) . . . . . 640 „
Диаметр входного отверстия капота . . . . . 1040 „

Емкость бензо- и маслосистемы:

Емкость бензинового бака . . . . . 310 *л*
„ масляного бака . . . . . 30 „

Данные винта:

Винт металлический с переставляющимися на земле лопастями:
Диаметр винта . . . . . 2800 *мм*
Максимальная ширина лопасти . . . . . 217 *мм*
Вес винта с храповиком . . . . . 56,2 *кг*
Угол установки винта . . . . . 30°—30°±1°*

Удельные нагрузки:

Нагрузка на 1 $м^2$ крыла G/S . . . . . 73 $кг/м^2$
Нагрузка на 1 *л. с.* мотора, отнесенная к высотному номиналу $G\,N$ . . . . . 2,18 кг/*л. с.*
Мощность на 1 $м^2$ крыла N/S . . . . . 33,3 *л. см²*

* Угол установки лопасти винта для зимних и летних условий подбирается на границе высотности (2900—3200 *м* по прибору) при наддуве Рк = 865 *мм*, при этом винт должен давать 2080—2100 *об/мин*. Для летних условий наивыгоднейшим углом установки необходимо считать 31°.

Глава вторая

ЛЕТНЫЕ И ПОСАДОЧНЫЕ СВОЙСТВА САМОЛЕТА

1. Руление

Перед рулением необходимо проверить работу мотора согласно руководству по обслуживанию мотора М-25В.

Самолет рулит по мягкому грунту летом и по рыхлому снегу зимой на 700—900 *об/мин*. По твердому грунту в летних условиях самолет рулит на 600—700 *об/мин*.

Руление сильно облегчено умелым использованием хорошо отрегулированных тормозов. Развороты при пользовании тормозами эффективнее.

При ветре 5—6 *м/сек* самолет хорошо слушается рулей без тормозов и при помощи элеронов легко разворачивается в нужную сторону.

Сопровождение необходимо при ветре 6—8 *м/сек* и выше. В противном случае разворот получается большего радиуса при увеличенных скоростях руления и маневрирование затрудняется даже при пользовании тормозами. Особых усилий от сопровождающих не требуется. Особенное внимание необходимо при рулении по твердому снегу и при гололедице.

Положение ручки нейтрально. Ручку рекомендуется слегка придерживать на себя. При рулении по мягкому или неровному грунту следует держать ручку на себя доотказа, так как при задержках возможно поднятие хвоста. При сильном попутном ветре ручку рекомендуется отдавать за нейтральное положение от себя во избежание поднятия хвоста.

Обзор вперед при рулении недостаточный. Для улучшения обзора при выруливании на старт рекомендуется немного менять курс, поворачивая машину в разные стороны.

При рулении необходимо проверять:

1) давление масла (от 2,0 до 5,6 *кг/см*^{2});

2) температуру выходящего масла (не ниже 60°С зимой и не выше 85° зимой и летом; температуру регулировать, открывая заслонки маслорадиатора и жалюзи);

3) давление бензина (0,18—0,25 *кг/см*^{2});

4) показания термопары (не выше 235°С).

2. Старт

На старте перед взлетом следует проверить показания моторных приборов, убедиться в том, что высотный корректор установлен на полное обогащение (закрыт), дано полное опережение зажигания и открыт полностью пожарный кран. В зимнее время необходимо проверить полное закрытие жалюзи.

На малом газе мотор продолжительное время (более 5—10 мин.) держать не разрешается; летом загрязняются свечи, зимой в импеллере образуется конденсат. Стартовые обороты близки к оборотам руления.

Зимой при температуре ниже —15°С мотор необходимо прогреть на 900 *об/мин* с закрытыми жалюзи. После того как мотор достаточно прогрет, что определяется по температуре головок цилиндров (120—130°С) и температуре выходящего масла (60°С), нужно проверить мотор на приемистость до номинального режима при плавном открытии дросселя. От малого газа к номинальному режиму надо переходить в течение 1,5—2 сек.

Перед взлетом следует проверить положение стопора под'емного рычага сидения, убедиться в плотном прилегании привязных ремней и надежном закрытии бортов кабины.

3. Взлет

Самолет взлетает с нормально поднятым хвостом на 0,8—1,0 *м* от земли; бокового и попутного ветра до 4—5 *м/сек* не боится. При липком снеге взлет рекомендуется производить с полуопущенным хвостом (на 0,5 *м* от земли). Взлет безопасен и устойчив даже с трех точек. Однако, после отрыва самолет необходимо выдержать над землей до скорости 160—180 *км/час* на высоте 0,5—1,0 *м*.

Взлет с вязких, сырых, покрытых высокой травой или рыхлым снегом аэродромов требует от летчика особенного внимания, так как возможно ненормальное поднятие хвоста.

При разбеге имеется небольшое стремление к развороту влево, которое парируется дачей обратной ноги. На неровном аэродроме самолет подпрыгивает, при этом гасить колебания ручкой не следует. Иногда в момент отрыва отмечается легкое вздрагивание всего самолета, происходящее из-за упругих колебаний ног шасси. При отрыве обороты мотора могут совпадать с режимом тряски, вследствие чего возникают вибрации всего самолета. Для устранения этого явления необходимо изменить число оборотов мотора.

При взлете с нефорсированным мотором газ дается до Рк = = 865 *мм* и $n = 1500$—1600 *об/мин*, с форсированным мотором — до Рк = 955 *мм* и $n = 1750$—1800 *об/мин*.

Форсировать мотор свыше *Рк* = 955 *мм* не разрешается. Техника выполнения взлета простая: плавно дается газ до требуемых оборотов; ручка постепенно отдается до нейтрального положения для

поднятия хвоста. После выдерживания проверяются показания мановакуумметра, при этом *Рк* не должно быть больше допустимого. В противном случае сбавляется газ.

Самолет при взлете устойчив. Однако, после отрыва вследствие высокой чувствительности рулей, при излишних движениях ручкой, появляются незначительные продольные колебания, что иногда наблюдается у летчиков, вылетающих впервые. Для достижения нормального взлета достаточно двух-трех тренировочных полетов.

Скорость отрыва 100—110 *км/час* по прибору; после выдерживания до скорости 150—160 *км/час* самолет приобретает надежную устойчивость.

4. Набор высоты

Полет при наборе высоты устойчив, самолет имеет тенденцию к незначительному развороту влево; направление выдерживается ногой.

При наборе высоты на номинальной мощности мотора следует давать нормальный наддув *Рк* = 865 *мм*, что соответствует 1600—1650 *об/мин*. Разрешается форсировать мотор до *Рк* = 955 *мм* при *n* = 1700—1800 *об/мин* не более 2—3 мин. Обороты мотора растут до высоты 3000—3500 *м*, после чего начинается падение оборотов. Без особой надобности форсировать мотор не рекомендуется.

Высоту следует набирать на скоростях 190—195 *км/час* по прибору до высоты 2000 *м*, а затем скорость нужно уменьшать на 4—5 *км/час* на каждую тысячу метров.

После 1200—1500 *м* необходимо пользоваться высотным корректором.

5. Управление мотором в полете

При под'еме на полном наддуве (*Рк* = 955 *мм*) мотор дает на установившемся режиме 1700—1800 *об/мин*, чему соответствует неполное открытие дросселя. *Открытие дросселя до Рк больше 955 мм у земли запрещается во избежание перегрузки мотора и повреждения его.* В первые 10 часов работы мотора не применять форсаж выше *Рк* = 865 *мм*.

В любых условиях полета следует избегать режима тряски мотора.

В полете необходимо внимательно следить за показаниями приборов.

При нормальных условиях приборы, контролирующие работу мотора, должны давать следующие показания:

Температура головок цилиндров 200—235°С.

Давление масла 3,5—5,6 *кг/см²*.

Температура входящего масла 60—75°С.

Давление бензина 0,18—0,25 *кг/см²*.

Давление наддува не выше 865 *мм* рт. ст.

Число оборотов не выше 2100 *об/мин*.

Минимальная температура головок цилиндров для хорошей приемистости мотора 120°С, однако, при пикировании температура

головок цилиндров понижается до 70—80°С, вследствие чего ухудшается приемистость мотора. Переохлаждать головки цилиндров ниже 120°С не рекомендуется.

Падение давления масла следует за изменением оборотов и при убранном газе может доходить до 1 *кг/см²*, что не должно вызывать опасений.

Если же давление масла упало до 1 *кг/см²* и ниже без перемены оборотов, то это свидетельствует о неисправности масляной системы или мотора. В этом случае нужно немедленно убрать газ и итти на посадку.

Ни при каких режимах полета (полет со снижением, пикирование и т. п.) не следует давать мотору более 2500 *об/мин*.

При работе в сырую или холодную погоду необходимо пользоваться подогревом воздуха, поступающего в карбюратор, в соответствии с инструкцией по пользованию подогревом.

При включении подогрева нужно следить за оборотами мотора: при падении оборотов заслонку нужно соответственно открывать (уменьшать температуру подогревания).

Температуры головок цилиндров и масла регулируются открытием жалюзи и заслонки воздушно-масляного радиатора.

Температура головок цилиндров

Нормальная температура	200—235°С
Максимально допустимая (в течение 3 мин., не более)	260°С
Минимальная для хорошей приемистости	120°С

Температура входящего масла

Желательная	60°С
Допустимая	75°С
Максимально допустимая (на короткий срок, до 2 мин.)	85°С

Температура выходящего масла

Желательная	80—85°С
Максимальная	100°С
Максимально допустимая (до 2 мин.) при разности температур входящего и выходящего масла не выше 40°С	120°С

Как правило, при управлении мотором в полете не следует допускать резких, грубых движений, вредно отражающихся на конструкции мотора и самолета.

6. Горизонтальный полет

Самолет с нормальной регулировкой балансируется на высоте 1000 *м* при 1400 *об/мин* и идет с брошенным управлением. По мере увеличения оборотов самолет начинает кабрировать, и на ручке появляются усилия от себя, доходящие до 1,5—3 *кг*. При уменьшении оборотов самолет тянет на нос.

При сильной болтанке полет в строю и по курсу затруднен, утомителен и требует от летчика повышенного внимания для выдерживания заданного курса и строя.

Обзор при горизонтальном полете вполне удовлетворительный, однако, при отклонении голова сильно обдувается, вследствие узкой затененной зоны за козырьком. На самолетах последующих выпусков предусмотрена установка козырька улучшенного типа.

Жалюзи и заслонка радиатора в зимних условиях должны быть закрыты. Открывать и закрывать жалюзи на скоростях, превышающих 200 *км/час*, не рекомендуется, во избежание заедания жалюзи вследствие их недостаточной жесткости.

7. Планирование

На планировании самолет устойчив. Скорость планирования с задросселированным мотором 120—140 *км/час* (по прибору) при 700—800 *об/мин.*

В болтанку скорость следует увеличить до 140—150 *км/час* (по прибору).

Угол планирования незначительный (15—20°).

На малых скоростях рули и элероны эффективны: при планировании самолет слегка «висит на ручке», давая небольшие усилия.

Перед посадкой самолет не рекомендуется сильно разгонять: он долго несется над землей.

Когда самолет идет на посадку, высотный корректор должен быть поставлен на «полное обогащение» смеси. Это обеспечит хорошую приемистость при необходимости вновь открыть дроссель.

Если посадка происходит со значительной высоты, то во избежание чрезмерного охлаждения мотора во время продолжительного планирования рекомендуется попеременно открывать и прикрывать дроссель на несколько секунд.

В зимних условиях перед заходом на посадку следует прогреть мотор на больших оборотах, сделав горизонтальную площадку, так как прогретый мотор обеспечивает безотказность в работе при уходе на второй круг.

8. Посадка

Посадка нормальная. Самолет хорошо садится на три точки при не полностью выбранной на себя ручке. Запас рулей достаточный. Выбирать ручку на себя нужно постепенно, по мере приближения к земле.

Скорость самолета в момент выравнивания должна быть 130—120 *км/час* (по прибору): повышенные скорости увеличивают время выдерживания самолета над землей. Падение скорости перед приземлением происходит плавно. Посадочная скорость 100—105 *км/час.*

Стремления свалиться на крыло при раннем выравнивании нет — самолет парашютирует.

Посадка простая, легкая, но требует большого внимания, так как при резких и грубых движениях самолет может взмыть, а на больших углах атаки имеет стремление проваливаться.

Применение тормозов значительно сокращает пробег самолетов.

Вследствие способности моторов воздушного охлаждения быстро нагреваться и охлаждаться, не следует при посадке резко выключать мотор; резкое выключение мотора допускается только при крайней необходимости.

9. Пилотаж

Самолет И-15бис обладает хорошей маневренностью и выполняет все фигуры высшего пилотажа.

Данные, приведенные в табл. 5, свидетельствуют о хорошей управляемости самолета как у земли, так и на боевых высотах. Запас мощности мотора у самолета И-15бис дает возможность развить большую тягу, и это позволяет производить ряд фигур не на полной мощности.

Таблица 5

Наименование фигур	Высота полета в *м*		
	1000	3000	5000
Вираж одинарный			
Время выполнения виража в сек.	10,5—11	13,5—14	17—18
Скорость входа в вираж в *км/час*	190—200	190—210	220—230
Скорость на вираже в *км/час*	160—170	160—175	170—180
Обороты мотора	1650—1750	1700—1750	1750—1800
Перегрузка	3—3,5	3—3,5	3—3,5
Петля			
Время выполнения в сек.	11—11,5	15—15,5	16—17
Скорость входа в *км/час*	220—230	230—235	240—250
Обороты мотора	1700—1750	1750—1800	1800—1900
Перегрузка	3,5—3,8	—	—
Одинарный переворот			
Время выполнения в сек.	7—7,5	8—8,5	8,5—9,0
Скорость входа в *км/час*	140—150	150—160	160—170
Обороты мотора	1200—1300	1250—1350	1350—1400
Перегрузка	2,8—3,2	3—3,2	—
Потеря высоты в *м*	130—150	—	—
Двойной переворот („бочка")			
Время выполнения в сек.	1.7—2,5	3,8—4	4—4,5
Скорость входа в *км/час*	185—190	190—195	195—200
Обороты мотора	1450—1500	1500—1600	1650—1750
Перегрузка	3,8—4,2	—	—
Иммельман			
Время выполнения в сек.	6.8—7,5	10—11	11,5—12
Скорость входа в *км/час*	260—270	265—275	275—285
Обороты мотора	1800—1850	1850—1900	1950—2000
Перегрузка	2,8—3	—	—
Набор высоты в указанное время в *м*	200—250	—	—

Фигуры высшего пилотажа на самолете И-15бис выполняются в наименьшее время при энергичной работе рулями; в противном случае фигуры получаются несколько вялые, особенно левые.

Виражи, восьмерки, спираль

Техника выполнения виража нормальная. Если правильно подобраны скорость и обороты мотора, самолет делает виражи устойчиво. Правый вираж требует более точной координации рулей и подбора скорости. При уменьшении скорости (перебор ручки) самолет сам выходит из виража, при увеличении скорости стремится к зарыванию. На правом вираже изменение скорости сказывается больше, чем на левом. Существующая тряска на виражах увеличивается. Усилия на ручку при хорошо отрегулированной машине незначительны.

Восьмерки на самолете И-15бис выполняются без затруднений. Обороты мотора и скорости следует держать те же, что и на глубоких виражах.

Спираль выполняется на скорости 160—180 *км/час* по прибору. Боевой разворот самолет делает нормально, он может быть выполнен с большим набором высоты.

Петли

Техника выполнения петли следующая. Ручка выбирается на себя неполностью и плавно; при перетягивании самолет быстро теряет скорость и сбивает траекторию петли. При выходе из петли имеется небольшое стремление к сваливанию вправо. Минимальная скорость для выполнения петли на высоте 1000 *м*—180 *км/час*.

Одинарный переворот

Техника выполнения одинарного переворота обычная. Ручка плавно выбирается на себя, чтобы приподнять нос самолета на угол до 45°, затем дается нога в сторону выполнения фигуры. На левом перевороте, отличающемся от правого некоторой вялостью, давать ногу следует энергичнее, с большим отклонением руля направления.

Двойные перевороты («бочки»)

Техника выполнения нормальная. Одинарные «бочки» получаются одинаково хорошо как в горизонтальном полете, так и при наборе высоты.

«Бочки» энергичны. Для выполнения «бочки» ручка выбирается немного на себя, чтобы приподнять нос самолета на угол 10—15°, затем дается нога, и одновременно добирается ручка на себя доотказа или дается нога со смещением ручки в сторону. Левая «бочка» вялая, требует более энергичного движения ногой, и

при добирании на себя ручка одновременно смещается вправо, что ускоряет выполнение левой «бочки». Обороты мотора за время фигуры неизменны.

Двойные «бочки» должны выполняться на повышенной скорости, в противном случае возможен переход в штопор, особенно на левых «бочках».

Для прекращения вращения дается обратная нога, и ручка движением от себя передвигается в нейтральное положение или за него, с учетом инерции вращения.

Иммельман

Ручка плавно и неполностью выбирается на себя. В положении на спине ручка и нога даются в желаемую сторону, причем ручку подтягивать на себя не нужно, необходимо только ощущать некоторую нагрузку на ручку (самолет как бы «висит» на ручке). Самолет переворачивается легко, и для удержания его в нормальном положении следует во время переворачивания отдать ручку вперед и убрать ногу. Левый иммельман более вялый и не всегда получается с выходом на 180° в плоскость первоначального курса. Для получения равного по времени и четкости выполнения требуется тренировка.

Скольжение

Самолет на скольжении устойчив.

Скольжение производится на скорости 130—150 *км/час* при 700—800 *об/мин.* При увеличении скорости самолет плохо теряет высоту. Перед скольжением нос самолета должен быть направлен в сторону, обратную скольжению, на угол 10—15°.

Парашютирование

Самолет парашютирует хорошо. При взятой на себя ручке и убранном газе стремления свалиться на крыло влево или вправо нет. Тенденций к срыву в штопор также не наблюдается. Запас рулей и элеронов достаточный.

10. Пикирование

Пикирование устойчивое, без вибрации и без рыскания. При пикировании самолет немного закручивает вправо; закручивание парируется небольшим отклонением элеронов и руля направления.

Самолет стремится выйти из пикирования; выдерживание направления сохраняется незначительным усилием на ручку от себя.

Расчетная скорость установившегося пикирования 580 *км/час* (испытание на определение практической скорости пикирования не производилось).

При пикировании с лыжами, оборудованными двумя передними 16-*мм* амортизационными шнурами, на скорости 450 *км/час* по прибору, шнуры вытягиваются до ограничительного троса. До мо-

мента отжатия лыж самолет стремится выйти из пикирования: при отжатых лыжах происходит затягивание в более крутое пикирование, вывод из которого может быть произведен с небольшими усилиями ручки на себя. Отжимание лыж сопровождается резким «клевком» самолета, что вызывает силу, стремящуюся выбросить летчика из кабины.

На пикировании при раскрутке винта на некоторых оборотах появляется проходящая тряска, после которой наступает мелкий «зуд».

11. Штопор

На государственных испытаниях опытного самолета были отмечены следующие штопорные свойства.

При вводе в штопор с горизонтального полета на скоростях 90—120 *км/час* по прибору с плавной подачей на штопор рулей самолет вяло входит в штопор, но после первого витка быстро ускоряет закручивание.

При отданных на выход рулях после двух витков происходит запаздывание на 1,5 витка.

При вводе в штопор на горизонтальном полете с резко поданными на штопор рулями, т. е. при энергично данной ноге и взятой на себя ручке, самолет закручивается быстрее.

При отданных на выход рулях после 2—3 витков самолет запаздывает на 2—2,5 витка.

При проверке штопорных свойств самолет испытан до четырех витков штопора, и при выводе после 2—3 витков запаздывания давался газ.

В табл. 6 приводятся данные, при которых проверялись штопорные свойства.

Таблица 6

Количество витков		Ввод		Вывод		Потеря высоты *H м*
Допущено	Запаздывание	*V км/час*	*n об/мин*	*V км/час*	*n об/мин*	
Левый штопор						
1	—	90—120	900	180	1000	120
2	1,5		900	200	1100	220
3	2—2,5		900	210	1150	350
4	2,5		900	250	дан газ	600
Правый штопор						
1	—	90—120	900	190	1050	180
2	1,5		900	195	1100	200
3	1,8		900	215	1170	450
4	2,0		900	250	дан газ	600

Во время заводских серийных испытаний были отмечены некоторые особенности поведения самолета при выполнении штопора. В зависимости от положения рулей в начале штопора техника выполнения и поведение самолета в штопоре различны.

В одном случае самолет переходит в штопор, если после ввода взятую на себя доотказа ручку и данную ногу удерживать без изменения. В начале второго витка наступает режим штопора. При этом летчика сильно прижимает к внутреннему борту и немного к спинке сиденья. Самолет начинает сильно и равномерно вращаться с постоянной скоростью. Наклон оси самолета к горизонту 50—60°. Нагрузка на рули значительная, и ручка сильно прижимается к летчику.

Правый штопор: скорость ввода 100—105 *км/час*, запаздывание на 3 витка штопора — 3 витка и на 6 витков штопора — 5 витков.

Левый штопор: скорость ввода 100—110 *км/час*; запаздывание на 3 витка штопора — 4 витка.

Для вывода из штопора быстрым движением отдаются доотказа ручка от себя и обратная нога. Усилия при этом на ручку и на ногу получаются большие. После дачи рулей самолет выходит с большим запаздыванием (при испытании же выходил из штопора без применения мотора). Выход из штопора сопровождается резким «клевком» самолета на нос, что вызывает силу, стремящуюся выбросить летчика из кабины.

В штопоре необходимо внимательно следить за работой мотора, так как при малых оборотах мотор имеет стремление заглохнуть, а при 900—1000 *об/мин* возникает сильная вибрация в головной части самолета. Разница между правым и левым штопором заключается в том, что в левом штопоре самолет вращается энергичнее, чем в правом, и запаздывание после левого штопора больше.

В правом штопоре мотор имеет большее стремление заглохнуть, чем в левом.

В другом случае самолет выполняет штопор при следующих условиях. После нормального ввода, в начале второго витка, летчик отдает ручку от себя на 60—70 *мм* и убирает ногу на 50—70 *мм*. Эти движения должны быть своевременно координированы. Самолет при этом все время чувствуется на рулях, и для удержания его в штопоре необходимо все время регулировать положение ручкой и ногой. Если перетянуть ручку на себя, то самолет, при наличии малых скоростей, может перейти в штопор, описанный в первом случае, а при слишком отданной от себя ручке выходит из штопора. Удерживание самолета в штопоре достигается некоторой тренировкой летчика.

За счет неточной регулировки штопора отклонением ручки происходит нарастание скорости и увеличение угла оси самолета с горизонтом. При больших скоростях самолет стремится к выходу из штопора и для удержания его в штопоре нужно подтягивать

ручку на себя, но при этом на скорости 180—200 *км/час* возникают вибрации всего самолета.

Во втором случае прижимание летчика в штопоре получается незначительное, угол наклона оси самолета к горизонту увеличивается до 65—70°, и потеря высоты на каждый виток больше. Усилия на ручку в штопоре и при выводе незначительные.

Правый штопор: скорость ввода 100—105 *км/час;* запаздывание незначительное; на 2—3 витка штопора — полвитка, на 5—6 витков штопора — 1 виток.

Левый штопор: скорость ввода 100—110 *км/час;* запаздывание на 2—3 витка штопора — 0,75—1 виток, на 5—6 витков штопора — 1—1,5 витка.

Вывод из штопора нормальный. Достаточно дать неполностью ручку от себя и немного обратную ногу, как самолет после небольшого запаздывания останавливает вращение. Выход сопровождается некоторым «клевком» самолета на нос, величина которого зависит от степени отдачи ручки от себя.

Разница между правым и левым штопором заключается в том, что в правый штопор самолет входит менее охотно, чем в левый, и из правого штопора выходит легче, чем из левого.

Штопор на самолете И-15бис изучен недостаточно. Летчик перед тем как выполнять штопор, должен ознакомиться с этими материалами. Производить штопор ниже 3000 *м* не рекомендуется; следует также избегать режимов тряски мотора при выполнении штопора.

Глава третья

ОПИСАНИЕ ВООРУЖЕНИЯ И ПРАВИЛА УХОДА ЗА НИМ

I. СТРЕЛКОВОЕ ВООРУЖЕНИЕ

1. Общая характеристика

Стрелковое вооружение самолета И-15бис состоит из неподвижной пулеметной установки для стрельбы через винт (рис. 21).

Пулеметная установка (рис. 21, 22, 23) состоит:

а) из четырех пулеметов ПВ-1, из них два с правым входом ползуна приемника и два с левым;

б) крепления пулеметов;

в) пулеметного привода для стрельбы через винт;

г) системы питания пулеметов;

д) системы перезарядки пулеметов;

е) системы управления огнем;

ж) прицела ОП-1.

2. Установка пулеметов

Основная установка верхних и нижних пулеметов + 0°30′ относительно оси самолета, что соответствует углу возвышения пулемета на дистанцию 800 *м*.

Регулировка пулеметов допускается 0°30′ во все стороны.

Два верхних пулемета *1* (рис. 21 и 22) установлены на верхней жесткости фюзеляжа, перед пилотом, между рамами 3—4 и 5—6 (рис. 21 и 22).

Примечание. Рамы принято обозначать по узлам фюзеляжа. Узлы нечетные: 1, 3, 5, 9 и т. д., расположены вверху, на верхней ферме фюзеляжа. Узлы четные: 2, 4, 6, 8 и т. д., расположены внизу, на нижней ферме фюзеляжа.

Для того чтобы возможно было устанавливать патронные коробки во всю ширину фюзеляжа, верхние пулеметы эшелонированы.

Два нижних пулемета *2* (рис. 21 и 22) не эшелонированы, но находятся на разных расстояниях от оси самолета, причем левый пулемет расположен на 15 *мм* дальше правого.

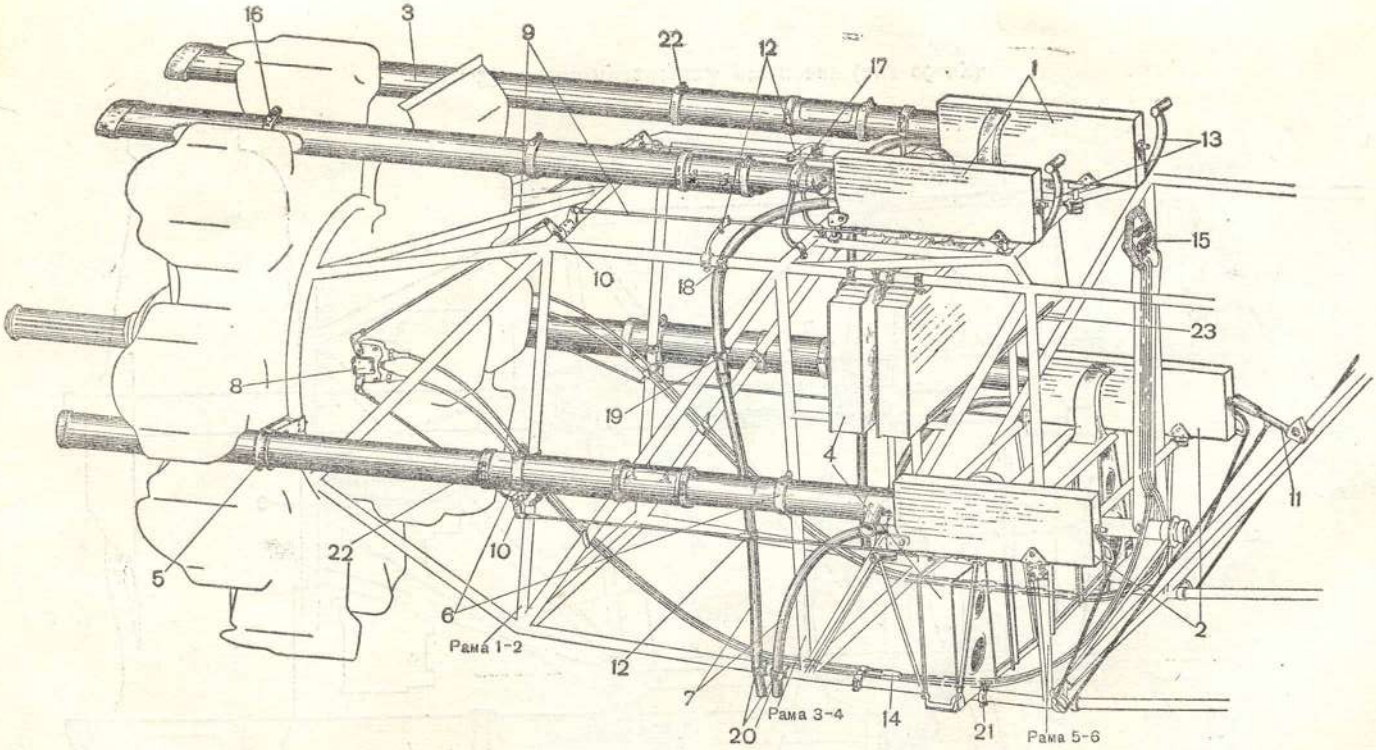


Рис. 21. Общий вид пулеметной установки.

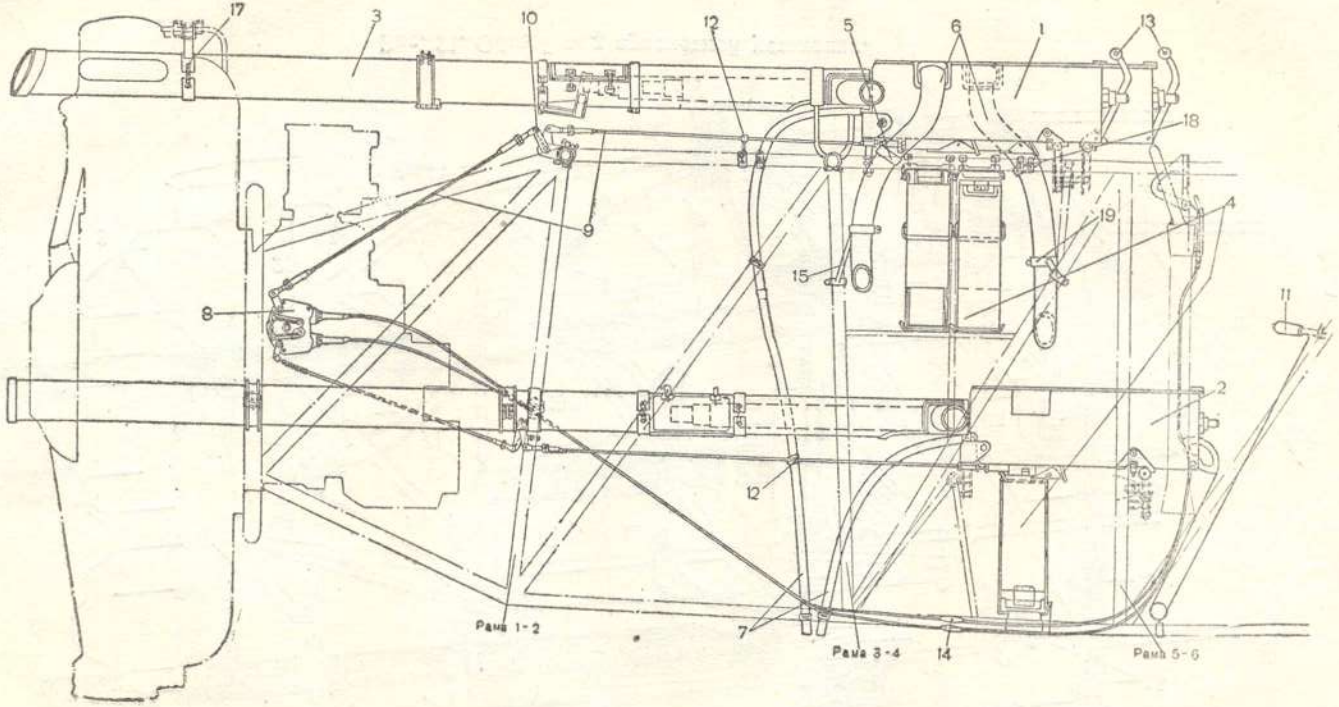


Рис. 22. Схема пулеметной установки (вид сбоку).

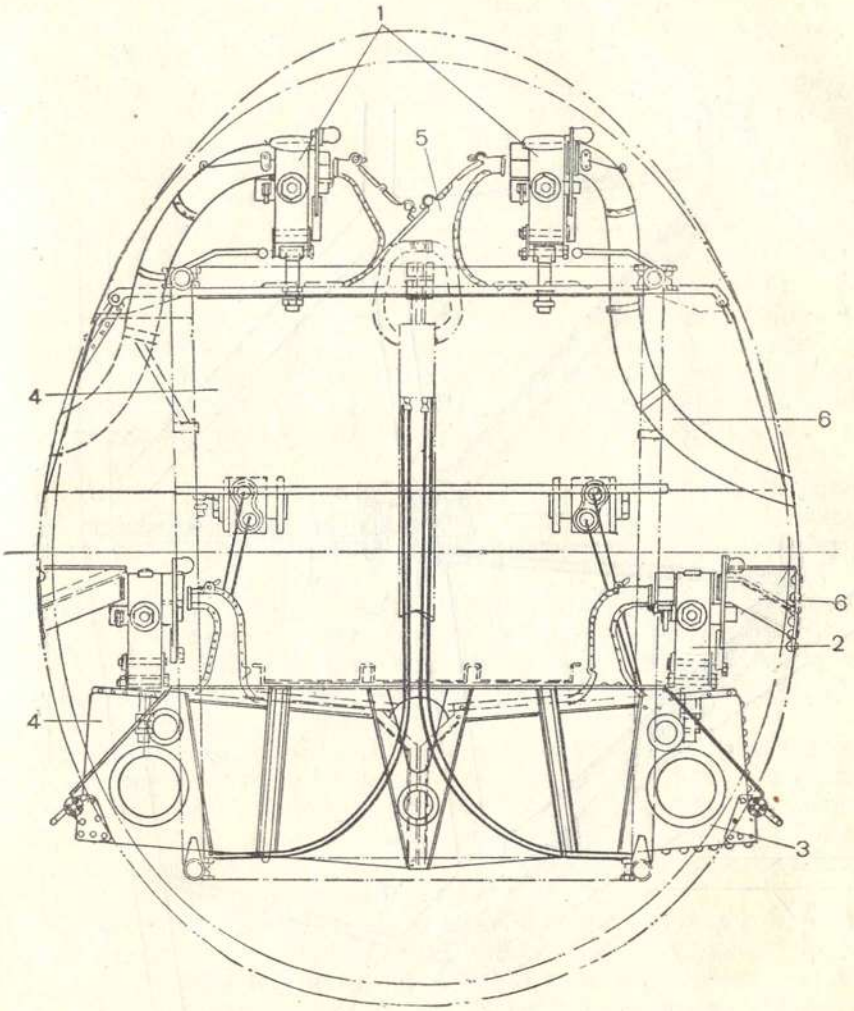


Рис. 23. Схема пулеметной установки (вид по полету).

Пулеметы установлены по бокам фюзеляжной фермы (с внешней стороны) на специальной жесткости (рис. 24), состоящей из двух вваренных горизонтальных поперечных труб: задней трубы *1* — между вертикальными стержнями рамы 5—6, передней *2* — между подкосами рам 3—4 и 5—6.

Каждый конец передней трубы подкреплен двумя трубочками *3*, вваренными в лонжерон фюзеляжа.

Каждый конец задней трубы также подкреплен трубочкой *4*.

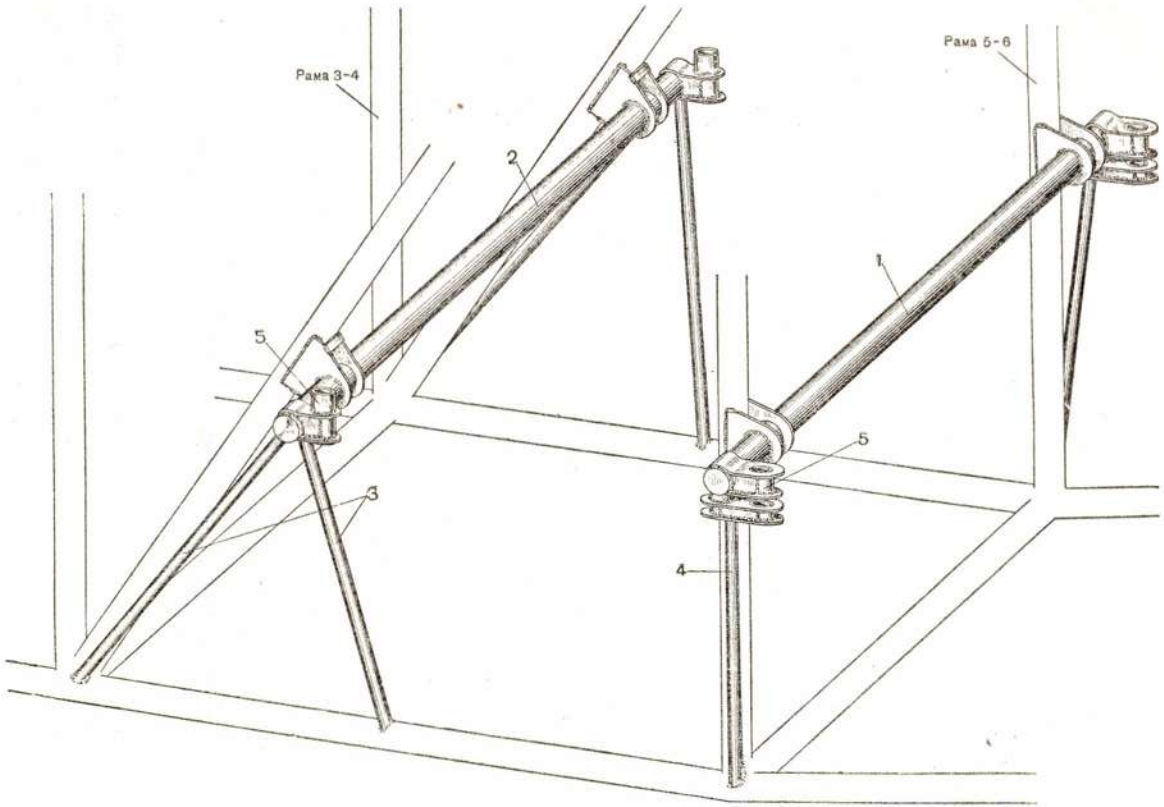


Рис. 24. Нижняя пулеметная жесткость.

На концах горизонтально-поперечных труб приварены втулки *5*, в которые входят специальные шкворни для крепления пулеметов.

Для охлаждения ствола пулемета и предохранения капотов от действия пороховых газов, от короба пулемета до лобовой поверхности капотов мотора установлены трубы охлаждения *3* (рис. 21 и 22), внутренний диаметр которых 76,8 *мм*.

Трубы охлаждения раз'емные (рис. 25) (раз'ем труб *22*, рис. 21), состоят из двух частей: передней и задней.

Задняя часть трубы, надеваемая на кожух пулемета, на участке *AB* (от короба пулемета до надульника) изготовлена из листового плакированного дюралюминия толщиной 0,8 *мм*. На участке *BC* (от надульника до раз'ема, в месте наибольшего нагревания при стрельбе) имеется внутренняя труба *1* из листовой хромансилевой стали толщиной 0,6 *мм*. Внутренняя труба обернута асбестовой прокладкой *2* толщиной *2 мм*, сверху на нее надета наружная труба *3* из листового плакированного дюралюминия толщиной 0,3 *мм* или 0,5 *мм*.

У основания трубы имеется выдвижной патрубок *4*. На самолетах первых серий патрубок выдвигался назад, а на самолетах последующих серий, в целях удобства обслуживания пулемета, вверх.

Для доступа к гайке надульника в трубах в соответствующем месте сделаны лючки с крышкой *5*, запирасмые натяжными замками. На самолетах последующих выпусков лючки в трубах охлаждения расширены до 215 *мм*, для установки через них ТХП (трубки холодной пристрелки).

Передняя часть трубы 6 от раз'ема до лобовой поверхности капота изготовлена из листовой хромансилевой стали толщиной 0,6 *мм*. Впереди, со стороны лобовой части, для предохранения от влаги и пыли, трубы закрыты специальными крышками *7* и *8*. Крышки труб предохраняют материальную часть вооружения, когда самолет находится на аэродроме.

При учебно-тренировочных полетах без стрельбы трубы охлаждения могут быть закрыты крышками. Перед запуском мотора *необходимо проверить*, законтрены ли крышки контровочной булавкой или же двумя шплинтами. С незаконтренными крышками запуск мотора воспрещается.

Для предохранения от коррозии дюралюминиевые трубы анодно оксидированы, стальные хромансилевые трубы хромированы или фосфатированы, и крышки труб кадмированы.

Трубы охлаждения крепятся в трех местах кольцевыми хомутами (рис. 21). Трубы нижних пулеметов крепятся к кольцу мотора *5* и к вертикальным стержням *6* рам 1—2 и 3—4. Трубы верхних пулеметов крепятся к профилю капота *17* (рис. 22), к противопожарной перегородке и к горизонтальному стержню *17* рамы 3—4 (рис. 21).

Примечание. На самолетах последующих выпусков верхние трубы крепятся к дефлектору мотора 16 (рис. 21), но не к профилю капота в передней части.

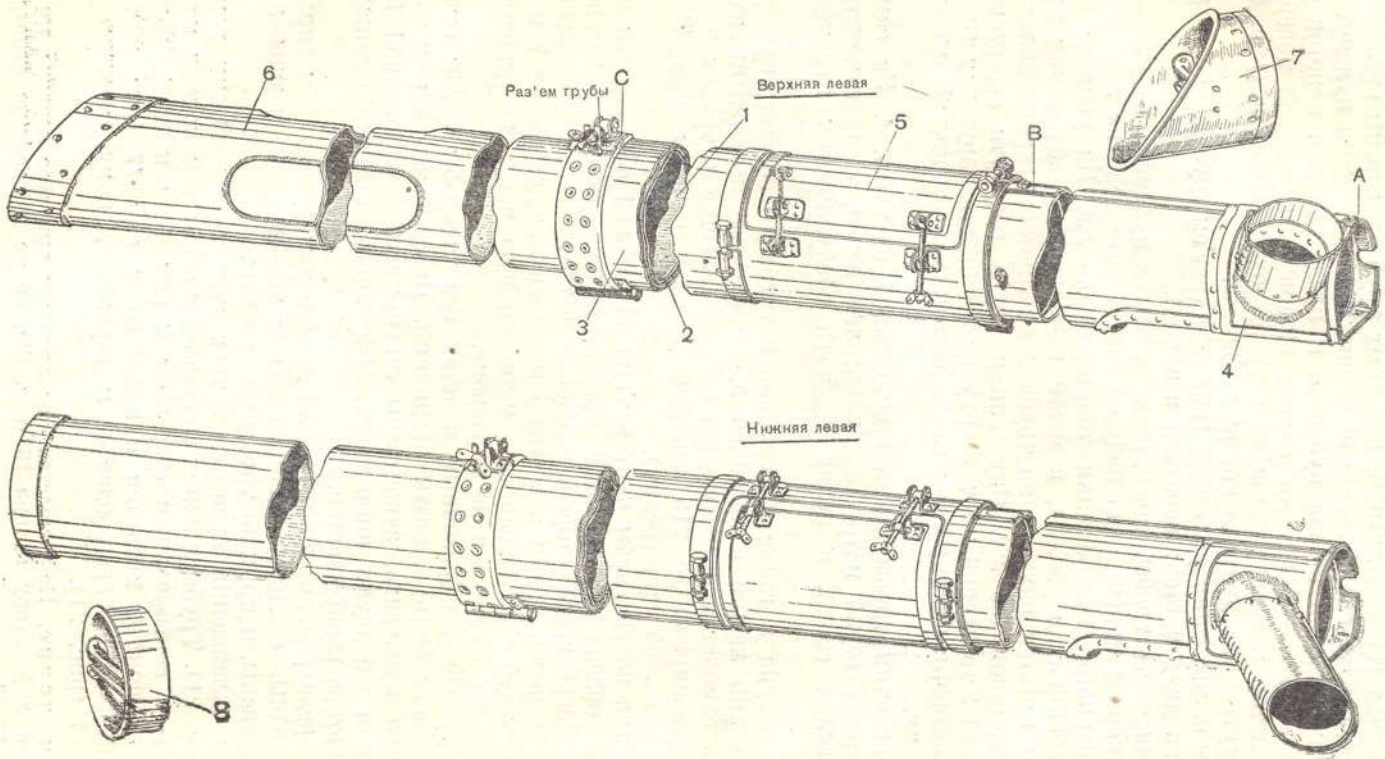


Рис. 25. Трубы охлаждения.

3. Крепление пулеметов

Пулеметы крепятся при помощи специальных шкворней в двух точках (рис. 21). Передние шкворни верхних и нижних пулеметов (рис. 26) состоят из стебля шкворня *1*, болта крепления пулемета *2* и соединительной коробки *3*.

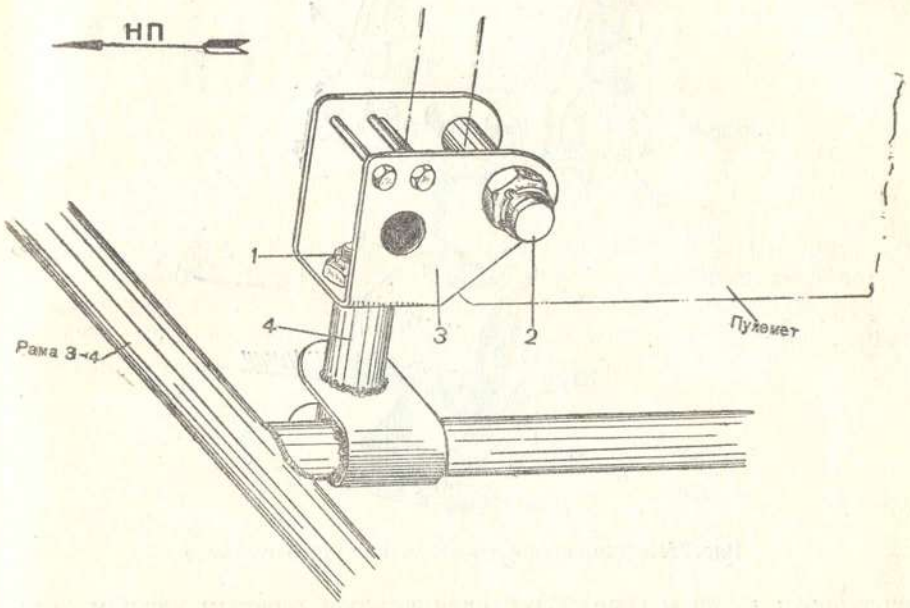


Рис. 26. Передний шкворень верхнего левого пулемета.

Стебли шкворней входят во втулки *4*, приваренные к трубам на верхней жесткости фюзеляжа, и втулки *5* (рис. 24), приваренные к трубам нижней пулеметной жесткости.

Снизу шкворни закрепляются корончатой гайкой.

Задние шкворни верхних и нижних пулеметов (рис. 27) состоят из болта вертикальной регулировки *1*, болта горизонтальной регулировки *2*, болта крепления пулемета *3*, соединительной коробки *4*, регулировочной втулки *5*, стопорного кольца *6* и защелки с пружиной 7.

Болты вертикальной регулировки входят во втулки 8, приваренные к трубам на верхней раме фюзеляжной фермы, и во втулки нижней пулеметной жесткости *5* (рис. 24); снизу закрепляются контргайками.

Все детали шкворней изготовлены из углеродистой стали. В целях предохранения их от коррозии и придания им общей с пулеметами окраски — вороненые.

Регулировка положения оси канала ствола производится только задними шкворнями.

Вертикальная регулировка осуществляется болтом вертикальной регулировки *1* (рис. 27) следующим образом: отвертывается

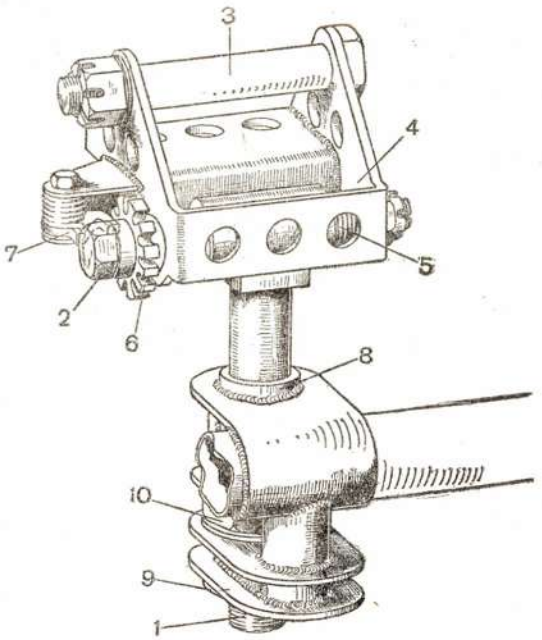


Рис. 27. Задний шкворень верхнего левого пулемета.

контровая гайка *9* (рис. 27) и специальным гаечным ключом (для нижних и верхнего левого пулеметов, рис. 28, для верхнего правого пулемета, рис. 29) вращается регулировочная гайка *10*

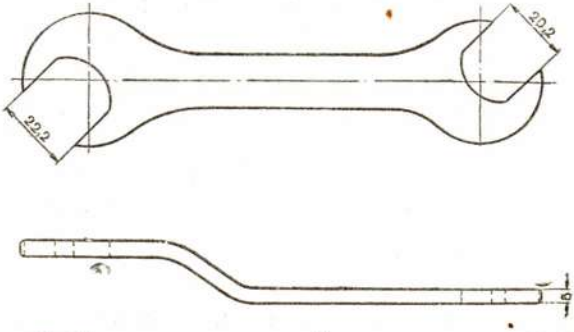


Рис. 28. Ключ для вертикальной регулировки пулемета.

(рис. 27) до требуемого положения установки пулемета в допускаемых пределах от 0 до $+1^{\circ}$ относительно оси самолета. После соответствующей установки угла пулемета регулировочный болт снизу контрится контргайкой *9*.

Горизонтальная регулировка пулеметов достигается горизонтальным болтом *2* (рис. 27), соединенным шпилькой с регулировочной втулкой *5*. Втулка имеет нарезку по наружному диаметру.



Рис. 29. Ключ для вертикальной регулировки верхнего правого пулемета.

При регулировке специальным ключом (рис. 30), который при захватывании головки болта одновременно расцепляет защелку со стопорным кольцом, нужно вращать болт горизонтальной регулировки, который, будучи сцеплен с регулирующей втулкой, будет вращать и ее.



Рис. 30. Ключ для горизонтальной регулировки пулемета.

Втулка, вращаясь по резьбе в неподвижной головке болта вертикальной регулировки, будет перемещать, горизонтально, соединительную коробку с закрепленным на ней пулеметом.

Регулировка допускается в пределах 0°30′ от основной установки пулемета (или оси самолета).

После окончания регулировки проверить закрепление защелкой стопорного кольца.

4. Пулеметный привод для стрельбы через винт

Пулеметный привод для стрельбы через винт состоит:

1) из двух синхронизаторов к мотору М-25;
2) механизма передачи;
3) спускового механизма системы Пул-9;
4) механизма включения пулеметного привода.

Синхронизатор (рис. 31 и 32) к мотору типа М-25, изготовляемый на моторном заводе, является принадлежностью мотора.

Он состоит из корпуса синхронизатора *1*, валика привода с винтовой шестерней *2*, двух кулачковых шайб *3*, посаженных на валик привода, рычага *4* и коромысла *5*, укрепленных на одной

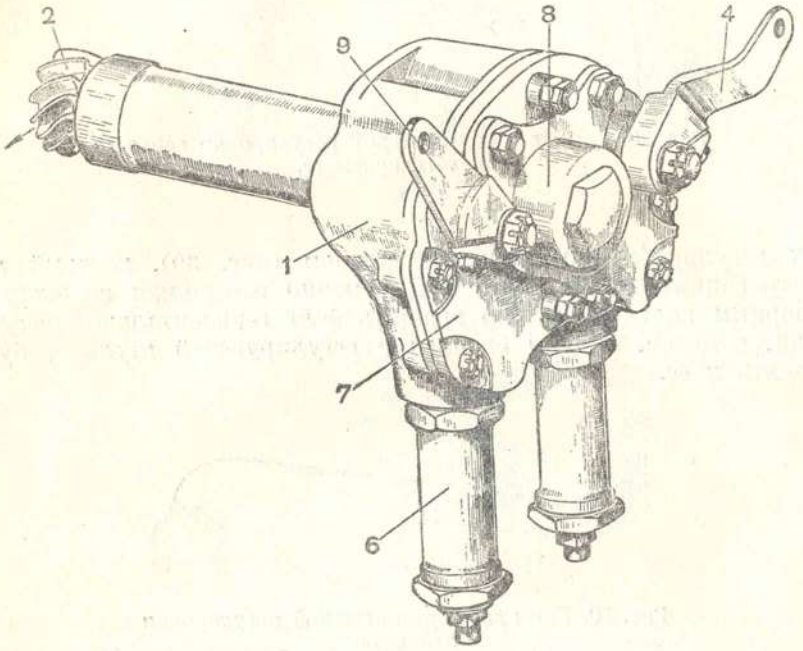


Рис. 31. Общий вид синхронизатора.

оси, штуцера включения *6*, крышки корпуса 7, крышки синхронизатора с гайкой 8. Схема расположения механизмов синхронизатора показана на рис. 32.

Синхронизаторы монтируются по бокам мотора с правой и левой стороны, по одному на два пулемета. В правом синхронизаторе валик привода имеет правую резьбу для контровочной гайки кулачковой шайбы и изогнутый нижний рычаг *4* (рис. 31).

Левый синхронизатор имеет на валике привода левую резьбу и одинаковые рычаги *9* (рис. 31).

Синхронизаторы в целом между собой взаимозаменяемы, но только правый с правым и левый с левым.

Синхронизатор крепится к картеру мотора пятью шпильками 8 (рис. 21 и 22). Валик привода синхронизатора посредством винтовой шестерни *2* (рис. 31) сцепляется с валиком привода магнето. Число оборотов валика привода синхронизатора равно числу оборотов винта.

Смазка синхронизатора осуществляется под давлением от общей системы маслопроводки мотора. Для того чтобы масло не вытекало из синхронизатора, крышка корпуса синхронизатора и крышка синхронизатора должны быть закрыты герметически.

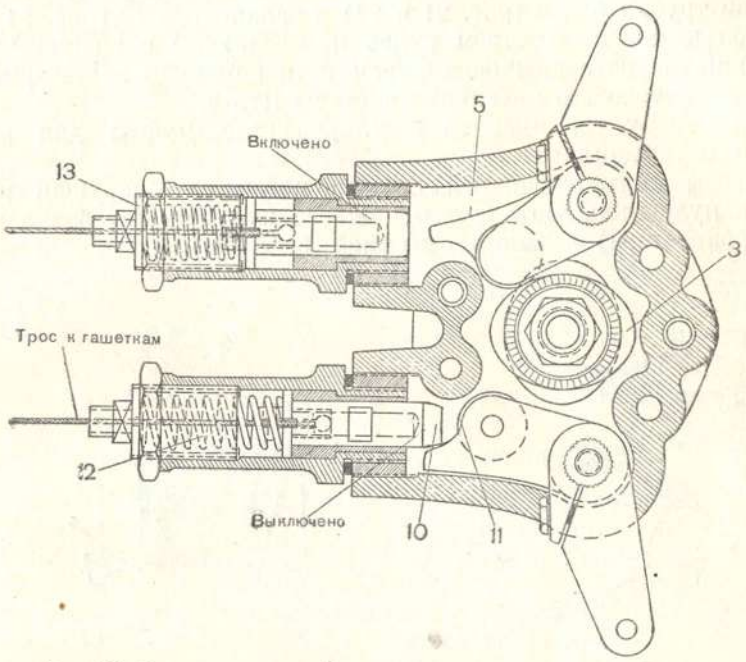


Рис. 32. Схема расположения механизмов синхронизатора.

При снятии синхронизатора фланцы на моторе для его крепления должны быть закрыты крышками.

Для вынимания кулачковой шайбы или перестановки ее при регулировке необходимо пользоваться специальным приспособлением — щипцами (рис. 33), входящими в принадлежность сумки инструмента по вооружению.

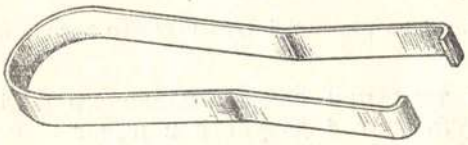


Рис. 33. Щипцы для вынимания кулачковой шайбы.

Перестановка кулачковой шайбы на один зубец соответствует 9°.

Для регулировки пружины *12* (рис. 32) включения пальца-ползунка служит регулятор *13* (рис. 32). Завинчиванием и вывинчи-

ванием регулятора достигается необходимая степень сжатия пружины.

Механизм передачи движения от синхронизатора к спусковому механизму пулемета состоит из стальных трубчатых тяг *9* с диаметром трубки 5 × 3 (рис. 21 и 22) и балансиров *10* (рис. 21 и 22).

Концы тяг посредством вилок присоединены к внешним рычагам синхронизатора, к балансирам и при помощи наконечников к поршню спускового механизма системы Пул-9.

На концах тяг имеются регулировочные муфты для регулировки натяжения тяг.

Чтобы снять масляный фильтр мотора, не нарушая регулировки пулеметов, тяга левого нижнего пулемета (от балансира до синхронизатора) делается раз'емной (рис. 34).

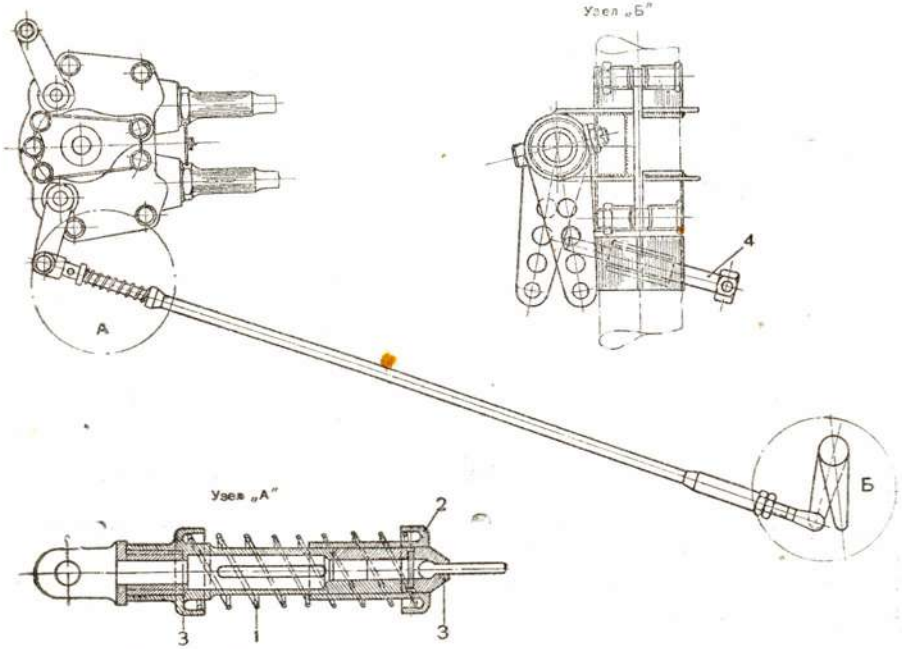


Рис. 34. Схема раз'емной тяги нижнего левого пулемета.

Для раз'ема тяги при снятии масляного фильтра мотора необходимо ввернуть болт *4* до упора в рычаг балансира (как указано на рис. 34).

Для ослабления натяжения тяги следует включить гашетку левого нижнего пулемета. После этого, сжимая пружину *1*, оттянуть вперед контровую втулку *2* и раз'единить соединительную муфту *3*.

Сборка тяги производится в обратном порядке. После сборки тяги болт *4* (рис. 34) обязательно отвернуть, оставив между ним и рычагом балансира зазор не менее 12 *мм*.

Все тяги для предохранения от коррозии воронепые. Для уменьшения амплитуды вибрации при работе пулеметного привода длинные тяги верхних и нижних пулеметов поддерживаются кронштейнами-направляющими *12* (рис. 21 и 22).

Балансиры 10 (рис. 21 и 22) состоят из рычагов балансира, валика, соединительных щек и раз'емных хомутов для крепления. Все детали балансиров изготовлены из стали и в целях предохранения от коррозии вороненые.

Балансиры крепятся раз'емными хомутами к раме 1—2. Два балансира для верхних пулеметов установлены на верхнем горизонтальном стержне рамы 1—2 и два для нижних пулеметов на вертикальном стержне. Для предотвращения от разворота нижние балансиры дополнительно крепятся 3-*мм* болтом к вертикальному стержню рамы.

Спусковой механизм системы Пул-9 стандартного типа крепится двумя болтами к коробу пулемета с таким расчетом, чтобы спусковой рычаг механизма зацеплял нижний спуск замка пулемета.

Схема спускового механизма показана на рис. 35.

Механизм включения пулеметного привода состоит из механизма включения синхронизатора (собранного в штуцере включения) и гашеток, расположенных на ручке управления самолетом. Для более удобного включения пулеметного привода и управления самолетом сконструирована специальная ручка (рис. 36). На этой ручке смонтированы четыре гашетки *1*, по гашетке на каждый пулемет. Гашетки посредством тросов ТМ-2 (трос с мягким сердечником диаметром 2,16 *мм*) соединены с механизмом включения синхронизатора. Тросы от синхронизатора до гашеток заключены в боуденовские оболочки.

Для регулировки натяжения тросов в системе тросовой проводки имеются специальные тандеры *14* (рис. 21 и 22), а для регулировки боуденовских оболочек на ручке управления имеются регулирующие упоры *2* (рис. 36). Ввинчивая или вывинчивая упор, можно в небольших пределах изменить натяжение троса.

Гашетки имеют предохранитель *3* (рис. 36). Для установки гашетки на предохранитель последний поднимается вверх.

Взаимодействие механизмов пулеметного привода. Во время работы мотора все части привода, за исключением механизма синхронизатора, находятся в покое. Для приведения остальных частей привода в действие и, следовательно, открытия огня пулеметов пилот должен нажать на гашетки *15* (рис. 21). Трос, укрепленный на гашетке, сжимая пружину *12* (рис. 32), потянет за собой палец-ползун *10* (рис. 32) механизма включения синхронизатора и выведет его из-под коромысла, вследствие этого ролик коромысла *11* (рис. 32) войдет в соприкосновение с кулачковой шайбой *3* (рис. 32).

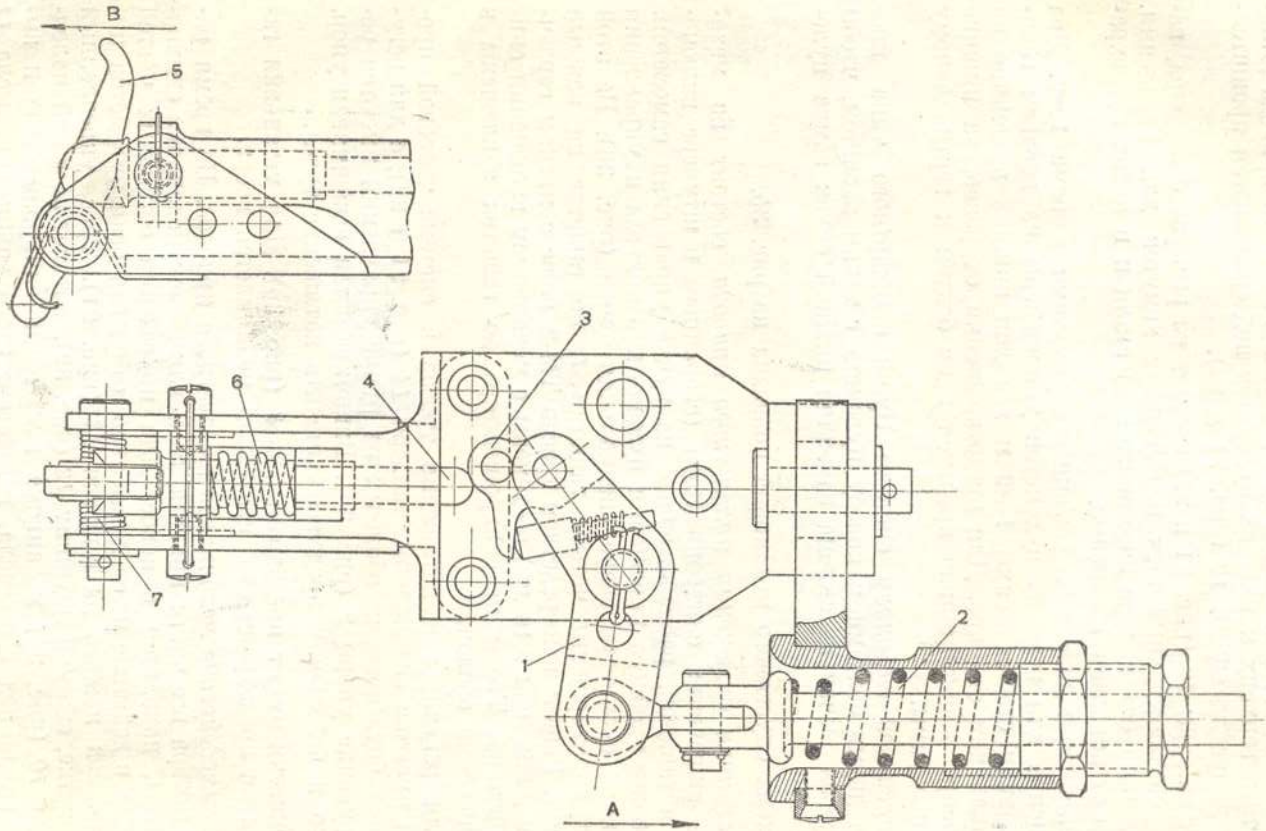


Рис. 35. Схема спускового механизма Пул-9.

Кулачковая шайба, вращаясь от мотора, своим кулачком будет действовать на ролик коромысла. Коромысло, находясь на одной оси с рычагом, сообщит ему колебательное движение, и рычаг посредством тяг передаст толчок спусковому рычагу *1* в механизме Цул-9 (рис. 35), попутно сжимая возвратную пружину *2* (рис. 35). Спусковой рычаг под действием толчка повернется на своей оси в направлении стрелки *А* (рис. 35). При этом повороте отрывная собачка *3* (рис. 35) нажмет на штырь *4* и отожмет его в направлении к затыльнику пулемета. При движении назад штырь встретит спуск привода *5* и повернет его в направлении стрелки *В*.

Спуск привода, сцепленный с концом нижнего спуска замка пулемета, отводя нижний спуск назад, выведет его из боевого взвода лодыжки замка и произведет выстрел.

Готовность привода к производству следующего выстрела осуществляется так: штырь *4* под давлением разжимающейся пружины *6* (рис. 35) продвинется вперед. Вместе со штырем под действием пружины *7* (рис. 35) вернется в исходное положение и спуск привода *5*.

Освободившаяся возвратная пружина *2* отодвинет связанный с ней спусковой рычаг *1* в направлении, обратном направлению стрелки *А*. Одновременно с поворотом спускового рычага отрывная собачка *3* встанет в боевое положение, показанное на схеме рис. 35.

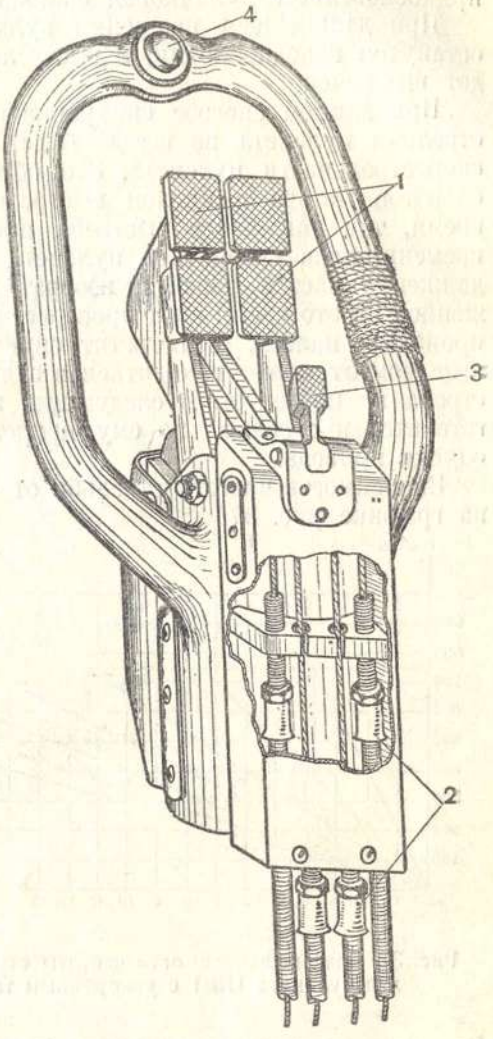


Рис. 36. Ручка управления огнем.

Вращающаяся кулачковая шайба одним из своих кулачков вновь сообщит толчок ролику коромысла, и привод будет работать, пока гашетки будут нажаты и палец-ползунок выведен из-под коромысла.

В тот момент, когда гашетки будут отпущены, палец-ползунок *10* (рис. 32), не удерживаемый больше тросом, под действием пружины заскочит под коромысло, и ролик коромысла потеряет соприкосновение с кулачковой шайбой.

При дальнейшем вращении кулачковой шайбы части привода останутся неподвижными, и выстрела не произойдет — привод будет выключен.

При данном способе синхронизации мотора с пулеметом темп стрельбы пулемета не всегда будет соответствовать максимальной скорострельности пулемета. Это об'ясняется несовпадением числа оборотов мотора с числом выстрелов пулемета в одно и то же время, так как после выстрела проходит известный промежуток времени, пока автоматика пулемета проделает полный цикл (т. е. движение частей назад и возврат их в крайнее переднее положение). За это время винт провернется, и спуск привода *5* (рис. 35), произведя нажим, не встретит спуска замка пулемета, который в этот момент может находиться в заднем положении, и поэтому выстрела не последует. В следующий за этим момент пулемет подготовится к стрельбе, но ему придется ждать очередного нажима спуска привода.

Зависимость частоты стрельбы от числа оборотов винта показана на графике рис. 37.

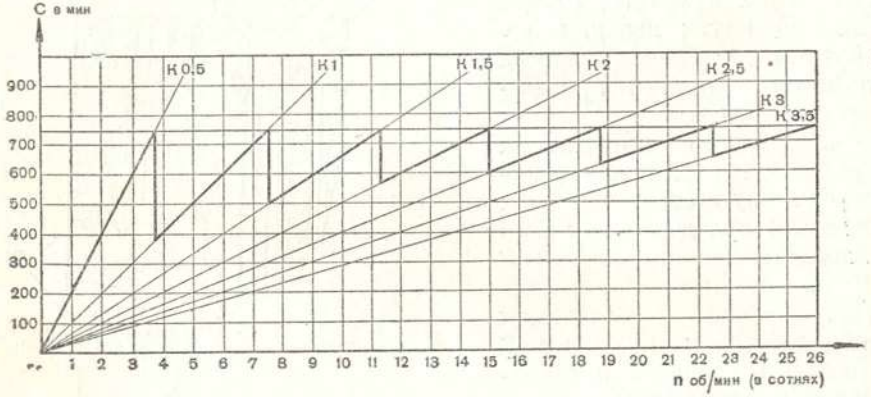


Рис. 37. График зависимости частоты стрельбы от числа оборотов мотора для пулемета ПВ-1 с ускоренным темпом стрельбы (750 в мин.).

Регулировка привода пулеметной установки для синхронизации стрельбы через винт

1. Проворачивая винт вручную, установить его так, чтобы задняя кромка лопасти винта пересекла продолжение оси канала ствола. Затем винт провернуть по ходу на 3—4° (35—40 *мм*) и против задней кромки лопасти винта на капоте мотора нанести краской риску, обозначающую положение винта в момент спуска ударника замка пулемета (т. е. в момент выстрела, рис. 38).

После этого повернуть винт по ходу еще на 3—4°, нанести вторую риску, обозначающую момент отскока штыря спускового механизма Пул-9 в исходное положение.

2. Распустить тяги механизма передачи. Взвести ударник на боевой взвод и при выключенной установке (т. е. когда палец-ползун заскочил под коромысло) отпущенную тягу плавно тянуть

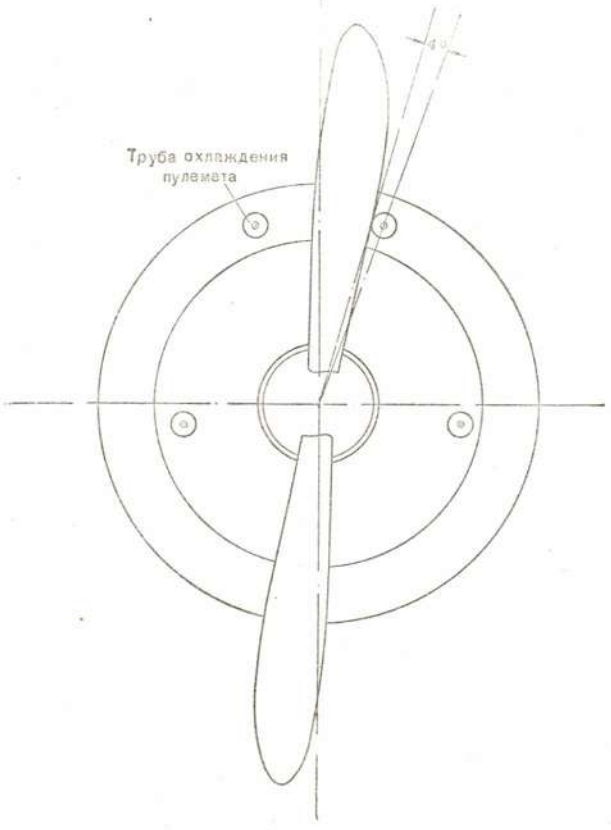


Рис. 38. Положение лопасти винта в момент выстрела при регулировке.

(ввертывать) до получения первого щелчка (спуск ударника) и продолжать тянуть дальше до получения второго щелчка (отскок штыря в исходное положение).

После второго щелчка дать на 0,25—0.5 оборота муфты тяги больше. Таким образом тяга будет отрегулирована на нормальную длину.

3. Следующей операцией является совмещение момента спуска ударника с боевого взвода (первый щелчок) с моментом прохода задней кромки лопасти винта первой контрольной риски.

Работу вести в следующем порядке. Взвести ударник на боевой взвод. Включить установку и, плавно поворачивая винт по ходу, при первом щелчке (спуск ударника) остановить винт и нанести временную риску мелом на капоте мотора против задней кромки лопасти винта (в случае совпадения задней кромки лопасти винта с контрольной риской или при отклонении от нее не более чем на + 1° временную риску наносить не нужно, так как при этом момент выстрела совпадает с требуемым положением винта).

После того, как момент спуска ударника будет определен, включить установку, провернуть винт по ходу на 1—2 оборота и остановить винт в тот момент, когда задняя кромка лопасти совпадет с временной, нанесенной мелом, риской.

Отконтрить гайку кулачковой шайбы специальным ключом (рис. 39) и кулачковую шайбу вывести из сцепления с зубьями валика.

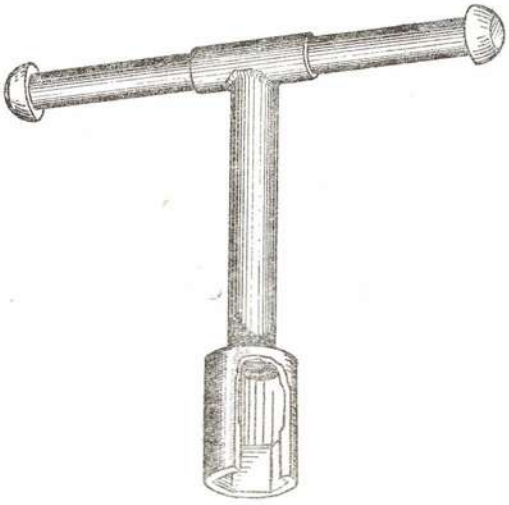


Рис. 39. Ключ для гайки кулачковой шайбы синхронизатора.

Удерживая кулачковую шайбу от кругового перемещения, так как иначе момент выстрела будет смещен, провернуть винт по ходу до совмещения задней кромки лопасти винта с первой контрольной риской, после чего соединить кулачковую шайбу с валиком. Таким образом, момент выстрела (первый щелчок) будет совмещен с необходимым положением винта мотора.

4. Осмотреть контровку гаек и еще раз проверить регулировку, для чего с включенной установкой провернуть винт не менее чем на 2 оборота. В это время необходимо следить за работой спускового механизма и за тем, чтобы произошел спуск ударника замка пулемета (первый щелчок) в тот момент, когда задняя кромка

лопасти винта пройдет контрольную риску, а отход штыря спускового механизма Пул-9 (2-й щелчок) произошел в момент, когда задняя кромка лопасти винта пройдет по ходу вторую контрольную риску.

Если же в пределах 3—4° этих щелчков не последует, то необходимо произвести дорегулировку посредством тяг и кулачковой шайбы, добиваясь того, чтобы спуск ударника замка пулемета (1-й щелчок) и отскок штыря (2-й щелчок) произошли при прохождении задней кромкой лопасти винта через контрольные риски.

При регулировке, производимой в первый раз, необходимо проверить работу пулеметного привода и при работающем моторе.

Для этого нужно запустить мотор и в течение 10 мин. его работы несколько раз включать пулеметную установку на 4—5 сек. и, меняя число оборотов, проверить надежность включения и выключения пулеметной установки. Затем остановить мотор и вновь проверить положение момента выстрела по отношению к задней кромке лопасти винта, проворачивая винт вручную, с включенной пулеметной установкой. Если он отойдет от первоначального положения, то это свидетельствует об усадке установки в ее соединениях, поэтому необходимо будет произвести дорегулировку.

После регулировки следует проверить пулеметную установку боевой стрельбой. Для этого употребляется фанерный диск, монтируемый на втулке винта. Проверку боевой стрельбой производить следующим образом. После монтажа фанерного диска вывезти самолет в тир.

Зарядить каждый пулемет 50—100 патронами и, проворачивая винт вручную, произвести по два контрольных выстрела из каждого пулемета (т. е. по выстрелу под каждую лопасть винта). Затем запустить мотор и произвести автоматическую стрельбу на режиме мотора 800—1500 *об/мин.*

Закончив стрельбу, мотор остановить и проверить разнос пробоин по диску, который должен иметь вид равномерной прорези, не выходящей за пределы 90° от контрольных выстрелов.

Если же будут иметь место частые отдельные отрывы от этого предела, то данное явление свидетельствует о наличии люфтов в пулеметной установке, которые должны быть устранены.

После устранения люфтов и вторичной проверки пулеметная установка считается подготовленной для стрельбы в воздухе.

При систематическом нарушении регулировки необходимо обратить внимание на крепление спускового механизма. В этом случае следует снять спусковой механизм с пулемета и проверить его подгонку и крепление к пулемету. После проверки и устранения неисправностей (люфтов) поставить спусковой механизм обратно на пулемет и произвести регулировку.

Наличие нескольких отдельных отрывов по кругу больше 120° от контрольного выстрела, повторяющихся при испытании привода, указывает на непригодность патронов данной партии для стрельбы из пулеметов через винт.

5. Система питания пулеметов

Система питания пулеметов — внутренняя (подача патронов изнутри фюзеляжа). Питание пулеметов производится из четырех патронных коробок *4*, установленных в фюзеляже между рамами 3—4 и 5—6 (рис. 21 и 22).

Патронные коробки (рис. 40), для питания верхних пулеметов, емкостью по 1100 патронов, изготовлены из листового плакированного дюралюминия толщиной 0,5 и 0,8 *мм*. В местах, где крепятся замки к коробкам, приклепаны стальные пластинки *1*. В целях предохранения от коррозии коробки анодно оксидированы.

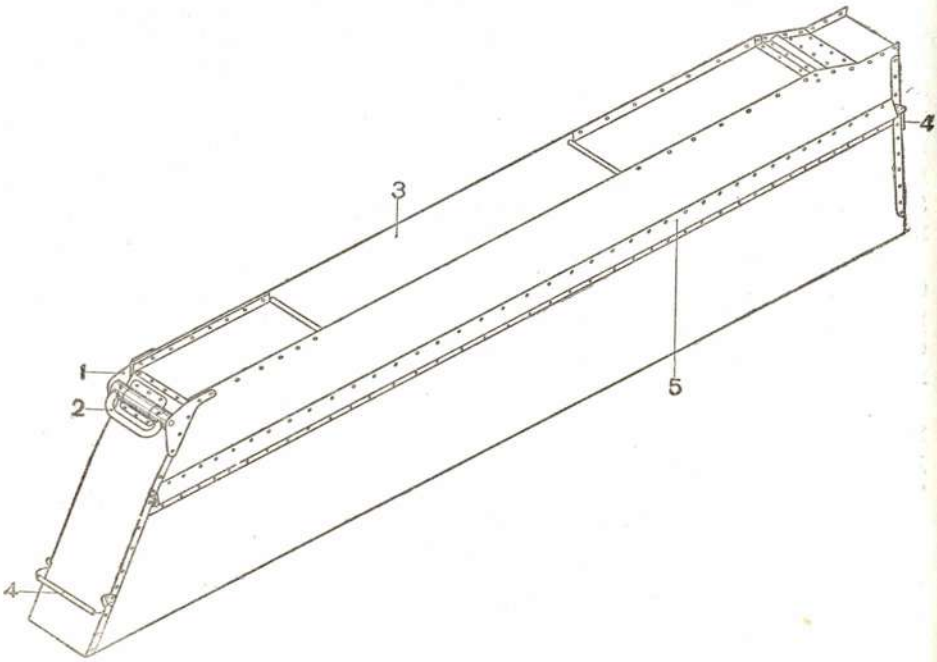


Рис. 40. Патронная коробка для верхнего пулемета.

Патронные коробки устанавливаются на дюралевых лотках *23*, одна позади другой (рис. 21). Лотки при помощи специальных пиворней прикреплены к горизонтальным трубочкам жесткости, вваренным между вертикальными стержнями рамы 3—4 к соответствующим подкосам.

Вверху коробки поддерживаются направляющими из дюралевых профилей, которые крепятся четырьмя стяжными хомутиками к верхним лонжеронам и двумя хомутиками к трубам верхней фермы фюзеляжа.

Для питания левого пулемета служит передняя коробка, которая вдвигается в фюзеляж с правой стороны. Для правого пуле-

мета служит задняя коробка, которая вдвигается с левой стороны. После установки коробки прикрепляются (запираются) к верхним направляющим замкам-ручкам *2* (рис. 40).

Коробка имеет вверху люк *3* (рис. 40), через который проходит патронная лента и по специальному рукаву *5* (рис. 23) подается в приемник пулемета. С торцовых сторон имеются ручки *4* (рис. 40) для вынимания и переноски коробки и с одной продольной стороны швеллер *5* (рис. 40) для усиления жесткости стенки.

Патронные рукава для верхних пулеметов (рис. 41) изготовлены из листовой нержавеющей стали, толщиной 0,5—0,6 *мм*, электроточечной сваркой они крепятся основанием к верхним направляющим профилям.

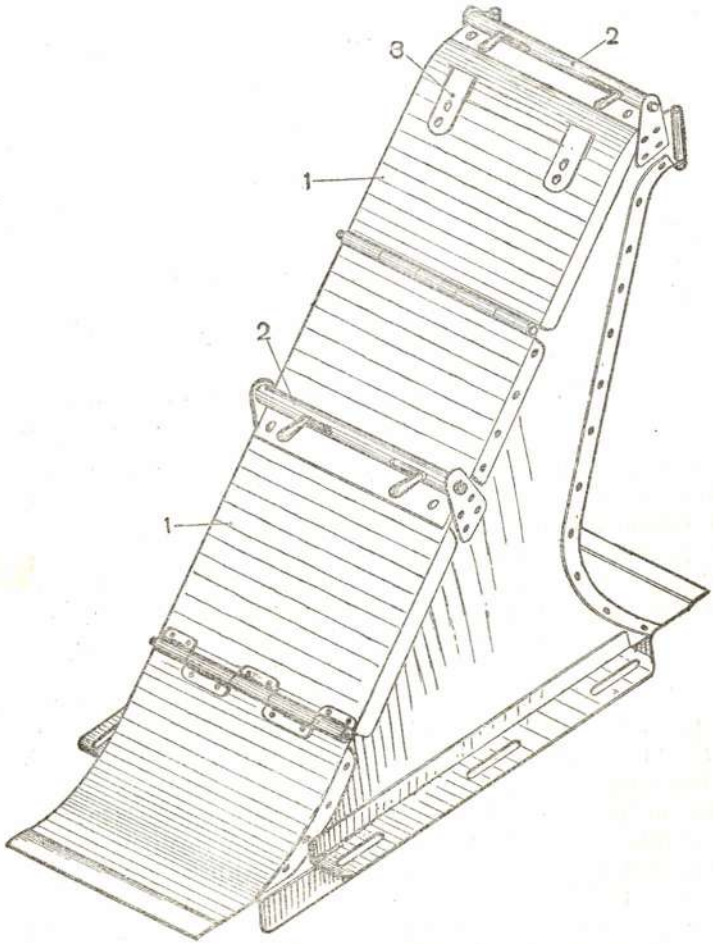


Рис. 41. Рукав для верхнего пулемета.

Снаружи рукав имеет две дверцы *1*, закрываемые пружинными замками *2*. Внутри рукава, у выхода патронной ленты, поставлены две небольшие пружинящие пластинки *3*, которые прижимают ленту к нижней стенке рукава и не дают ей сильно вибрировать.

Патронные коробки (рис. 42) для питания нижних пулеметов, емкостью 425 патронов каждая, изготовлены из листового плакированного дюралюминия, толщиной 0,5—0,8 *мм*. Снаружи к ним приклепаны ручки-замки *1*, посредством которых они крепятся в установочной клетке. Сверху в коробке имеется люк *2* для прохода патронной ленты.

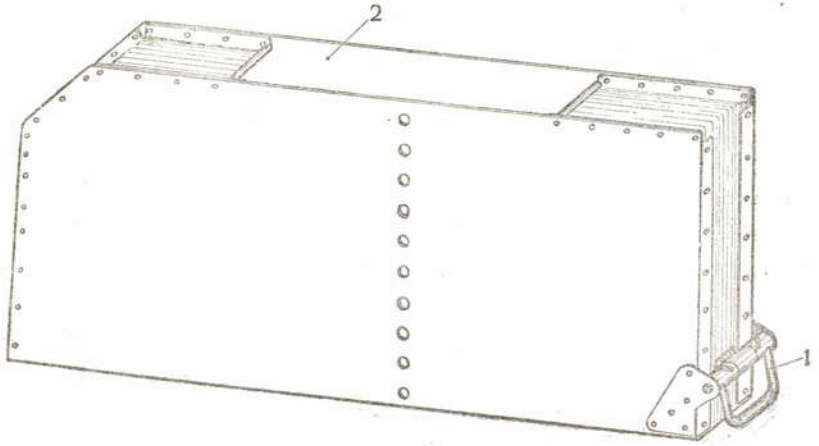


Рис. 42. Патронная коробка для нижнего пулемета.

Нижние патронные коробки устанавливаются внизу фюзеляжа, под полом кабины пилота, и частично выступают из фюзеляжа, входя в обтекатель крыла.

Для установки нижних коробок служит специальная клетка (рис. 43), приклепанная верхней частью к профилям жесткости пола кабины и опирающаяся на кронштейны-«стульчики» *21* (рис. 21). «Стульчики» крепятся хомутами к нижним лонжеронам фюзеляжа.

Клетка сделана из листового плакированного дюралюминия толщиной 0,8 *мм*. Внизу в клетке имеются два направляющих профиля, являющихся рельсами для патронных коробок. Вверху к клетке прикреплены рукава *1* из нержавеющей стали, через которые проходит патронная лента в приемник пулемета. Снаружи в рукаве имеется дверца *2*, запираемая пружинным замком. Внутри рукава поставлены две небольшие пружинные пластинки *3* для уменьшения вибрации ленты

После установки на место коробка запирается ручкой-замком.

Доступ к верхним патронным коробкам и пулеметам — с боков фюзеляжа через с'емные боковые крышки капота.

Доступ к нижним патронным коробкам и пулеметам — через боковые нижние люки.

Гильзоотводы 7 (рис. 21 и 22) состоят из стальных патрубков и длинных дюралевых труб, по которым гильзы направляются вниз под фюзеляж. Патрубки гильзоотводов крепятся к передним шкворням пулеметов двумя болтами и своим раструбом примыкают к выводному отверстию в коробе пулемета.

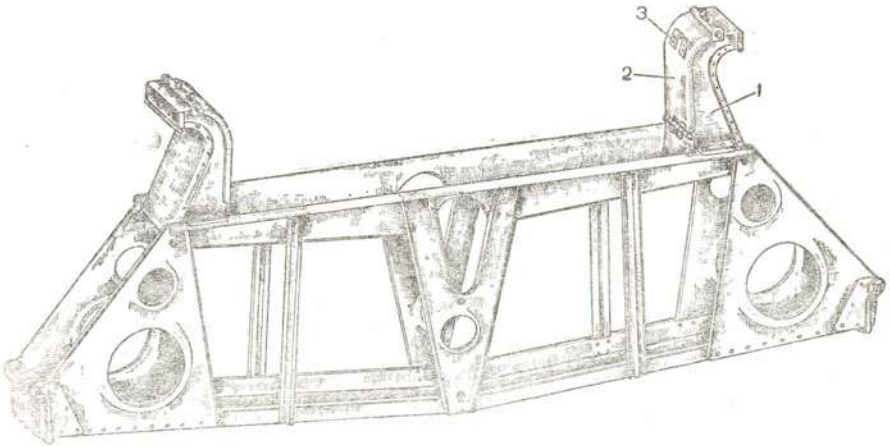


Рис. 43. Клетка для установки нижних патронных коробок.

Дюралевые трубы гильзоотводов от верхних пулеметов, в целях удобства монтажа на самолете, состоят из двух частей: верхняя часть — дюралевая труба 18 × 20 *мм*, нижняя часть — дюралевая труба 20 × 22 *мм*. На самолетах последующих выпусков дюралевая верхняя часть гильзоотвода заменена стальной во избежание зажирания металла. Трубы надеваются раструбом на патрубки и дополнительно прикрепляются хомутиками в трех точках: к верхнему лонжерону *18*, к подкосу *19* и нижнему лонжерону *20* (рис. 21).

Гильзоотводы нижних пулеметов состоят из одной дюралевой трубы 18 × 20 *мм*, они также надеваются раструбом на патрубки. Нижний конец крепится хомутиком к нижнему лонжерону *20* (рис. 21).

Для предохранения от коррозии патрубки гильзоотводов кадмированы, дюралевые трубы подвергнуты анодной оксидации, а стальные трубы верхней части гильзоотводов — вороненые.

Звеньеотводы. Система отвода звеньев выполнена в двух вариантах. Первый вариант — на самолетах первых серий звенья не собираются, а отводятся за борт самолета и выбрасываются в воздух. Схема отвода звеньев по первому варианту показана на рис. 22 и 23. Второй вариант — на самолетах последующих серий установлены звеньесобиратели. Схема отвода звеньев в звеньесобиратели показана на рис. 44 и 45.

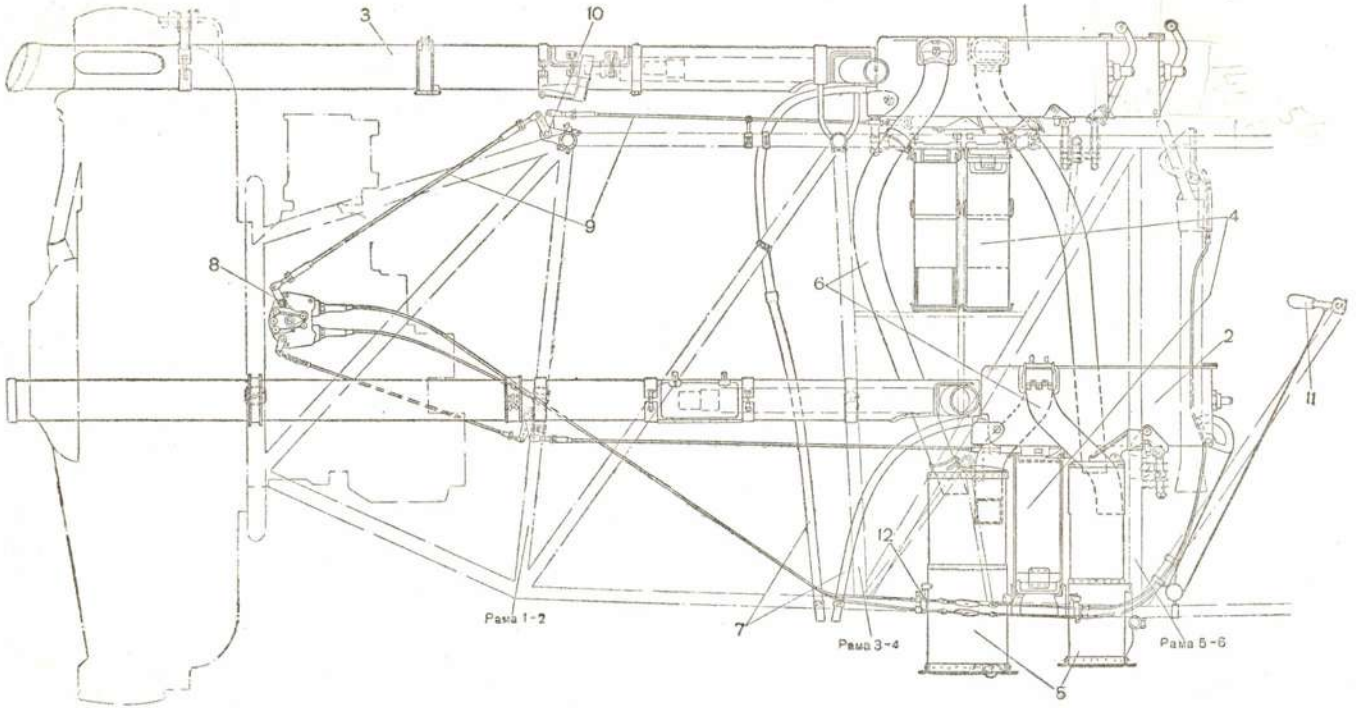


Рис. 44. Схема пулеметной установки (вид сбоку).

1—верхние пулеметы, 2—нижние пулеметы, 3—трубы охлаждения, 4—патронные коробки, 5—звеньесобиратели, 6—звеньеотводы, 7—гильзоотводы, 8—синхронизаторы, 9—тяги пулеметного привода, 10—балансир, 11—ручка перезаряжания нижних пулеметов, 12—хомутик крепления.

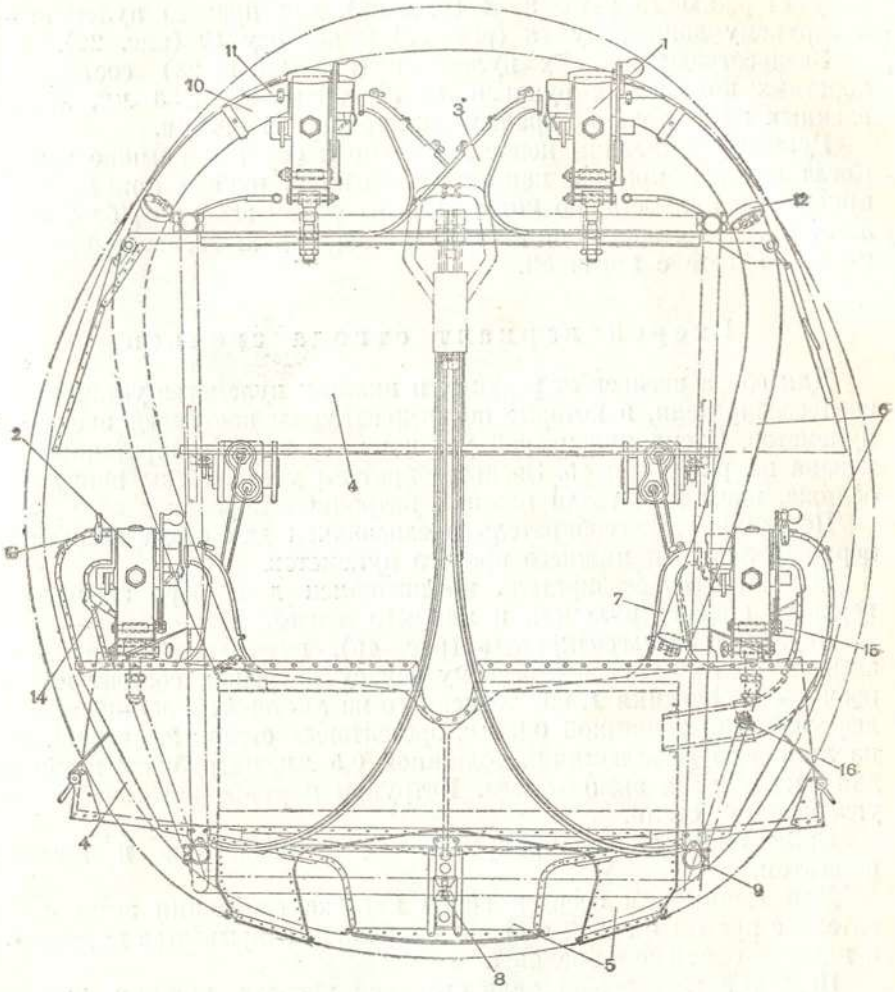


Рис. 45. Схема пулеметной установки (вид по полету).

1—верхний пулемет, 2—нижний пулемет, 3—патронные рукава верхних пулеметов, 4—патронные коробки, 5—звеньесобиратели, 6—звеньеотводы, 7—патронные рукава нижних пулеметов, 8—кронштейн, 9—хомутики, 10—горловина, 11—крышка, 12—хомутики, 13—крышка 14 и 15—кронштейны, 16—скоба.

Первый вариант отвода звеньев

Звеньеотводы верхних пулеметов *6* (рис. 22 и 23) состоят из изогнутой дюралюминиевой трубы диаметром 50 × 48 *мм*, по которой звенья отводятся за борт самолета, и стальной горловины, примыкающей к приемнику пулемета. Сверху горловина имеет крышку.

Звеньеотводы крепятся двумя хомутиками с кронштейнами: для левого пулемета к верхнему лонжерону *5* (рис. 22) и вертикаль-

ному стержню *15* рамы 3—4 (рис. 22), для правого пулемета — к верхнему лонжерону *18* (рис. 22) и подкосу *19* (рис. 22).

Звеньеотводы нижних пулеметов (рис. 22 и 23) состоят из коротких коробчатых рукавов со сторонами 42 × 56 *мм*, изготовленных из листового дюралюминия толщиной 0,8 *мм*.

Рукава приклепаны непосредственно к боковой крышке капота. Когда боковая крышка капота закрывается, рукава примыкают к приемнику пулемета, по которым и отводятся звенья за борт самолета. Когда крышка капота открывается, рукава-звеньеотводы снимаются вместе с крышкой.

Второй вариант отвода звеньев

Для сбора звеньев от верхних и нижних пулеметов установлены звеньесобиратели, в которые по звеньеотводам поступают звенья от пулеметов. Схема пулеметной установки со звеньесобирателями показана на рис. 44 и 45. Звеньесобиратели установлены внизу фюзеляжа, впереди и сзади нижних патронных коробок.

Передний звеньесобиратель предназначен для сбора звеньев от верхнего левого и нижнего правого пулеметов.

Задний звеньесобиратель предназначен для сбора звеньев от верхнего правого пулемета и нижнего левого.

Передний звеньесобиратель (рис. 46), вмещающий количество звеньев, соответствующее боевому запасу патронов, состоит из коробчатого основания *1*, изготовленного из листового плакированного дюралюминия толщиной 0,8 *мм*, брезентовых стенок *2*, крышки *3*— из листового дюралюминия толщиной 0,5 *мм*, патрубка *4* и ушков для закрепления звеньеотвода. Патрубки и ушки изготовлены из углеродистой стали.

Брезентовые стенки прикрепляются к основанию и крышке шпагатом.

Для вынимания звеньев снизу коробка основания звеньесобирателя с правой и левой стороны открыта и закрывается крышками в нижней обшивке фюзеляжа.

Передний звеньесобиратель крепится впереди нижних патронных коробок под полом кабины пилота. Основание звеньесобирателя крепится хомутиками с кронштейнами к нижнему лонжерону *12* (рис. 44) и внизу приклепывается к обшивке фюзеляжа. Верхняя часть звеньесобирателя крепится к горизонтальной трубе пулеметной жесткости хомутиками с кронштейнами.

Задний звеньесобиратель (рис. 47), вмещающий количество звеньев, соответствующее боевому запасу патронов, состоит из коробчатого основания *1*, крышки *3* из листового дюралюминия толщиной 0,5 *мм*, брезентовых стенок *2*, кронштейнов *4* для верхнего крепления, кронштейна для среднего крепления и патрубка *6* для закрепления звеньеотвода.

Все кронштейны и патрубок изготовлены из углеродистой стали.

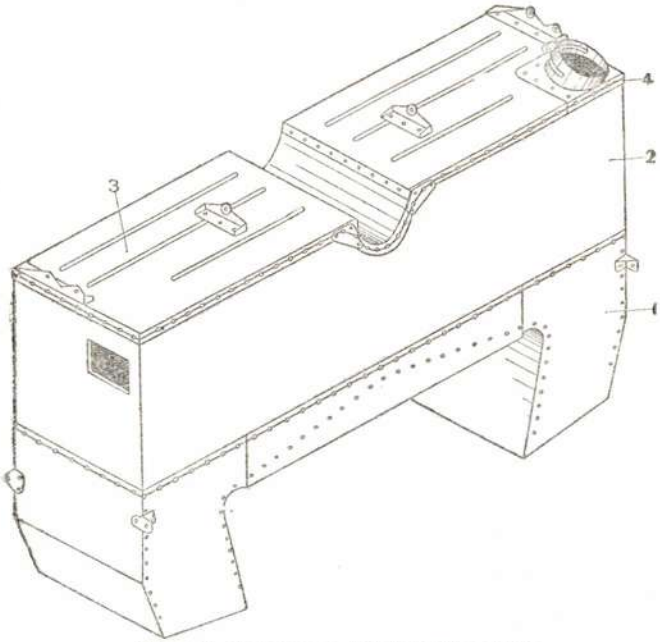


Рис. 46. Передний звеньесобиратель.

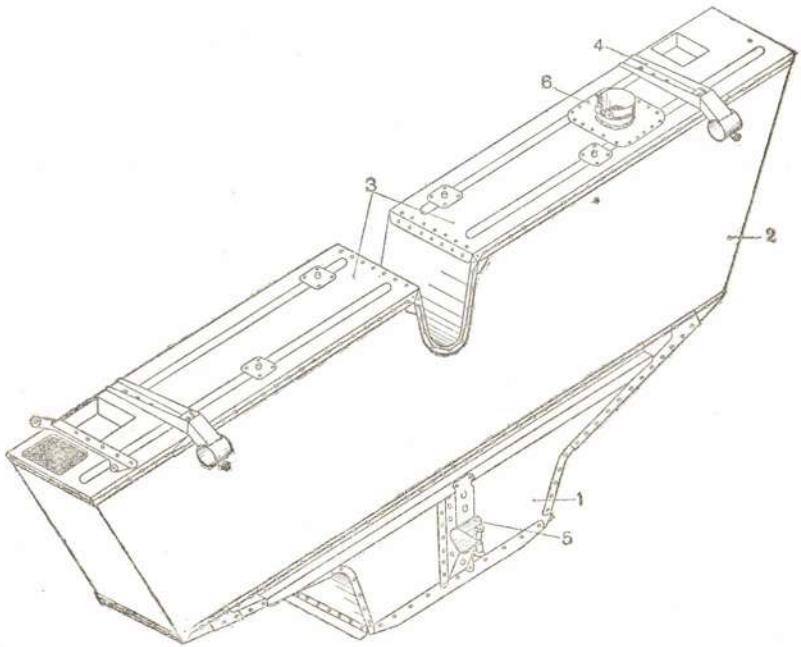


Рис. 47. Задний звеньесобиратель.

С основанием и крышкой брезентовые стенки соединяются шпагатом. Для вынимания звеньев открывается крышка в нижней обшивке фюзеляжа.

Задний звеньесобиратель крепится позади нижних патронных коробок под полом кабины пилота. Основание звеньесобирателя крепится средним кронштейном 8 (рис. 45) к нижнему горизонтальному стержню рамы 5—6 и по бокам хомутиками с кронштейнами к нижним лонжеронам *9* (рис. 45). Вверху звеньесобиратель крепится двумя кронштейнами к вертикальным стержням рамы 5—6.

Для предохранения от коррозии все дюралюминиевые детали в звеньесобирателях анодно оксидированы, а стальные детали кадмированы.

Звеньеотводы. От приемников пулеметов до звеньесобирателей идут рукава-звеньеотводы *6* (рис. 44 и 45). Звеньеотводы от верхних пулеметов состоят из дюралюминиевых труб диаметром 48 × × 50 и стальной горловины *10* (рис. 45). На горловине сверху имеется крышка с пружинными замками *11* (рис. 45). Дюралюминиевая труба анодно оксидирована, а стальная горловина кадмирована.

Звеньеотводы устанавливаются с таким расчетом, чтобы между ними и приемником пулемета был зазор от 0 до 2 *мм*. Крепятся звеньеотводы вверху хомутиками *12* (рис. 45), а внизу в патрубках звеньесобирателя.

Звеньеотводы нижних пулеметов изготовлены в виде изогнутых коробчатых рукавов со сторонами 47 × 50 *мм* из листовой нержавеющей стали толщиной 0,5 и 0,8 *мм*, сваренной точечной электросваркой. В верхней части рукавов имеется крышка *13* (рис. 45), запираемая пружинным замком. В средней части к рукавам приварен кронштейн для крепления звеньеотвода.

Звеньеотвод левого пулемета крепится посредством приваренного к рукаву кронштейна *14* (рис. 45), который прикрепляется к пулемету общим болтом крепления пулемета в переднем шкворне и к пластинке на крышке заднего звеньесобирателя посредством ушков.

Звеньеотвод правого пулемета крепится посредством приваренного к рукаву кронштейна *15* (рис. 45), который прикрепляется к пулемету общим болтом крепления пулемета в переднем шкворне и скобой *16* (рис. 45).

6. Система перезарядки пулеметов

Верхние пулеметы перезаряжаются посредством стандартных ручек перезаряжания *13* (рис. 21 и 22), крепящихся болтом, проходящим через короб пулемета.

Нижние пулеметы перезаряжаются ручками перезарядки *11* (рис. 21 и 22), установленными на подкосах между рамами 5—6 и 7—8.

Вся система перезарядки нижних пулеметов (рис. 48) состоит из стандартных деталей ручки перезаряжания на самом пулемете, ручки перезаряжания *1*, сектора перезарядки *2*, промежуточного ролика *3* и тросовой проводки *4* (трос марки ТМ-2).

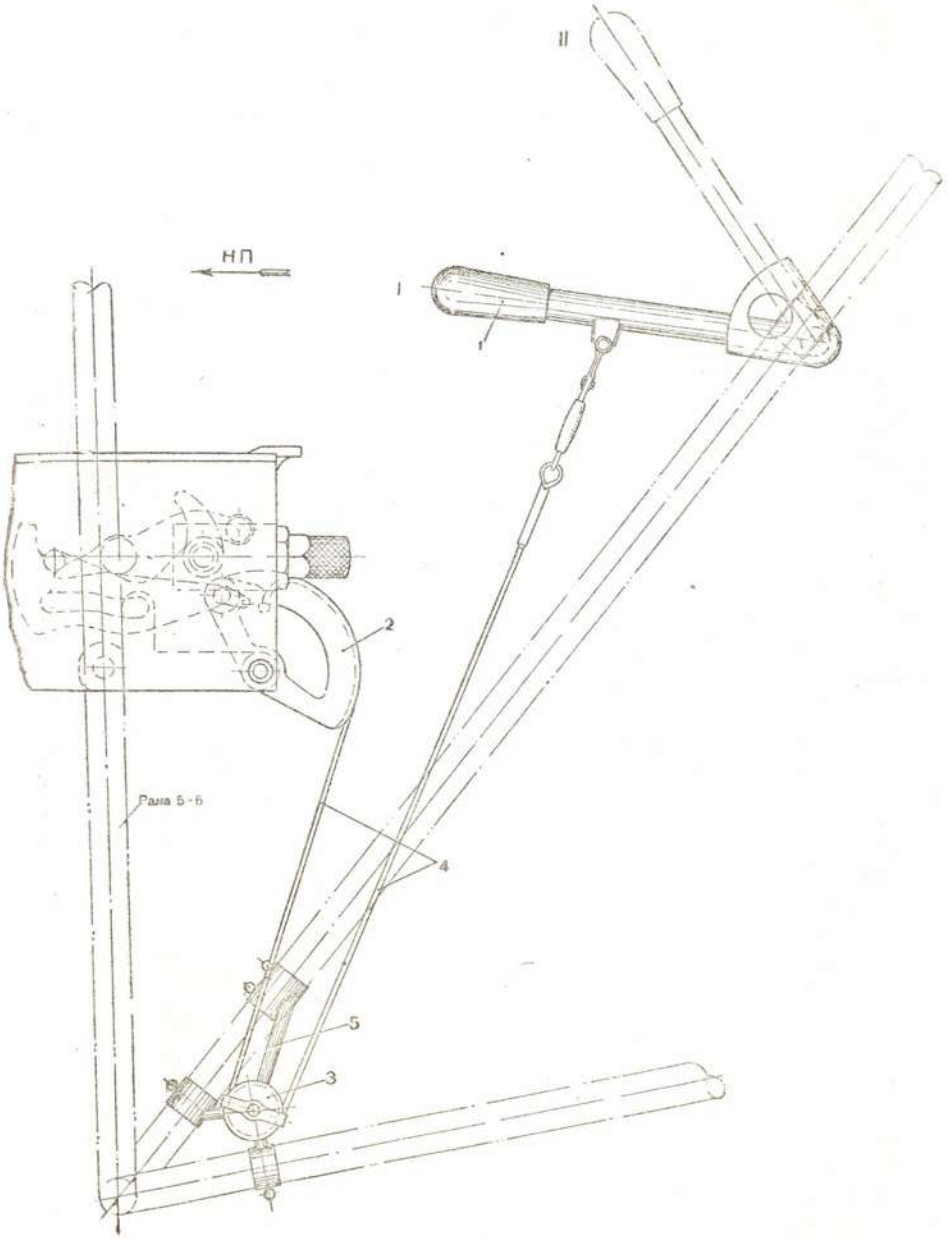


Рис. 48. Схема перезарядки нижних пулеметов.

Ручка перезаряжания изготовлена из стальной трубы 20 × 18, а рукоятка из черного эбонита. Секторы перезарядки сварной конструкции, изготовлены из углеродистой стали. Промежуточный ролик сделан из дюралюминия; вращается на шарикоподшипнике. Промежуточные ролики установлены: для правого пулемета на заднем стыковом узле крыла, для левого пулемета на специальном кронштейне *5* (рис. 48).

Для перезарядки пулеметов нужно ручку перезаряжания *1* (рис. 48) энергично отвести доотказа на себя в положение II и отпустить.

7. Система управления огнем

Управление огнем пулеметов производится посредством гашеток *1* (рис. 36), смонтированных на ручке управления пилота *15* (рис. 21).

Для каждого пулемета имеется отдельная гашетка. Две верхние гашетки предназначаются для верхних пулеметов, две нижние — для нижних пулеметов.

Для стрельбы из всех четырех пулеметов необходимо нажать одновременно все гашетки. Во избежание случайного нажатия гашетки имеют предохранитель *3* (рис. 36). С предохранителя гашетки снимаются только перед стрельбой, в остальное же время гашетки должны стоять постоянно на предохранителе.

8. Установка прицела

Оптический прицел ОП-1 с установленным на нем стандартным кольцевым прицелом КП-5 и мушкой крепится вверху фюзеляжа строго по оси самолета и проходит через козырек пилота (рис. 49 и 50).

Ось оптического прицела выше оси фюзеляжа на 852 *мм*.

Прицел крепится передним и задним кронштейнами. Вертикальная и горизонтальная регулировка прицела производится только задним кронштейном. На переднем конце прицела имеется крышка *3*, управление которой производится из кабины пилота специальной ручкой *4*.

Прорезь в козырьке, в месте прохождения прицела, закрывается специальной заглушкой *5*.

Для освещения прицела при ночной стрельбе имеется специальная электропроводка *6* к лампочке прицела (электрический шнур и штепсельная вилка входят в комплект прицела и являются его принадлежностью).

Кронштейн переднего крепления состоит из стойки *1* обтекаемой формы, хомута для крепления прицела *2* и болта *7* для заводской установочной регулировки.

Кронштейн заднего крепления состоит из треноги 8, сваренной из трех стальных труб 12 × 10, хомута для крепления прицела *9*, болта вертикальной регулировки *10* и болта горизонтальной регулировки *11*.

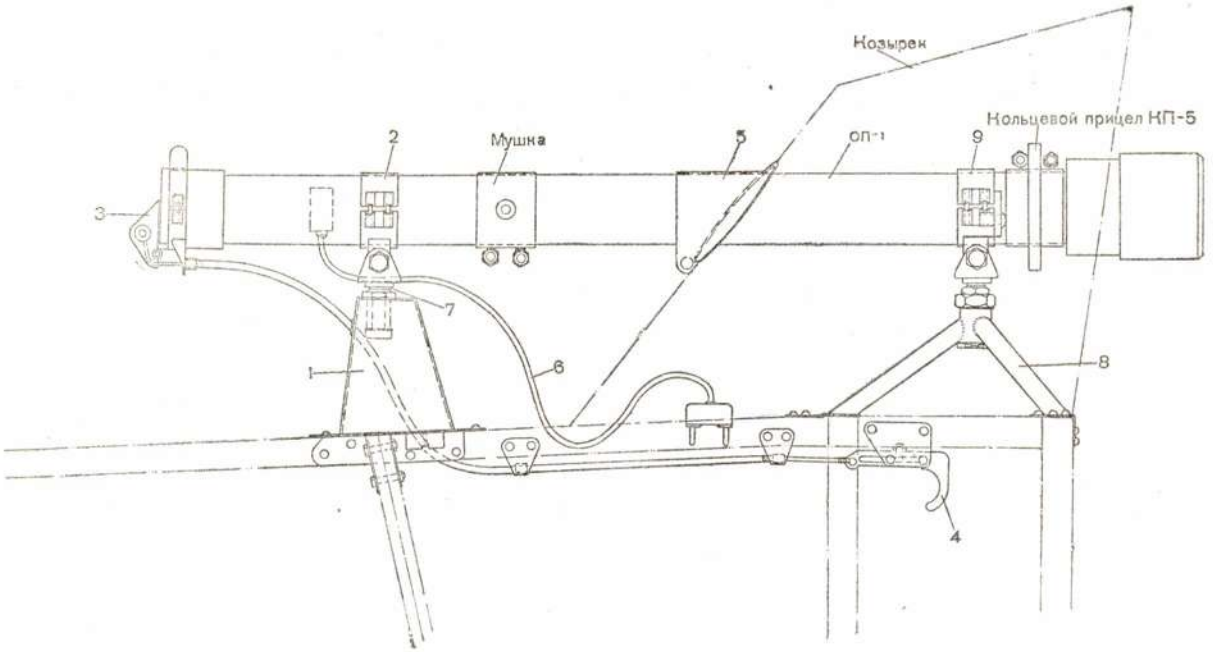


Рис. 49. Схема установки ОП-1 (1-й вариант, вид сбоку).

Все детали кронштейнов изготовлены из углеродистой стали и для предохранения от коррозии подвергнуты воронению.

Крепление кронштейнов и крышки прицела показано на рис. 49. При установке прицела под хомуты подкладывается резиновая прокладка толщиной 0,5 *мм*.

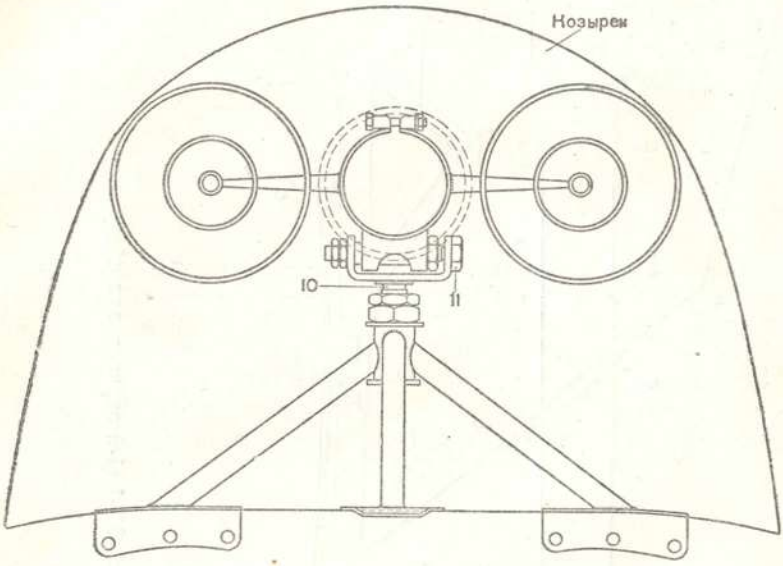


Рис. 50. Схема установки ОП-1 (вид по полету).

Кольцевой прицел и мушка КП-5 крепятся на самом прицеле (рис. 49 и 50). Расстояние между кольцевым прицелом и мушкой— 350 *мм*.

Примечания: 1. На самолетах последующих выпусков с прицелом ОП-1, имеющим продольное расположение колодки для лампочки освещения прицела, расстояние между кольцевым прицелом и мушкой 320 *мм*.

2. На самолетах последующего выпуска, на которых имеется вырез в коке кабины, кронштейны крепления прицела несколько перенесены вперед, а также изменен контур заднего кронштейна. Измененная установка прицела показана на рис. 51.

Кольцевой прицел стандартного типа укорочен на 15 *мм* (т. е. от оси оптического прицела до центра кольцевого прицела не 100 *мм*, а 85 *мм*) вследствие того, что габариты козырька пилота не вмещают его. Соответственно прицелу убавлено расстояние и у мушки.

При установке кольцевого прицела под хомут подкладывается резиновая прокладка толщиной 1.5 *мм*.

Схема расположения оптического прицела и пулеметов показана на рис. 52.

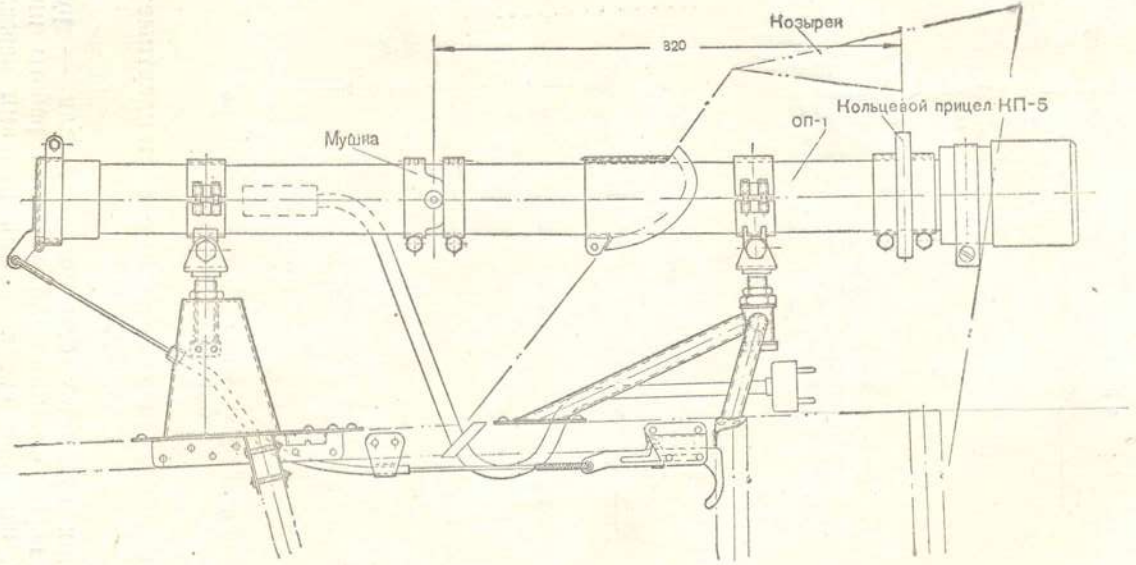


Рис. 51. Схема установки ОП-1 (2-й вариант, вид сбоку).

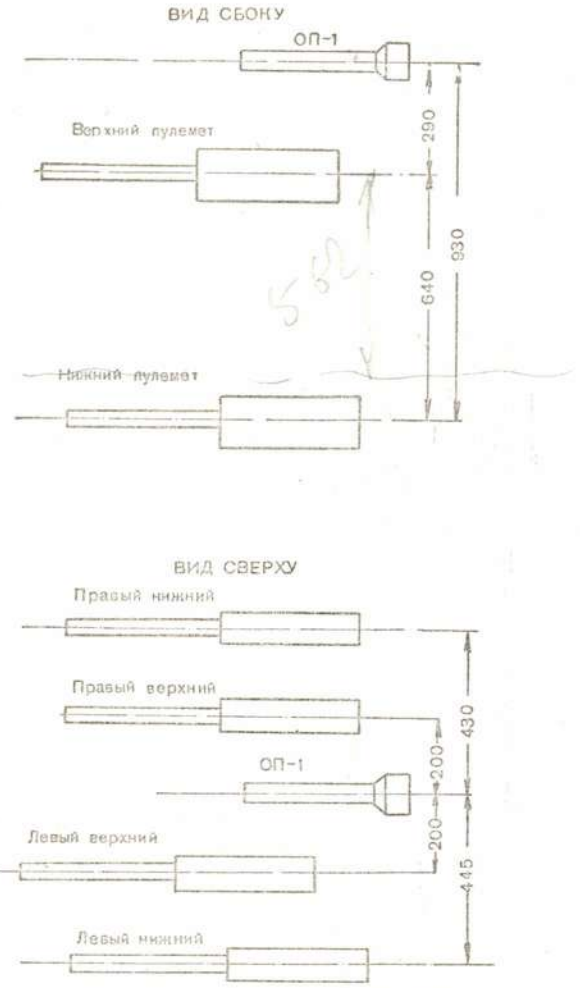


Рис. 52. Схема расположения пулеметов и оптического прицела.

9. Изменения и дополнения, внесенные в стандартные агрегаты вооружения

1. На нижних пулеметах стандартные детали — рукоятка и сектор ручки перезаряжания, для удобства работы пилота при перезаряжании, заменены специальными ручками перезаряжания, установленными в кабине пилота на подкосах между рамами 5—6 и 7—8.

2. Вследствие невмещения в габариты козырька пилота, кольцевой прицел стандартного типа КП-5 укорочен на 15 *мм*, соответственно прицелу укорочена и мушка.

10. Инструкция по проверке установки стрелкового вооружения и производству пристрелки

Проверка основной установки пулеметов относительно оси самолета

Установить самолет в линию полета и проверить правильность его положения в поперечном направлении.

Установить металлическую линейку на реперы (установленные на рамах 5—6 и 7—8) и проверить артиллерийским угломером-квадрантом угол оси самолета с горизонталью. Затем при открытой крышке короба пулемета установить этот же угломер на ребра стенок короба и определить угол установки пулемета с горизонталью. При правильной основной установке угол, образованный осью пулемета и горизонталью, больше угла, образованного осью самолета с горизонталью, на 0°30′. При регулировке во время пристрелки превышение угла пулемета относительно оси самолета допускается только до + 1°.

Примечание. На некоторых самолетах установку пулеметов до + 1°, вследствие отклонений при производстве монтажа, производить нельзя. Максимально допустимый угол установки пулеметов проверяется на заводе и заносится в пристрелочный лист, который прикладывается к формуляру каждого самолета. При регулировке пулеметов надлежит пользоваться данными для угла установки, указанными в пристрелочном листе, и не превышать их.

Проверка регулировки и исправности работы пулеметной установки

Регулировка пулеметного привода проверяется перед каждым полетом путем проворачивания винта вручную (со включенной пулеметной установкой) по ходу на два оборота. В это время нужно следить за работой спускового механизма, т. е. за тем, чтобы произошел спуск ударника замка пулемета и отскок штыря спускового механизма в крайнее заднее положение.

Спуск ударника и отскок штыря характеризуются двумя щелчками: первый для спуска ударника, а второй для отскока штыря спускового механизма.

Спуск ударника замка пулемета (первый щелчок) должен произойти тогда, когда задняя кромка лопасти винта продвинется от плоскости стрельбы пулемета на 3—4° (1-я контрольная риска на капоте).

При проворачивании еще на 3—4° (до 2-й контрольной риски) должен быть слышен второй щелчок, характеризующий отскок штыря спускового механизма в заднее положение.

Если же в данных пределах (3—4°) этих щелчков не последует, то необходимо произвести дорегулировку. При этом следует иметь в виду, что при незначительном опережении спуска тягу нужно удлинить (отпустить), и при незначительном запаздывании подтянуть в пределах 0,5 оборота. Затем вновь проверить, проворачивая винт, положение спуска ударника и отскок штыря в заднее положение.

Производство пристрелки пулеметов

Перед началом пристрелки должна быть составлена схема вооружения. Данные для составления схемы вооружения указаны на рис. 52.

В случае необходимости проверить эти данные (так как действительные размеры могут несколько отличаться для каждого самолета в отдельности), следует прибегнуть к промерам непосредственно на самолете.

Способ непосредственного промера на самолете изложен в «Инструкции по эксплоатации самолета И-15» (изд. НКО 1934 г., стр. 42) и кратко приводится ниже, поскольку он применим и на самолете И-15бис:

«а) Измеряется превышение оптического прицела над осью канала ствола пулемета (т. е. расстояние по вертикали от оптической оси или центра кольцевого прицела). Замер производится следующим путем: на колпаки ускорителей стрельбы кладется деревянная линейка, а от центра оптического прицела опускается отвес (грузик на шпагате). По отвесу промеряется расстояние от центра прицела до нижнего обреза линейки, и к измеренной величине прибавляется половина диаметра колпака ускорителя стрельбы. Полученная сумма и будет равна превышению оси прицела над осью канала ствола пулемета.

Таким же способом производится и промер превышения кольцевого прицела над осью пулемета.

б) Измеряется расстояние между осью оптического прицела или центра кольцевого прицела и осью канала ствола пулемета в горизонтальной плоскости.

В этом случае необходимо от центра ОП-1 опустить отвес. От этого отвеса промерить линейкой расстояние до центров — колпаков ускорителей стрельбы. Полученный результат и будет соответствовать расстоянию между осью прицела и осью канала ствола».

Расстояние между кольцевым прицелом и осью канала ствола пулемета надо измерить точно таким же порядком.

Примечание. Промер производить с точностью до 0,5 *см*.

По полученным данным схемы вооружения составляются расчетные схемы вертикальной и горизонтальной пристрелок (рис. 53).

Способ составления схем изложен в «Наставлении по стрелковому делу ВВС РККА».

Верхние пулеметы пристреливаются на дистанцию 400 *м*, нижние — на 600 *м*. На основании данных схем вертикальной и горизонтальной пристрелок составляются схемы пристрелочных мишеней в зависимости от дистанции пристрелки (рис. 54).

После составления всех схем (схемы вооружения, схемы горизонтальной и вертикальной пристрелок и схемы пристрелочных мишеней) приступать к регулировке наводки и пристрелки самолета по правилам, изложенным в «Наставлении по стрелковому делу ВВС РККА» и «Наставлении КОП».

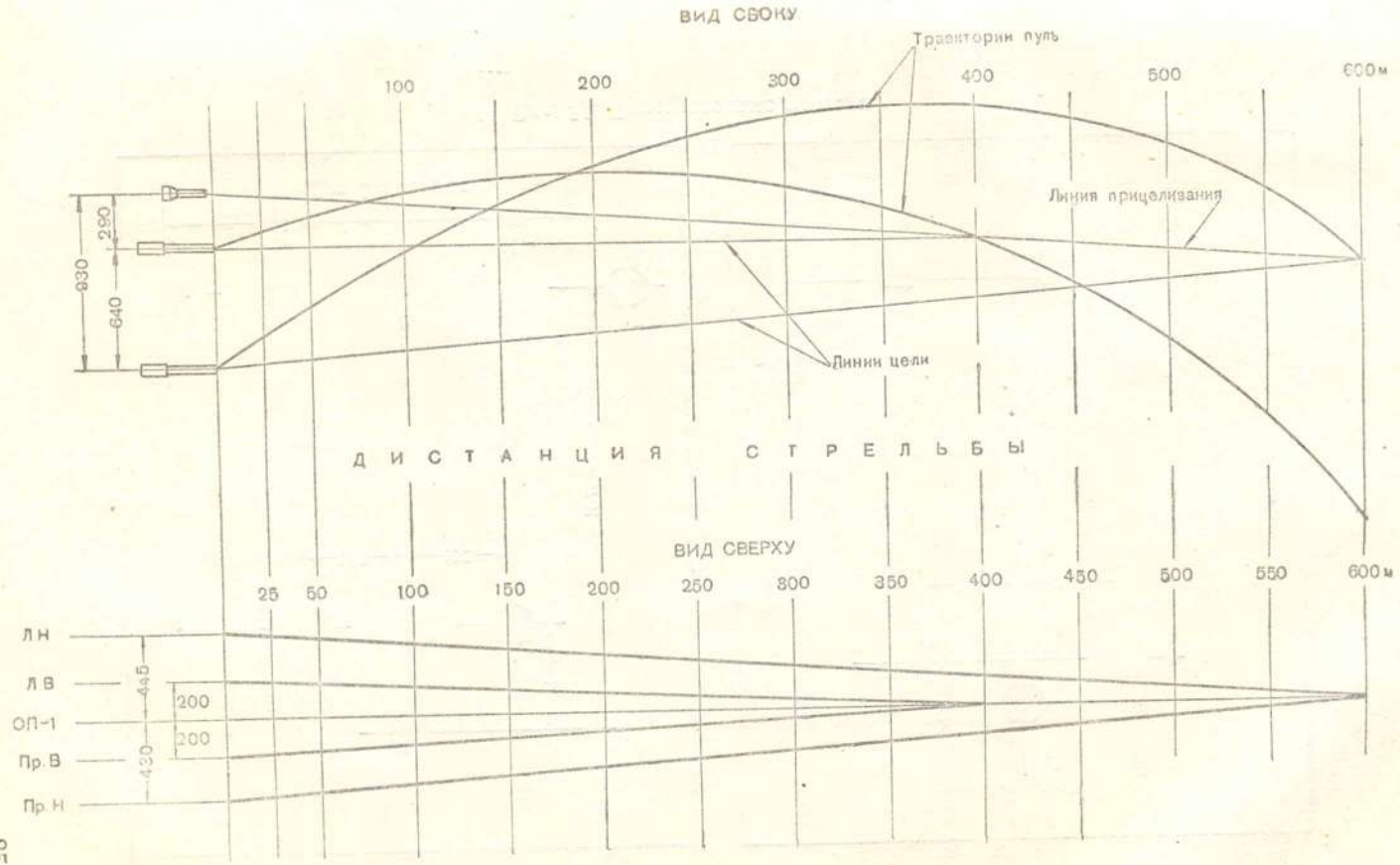


Рис. 53. Схема при елок пулеметов (масштаб по горизонтальной оси 1 *мм*=2 *м*, по вертикальной оси 1 *мм*=20 *мм*).

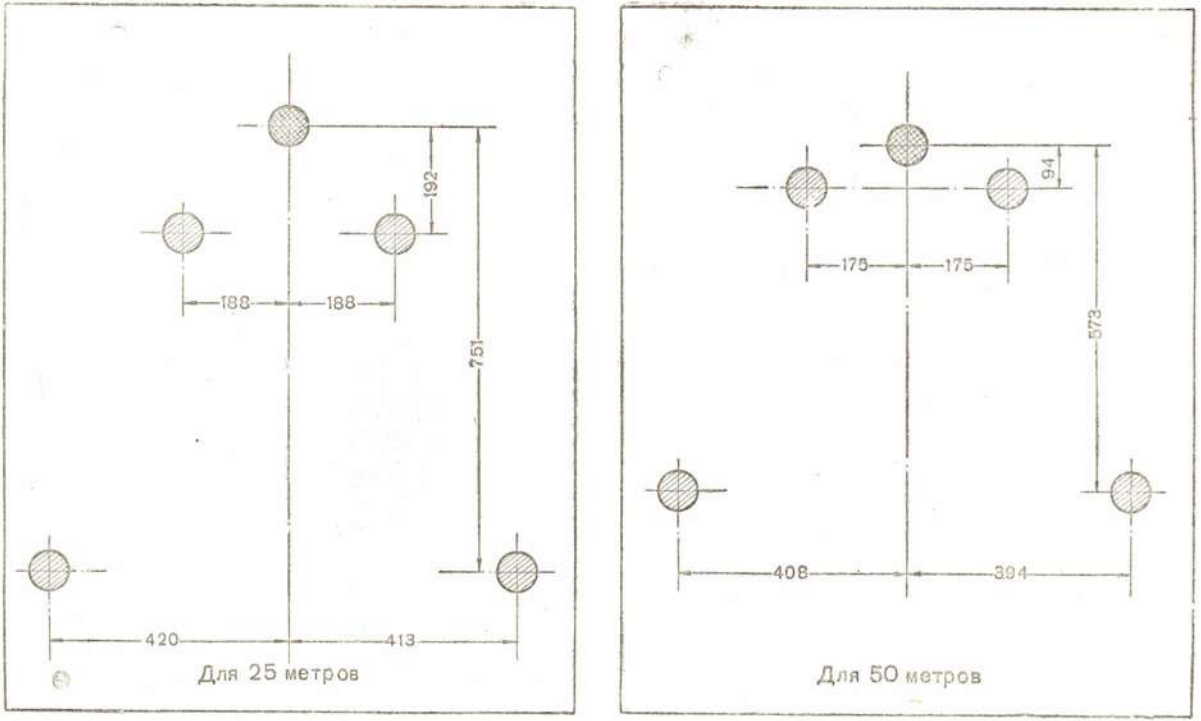


Рис. 54. Пристрелочные мишени.

На самолетах последующих выпусков для установки трубки холодной пристрелки (ТХП) расширены лючки в трубах охлаждения до 215 *мм*. Поэтому на этих самолетах пристрелка может производиться и без стрельбы посредством ТХП. Правила пристрелки посредством ТХП изложены в инструкции по пристрелке авиапулеметов при помощи трубки ТХП.

Проверка исправности системы спуска

Система спуска проверяется одновременно с регулировкой пулеметного привода.

Проверка исправности системы перезарядки пулеметов

Для верхних пулеметов энергично подать на себя стандартную ручку перезаряжания и отпустить.

Для нижних пулеметов энергично отвести доотказа на себя ручку перезаряжания и отпустить.

В обоих случаях проследить за тем, чтобы подвижная система отходила назад и чтобы производился полный цикл движения автоматики пулемета.

Если в нижних пулеметах имеется неполный отход подвижных частей назад, то нужно подрегулировать натяжение троса.

11. Заправка боеприпасами

Закладывание лент в патронные коробки

Снять боковые крышки капота фюзеляжа против верхних патронных коробок и открыть крышки люков против нижних патронных коробок.

Открыть замки патронных коробок и вынуть коробки из фюзеляжа самолета.

Вложить снаряженные ленты в патронные коробки.

При укладке следить за тем, чтобы лента не выступала из люка патронной коробки, так как нельзя будет вставить коробку. Придерживая ленту рукой, поставить патронные коробки на места и закрыть их замки.

Открыть крышки в горловинах рукавов, пропустить ленту через рукав и направить ее в приемник пулемета, следя за тем, чтобы нижние пальцы приемника пулемета захватили патрон. Затем закрыть крышки на рукавах.

Заряжание и разряжание пулеметов

Для зарядки пулеметов на автоматическую стрельбу необходимо:

а) *для верхних пулеметов* — стандартную ручку перезаряжания энергично подать два раза на себя доотказа и отпустить;

б) *для нижних пулеметов* — ручку перезаряжания, установленную на подкосах в кабине пилота, тоже энергично подать два раза на себя и отпустить.

Разряжание

Чтобы разрядить пулемет, нужно рукоятку пулемета два раза подать на себя доотказа и отпустить; затем, чтобы спустить ударник в замке пулемета, надо нажать на гашетку.

Примечание. Заряжание и разряжание пулеметов при стрельбе в воздухе производить только над полигоном, а при стрельбе на земле — только в тире.

12. Указания по уходу за стрелковым вооружением

Уход, хранение и подготовка к стрельбе стрелкового вооружения производятся по правилам, изложенным в соответствующих наставлениях по уходу и сбережению материальной части стрелкового вооружения в частях РККА.

При эксплоатации стрелкового вооружения на самолете необходимо соблюдать следующие правила.

При подготовке самолета к стрельбе:

1. Снять крышки на трубах охлаждения.
2. Протереть насухо стволы пулеметов (в собранных пулеметах протирать длинным шомполом через трубы охлаждения).
3. Подвижные части пулемета и трущиеся части установки слегка смазывать летом маслом и зимой обезвоженным керосином; перед полетами на большие высоты указанные части также смазывать.
4. Проверить перезаряжание пулеметов, особенно нижних.

После полета со стрельбой:

1. Вынуть из патронных коробок оставшиеся патроны.
2. Вынуть звенья из звеньесобирателей на самолетах со звеньесобирателями.
3. Разобрать, вычистить и тщательно смазать пулеметы, чистку повторить через 2—3 дня после стрельбы (согласно приказу о чистке оружия после стрельбы).
4. Стереть пыль со всех деталей вооружения и смазать трубы охлаждения, обратив особое внимание на кожухи пулеметов.
5. Закрыть трубы охлаждения крышками.
6. Закрыть чехлами пулеметы и прицел.

После каждой стрельбы в полете летчик сообщает свои замечания о работе пулеметной установки технику по вооружению.

Разборка и сборка пулеметов

Разборка пулеметов производится без снятия пулеметов с самолета. При разборке раскапотить боковые крышки капота над пулеметами, открыть крышку короба пулемета и снять замок, приемник, возвратную пружину, затыльник и ствол с рамой. Надульник снимается через лючок в трубе охлаждения.

Сборка пулеметов производится также на самолете в обратном порядке. После сборки необходимо проверить взаимодействие частей пулемета и перезаряжание верхних и нижних пулеметов.

13. Установка фотокинопулемета и работа с ним

Фотокинопулемет предназначается для контроля и фиксации воздушных стрелково-тренировочных заданий в частях ВВС.

Фотокинопулемет системы СЛП ГОМЗа установлен на самолете И-15бис под нижней левой плоскостью на держателе Дер-32, для чего использованы резьбовые гнезда для ухватов Дер-32 (рис. 55).

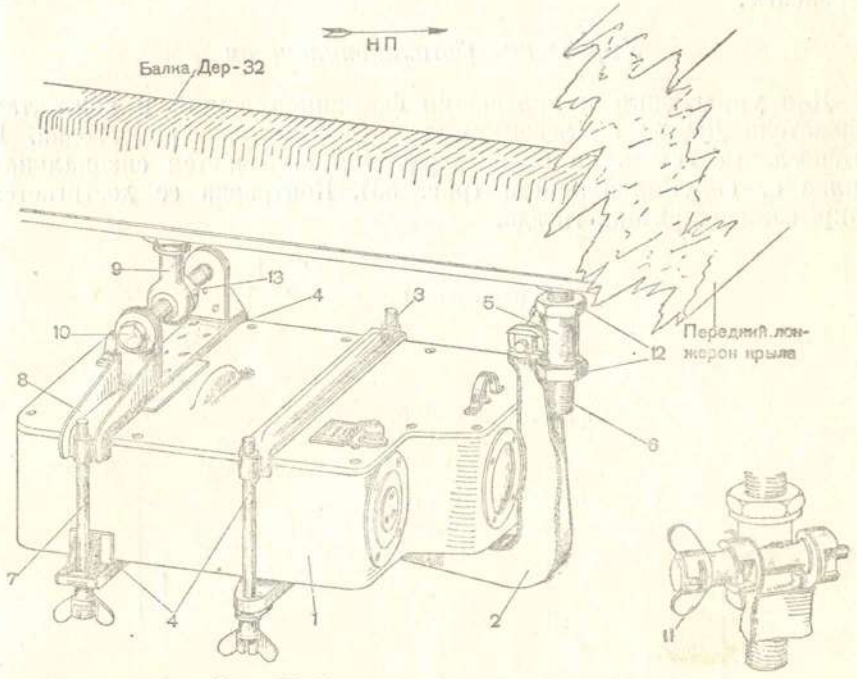


Рис. 55. Установка фотокинопулемета.

Установка фотокинопулемета состоит из следующих элементов:

а) фотокинопулемета системы СЛП *1;*

б) крепления фотокинопулемета, состоящего из двух подвесок— передней и задней;

в) контактов включения в электропроводку;

г) тумблера включения, расположенного на арматурной доске;

д) кнопки включения фотокинопулемета, смонтированной на ручке управления самолетом.

Примечание. Устройство, взаимодействие частей и обращение с фотокинопулеметом даны в техническом описании, изданном ГОМЗом и прилагаемом к каждому фотокинопулемету.

Передняя подвеска крепления фотокинопулемета состоит из кронштейна *2* сварной конструкции, изготовленного из углеродистой стали толщиной 1 *мм*, с поперечной дюралевой планкой, имеющей в середине отверстие под шкворень фотокинопулемета, верхней скобы крепления *3*, фетровой подкладки *4* под верхнюю скобу, регулировочной втулки *5*, болта крепления *6* и стяжных болтов *7* с контровыми барашками.

Задняя подвеска состоит из верхней и нижней скобы 8, под которые подложены фетровые подкладки *4*, болта крепления 9, болта горизонтальной регулировки *10* и стяжных болтов *7*.

Для предохранения от коррозии все стальные детали крепления вороненые.

Управление фотокинопулеметом

Для управления и включения фотокинопулемета к контактам держателя Дер-32 на левом крыле подведена электропроводка. В штепсельные гнезда на балке держателя включается специальная вилка от фотокинопулемета (рис. 56). Контровка ее достигается закрыванием крышки гнезда.

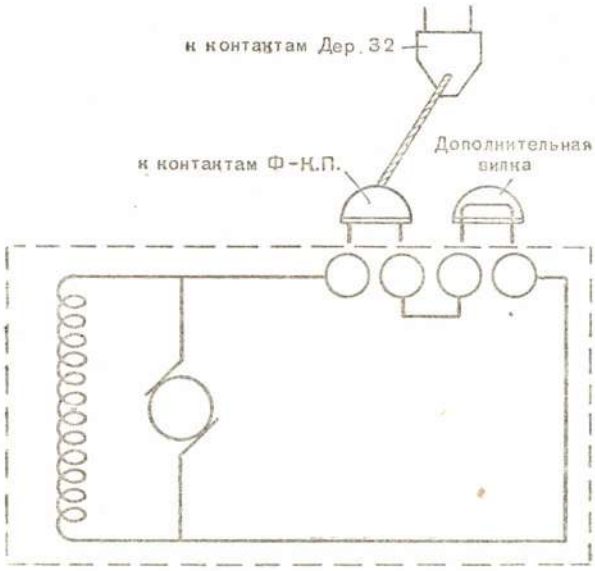


Рис. 56. Схема включения фотокинопулемета.

Кроме того, при установке фотокинопулемета под крылом необходимо включить дополнительную вилку для замыкания цепи электропроводки в самом фотокинопулемете (см. схему рис. 56). Чтобы включить фотокинопулемет при выполнении стрелково-тренировочных заданий, надо нажать кнопку *4* (рис. 36) на ручке управления

самолетом. Перед началом работы с фотокинопулеметом необходимо включить тумблер, расположенный на арматурной доске в кабине пилота.

Монтаж фотокинопулемета

1. Надеть на фотокинопулемет скобу переднего крепления, для чего вставить штырь фотокинопулемета в отверстие на дюралевой планке. Под верхнюю скобу крепления *3* (рис. 55) подложить фетровую подкладку и равномерно затянуть стяжными болтами.

2. Для возможности вращения передней подвески ослабить зажим шарнирного соединения переднего кронштейна *2* с регулировочной втулкой *5*, для чего контровый барашек *11* оттянуть досказа на себя и повернуть влево на 30—35°, чтобы шпонка зашла в вырез на контровом барашке. Продолжая вращать барашек, вывернуть на два-три оборота соединительный болт, затем отпустить барашек, чтобы квадратная часть на барашке вошла в паз на кронштейне.

3. Включить дополнительную вилку в задние штепсельные гнезда на самом фотокинопулемете (см. схему рис. 56).

4. Отсоединить нижнюю скобу в задней подвеске вместе со стяжными болтами, а верхнюю скобу ввернуть в гнездо на балке Дер-32.

5. Открыть створки гнезда в балке и специальную вилку фотокинопулемета включить в штепсельные контакты держателя Дер-32. Пропустить шнур через вырез в створках и закрыть створки.

6. Отконтрить регулировочные гайки *12* и, поддерживая фотокинопулемет снизу рукой, ввернуть болт переднего крепления в гнездо на балке.

7. Присоединить нижнюю скобу задней подвески. Под скобы (верхнюю и нижнюю) подложить фетровую подкладку и равномерно затянуть стяжными болтами.

8. Закрепить ослабленный зажим шарнирного соединения в передней подвеске и, если не предполагается сразу же производить регулировку, законтрить регулировочные гайки *12*.

9. Включить вилку от контактов держателя в переднее штепсельное гнездо на фотокинопулемете.

Этой операцией и заканчивается монтаж подвески фотокинопулемета.

Регулировка фотокинопулемета для согласования с прицелом

Горизонтальная регулировка осуществляется задней подвеской посредством регулировочного болта *10*. Для производства регулировки отконтрить на переднем болте крепления верхнюю гайку *12* и контровочную гайку *13* на задней подвеске. Торцовым гаечным ключом (рис. 57) вращать за головку регулировочный болт *10*, пе-

редвигая фотокинопулемет на требуемый угол. Окончив регулировку, законтрить контровочные гайки *12* и *13*.

Примечание. Для удобства регулировки и сокращения количества ключей на самолетах последующих серий болт горизонтальной регулировки *10* в задней подвеске фотокинопулемета повернут головкой в левую сторону. Поэтому горизонтальную регулировку можно производить и ключом для горизонтальной регулировки пулеметов (рис. 30).

Вертикальная регулировка осуществляется передней подвеской посредством регулировочной втулки *5* и гаек *12*. Для регулировки нужно отвернуть верхнюю регулировочную гайку *12* и гаечным ключом вращать нижнюю гайку *12*, устанавливая фотокинопулемет на требуемый угол. После окончания регулировки верхнюю регулировочную гайку *12* завернуть.



Рис. 57. Ключ для горизонтальной регулировки фотокинопулемета.

Фотокинопулемет возможно временно снять и затем опять поставить, не нарушая основной регулировки. Для снятия фотокинопулемета, нужно вынуть вилку из передних штепсельных гнезд фотокинопулемета, снять нижнюю скобу задней подвески, раз'единить шарнирное соединение переднего кронштейна *2* с регулировочной втулкой и снять фотокинопулемет вместе с передним кронштейном.

Постановка производится в обратном порядке. После постановки необходимо проверить согласованность фотокинопулемета с прицелом.

14. Конусная установка

Конусная установка на самолете И-15бис предназначается для буксировки мишени-конуса Д-19/3.

Конусная установка (рис. 58) состоит из следующих частей:

1) подвесной сумки *1;*
2) спаренного замка для переднего крепления сумки *2;*
3) кронштейнов для заднего крепления сумки *3;*
4) внутреннего замка *4;*
5) внешнего замка *5;*
6) тросового управления конусом.

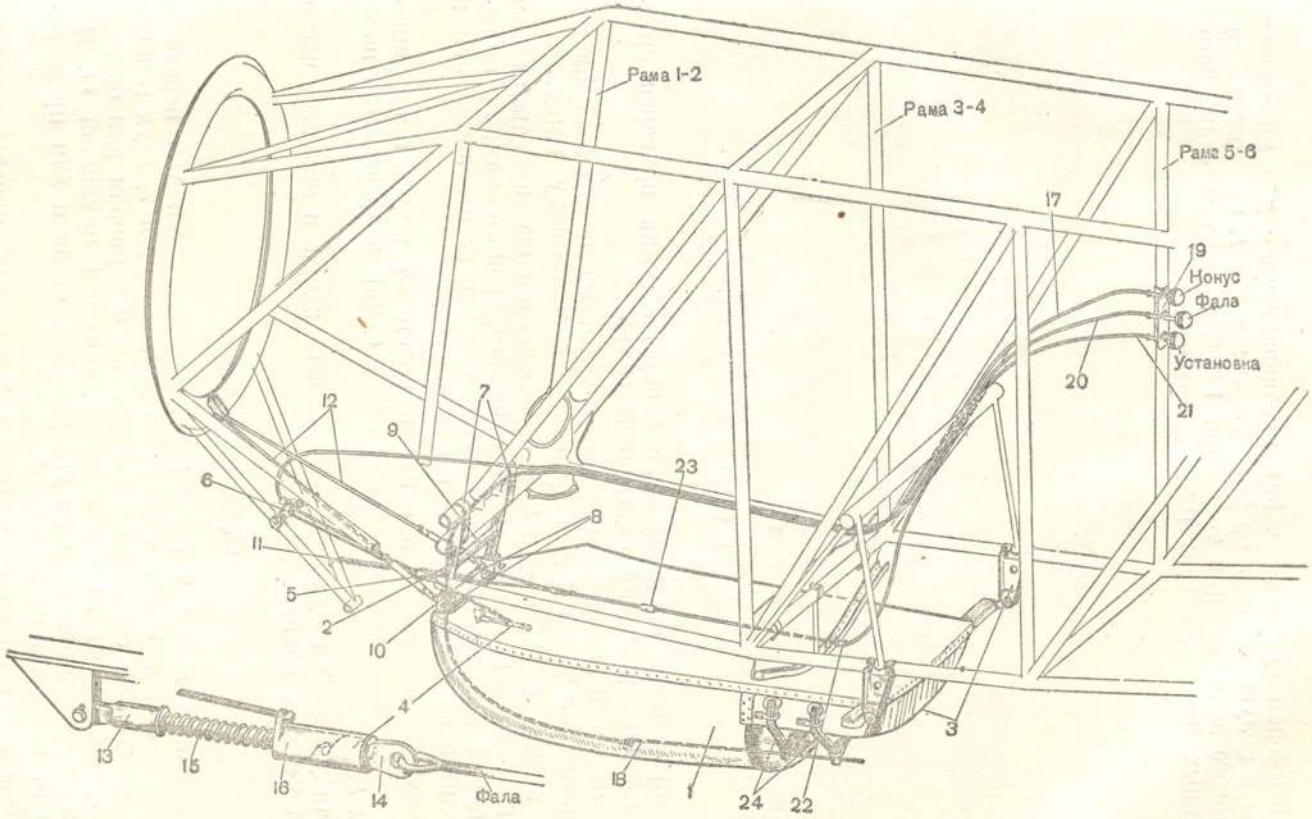


Рис. 58. Схема конусной установки.

Подвесная сумка

Подвесная сумка (рис. 59), предназначенная для укладывания фалы и конуса, состоит из дюралевого жолоба *1*, изготовленного из листового дюралюминия толщиной 1 *мм*, и каркаса, сваренного из стальных планок, обтянутых брезентом *2*.

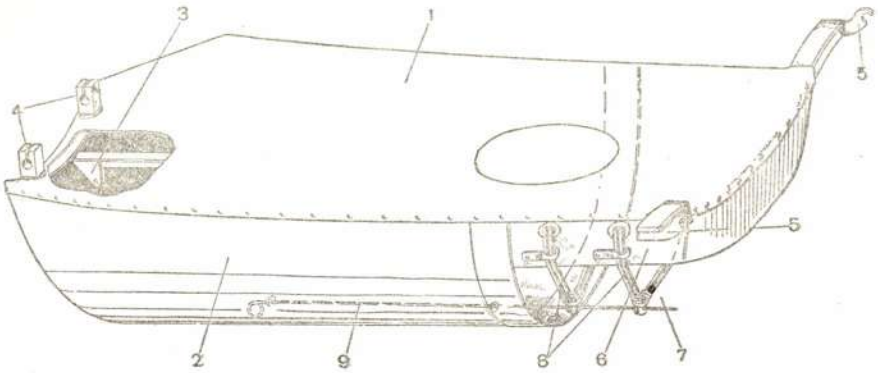


Рис. 59. Подвесная сумка.

К продольной стальной планке внутри сумки приварен кронштейн *3* для крепления внутреннего замка.

В передней части дюралевого жолоба, на поперечной планке укреплены два ушка *4* для крепления к спаренному замку.

В задней части сумки к поперечной планке приварены два крючка *5* для крепления сумки к задним кронштейнам; по сторонам сумки имеются дюралюминиевые бортики *6;* в обшивке сумки вырезано окно *7* для выбрасывания конуса.

Конус удерживается в сумке в полете от выпадения резиновыми амортизаторами *8*, которые внизу сумки закрепляются шомполом *9*.

Для удобства соединения внутреннего замка в передней части сумки имеется клапан.

Спаренный замок

Спаренный замок *2* (рис. 58) предназначается для переднего крепления сумки. Замок состоит из двух хомутов *7*, двух головок замка шатуна *8*, соединительной планки *9* с упором для боудена и поперечной тяги *10* с возвратной винтовой пружиной *11*. Все детали замка изготовлены из углеродистой стали и для предохранения от коррозии кадмированы.

Замок крепится двумя хомутами *7* к нижней поперечине рамы 1—2 и, дополнительно, расчалками *12* к кольцу моторамы.

Кронштейны для заднего крепления сумки

Кронштейны *3* (рис. 58) для заднего крепления сумки крепятся хомутиком к нижним лонжеронам фюзеляжа.

Кронштейны с хомутиками сварной конструкции, изготовлены из углеродистой стали и для предохранения от коррозии кадмированы.

Внутренний замок

Внутренний замок *4* (рис. 58) помещается внутри подвесной сумки и предназначается для держания фалы во время буксировки конуса и сбрасывания конуса вместе с фалой.

Замок состоит из фигурного стержня *13*, ушка с зацепом *14*, к которому крепится фала, винтовой пружины *15* и соединительной муфты *16* с ушком для троса.

Детали замка изготовлены из углеродистой стали. Для предохранения от коррозии детали подвергнуты воронению.

Внешний замок

Внешний замок (рис. 60) закрепляется в системе тросовой проводки *5* (рис. 58) и предназначается для расцепления с тросами управления при сбрасывании всей установки (сумки и конуса).

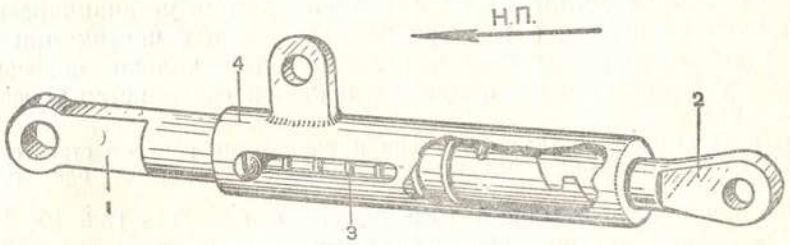


Рис. 60. Внешний замок.

Замок состоит из фигурного стержня *1*, ушка с зацепом *2*, пружины *3* и соединительной муфты *4* с ушком для закрепления троса. Детали замка изготовлены из углеродистой стали.

Тросовое управление конусом

(см. схему на рис. 58)

Управление конусом (выпуск и сбрасывание) производится из кабины пилота, где на правом борту на вертикальной стойке рамы 5—6 установлен щиток *19* с тремя шариками, от которых идут тросы:

а) трос выпуска конуса *17*, один конец которого связывается шпагатом с шомполом *18*, а другой конец заделывается в шарик с

надписью «конус», находящийся на щитке в кабине пилота; от шарика до места соединения с помполом трос проходит в боуденовской оболочке;

б) трос сбрасывания конуса вместе с фалой *20*, один конец которого заделывается в шарик с надписью «фала», другой конец соединяется с ушком фигурного стержня внешнего замка, а ушко с зацепом внешнего замка соединяется тросом с ушком муфты на внутреннем замке (см. схему на рис. 58); от шарика до упора *6* (рис. 58) трос заключен в боуденовскую оболочку, от упора до муфты внутреннего замка открытый;

в) трос сбрасывания всей установки (сумки с конусом и фалой) *21*, один конец которого заделывается в шарик с надписью «установка», а другой — раздвоенный — соединяется с тягой *10* спаренного замка; от шарика до упора *22* трос находится в боуденовской оболочке и от упора до поперечной тяги спаренного замка открытый.

Для регулировки натяжения троса в системе тросовой проводки имеется тандер *23*.

Примечание. На самолетах последующих выпусков в тросовом управлении вместо шариков, в целях удобства работы, будут введены ручки.

Монтаж (подвеска) конусной установки на самолет

Все нес'емные детали крепления и управления устанавливаются на самолет на заводе, а в воинских авиационных частях при полетах для буксировки конуса подвешивается только подвесная сумка с уложенным в нее конусом и фалой и соединяется тросовое управление.

Примечание. Детали крепления и управления конусом ставятся на каждом самолете, а подвесная сумка прилагается из расчета одна сумка на три самолета.

Вес конусной установки (без конуса и фалы) — 13,5 *кг*. При этом нес'емные детали крепления и управления, постоянно установленные на самолете, весят 3 *кг*, а с'емные (подвесная сумка) — 10,5 *кг*.

Вся конусная установка с конусом и фалой (длина фалы 250 *м*) весит 27,5 *кг*.

Подготовка конусной установки для буксировки конуса и подвески на самолет

Подвесные сумки не полностью взаимозаменяемые, поэтому нужно произвести проверочную подвеску пустой сумки. Если имеются отклонения в размерах (зазоры) между спаренным замком и задними кронштейнами и сумкой, то немного передвинуть задние кронштейны, для чего ослабить зажимы хомутов с одной внешней стороны, передвинуть кронштейны на требуемую величину и вновь зажать хомуты.

Примечание. Подгонка сумки к данному самолету производится заблаговременно. На подогнанной сумке, во избежание путаницы, необходимо поставить номер самолета, к которому подогнана сумка.

Укладка фалы

Перед укладкой фалы ушко внутреннего замка соединить с концом фалы и вставить в замок. Проверить надежность соединения дерганием за фалу. Затем произвольно уложить фалу в сумку, наблюдая за тем, чтобы она ложилась равномерно, без всяких переплетаний и захлестываний. Длина фалы должна быть не менее 250 *м*.

Укладка конуса

После фалы укладывается конус Д-19/3.

Подготовка и укладка конуса производятся по правилам, изложенным в описании скоростных мишеней (конусов) Д-19/3.

Уложенный конус закрепляется в сумке резиновыми амортизаторами *24* (рис. 58).

Подвеска сумки

Перед подвеской сумки проверить надежность спаренного замка. Для этого один человек садится в кабину и дергает на себя шарик с надписью «установка» и потом быстро бросает шарик. Если шарик быстро возвращается в первоначальное положение, то замок работает исправно.

После опробования спаренного замка приступают к подвеске подготовленной сумки.

Один человек, сидящий в кабине, натягивает трос за шарик «установка» и держит до команды «Отпустить трос», другой человек, предварительно проверив, открыт ли спаренный замок (положение определяется поворотом на 90° прямоугольного шатуна 8, рис. 58), берет сумку и крючки, имеющиеся на сумке, вставляет в гнезда на задних кронштейнах, а ушки — в гнезда спаренного замка и подает команду сидящему в кабине: «Отпустить трос».

Для проверки, правильно ли закрыт спаренный замок, оттягивать сумку вниз, затем, поддерживая ее, проверить 1—2 раза работу спаренного замка на сбрасывание сумки.

После окончательной проверки правильности подвески сумки следует:

а) соединить трос выпуска конуса шпагатом с шомполом на сумке;

б) соединить внутренний замок с внешним замком.

После соединения тросов управления установка и конус готовы к полету.

Выпуск конуса в воздухе и сбрасывание его

Выпуск конуса производится на скорости полета 140—150 *км/час*, обязательно при угле планирования 10—15°, до полного выхода всей фалы (чтобы фала не попала в костыль самолета). Выход всей фалы определяется летчиком по рывку самолета, после чего конус буксируется на любой скорости.

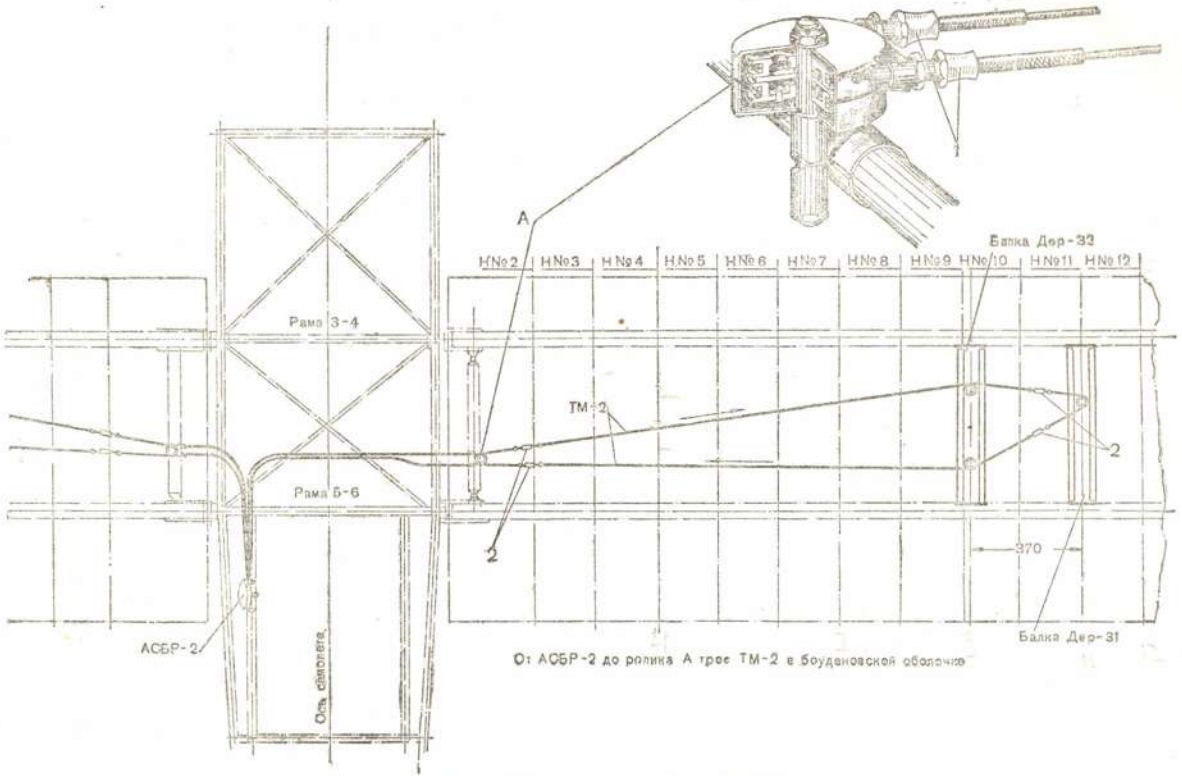


Рис. 61. Схема бомбовой установки.

Для выпуска конуса летчик дергает на себя шарик с надписью «конус», который находится на щитке на правой стороне кабины.

Примечание. Правила буксировки и поведения конуса в полете см. в описании скоростных мишеней Д-19/3.

После буксировки конус можно сбрасывать с высоты 100—50 *м* при скорости полета 150—160 *км/час*.

Для сбрасывания летчик дергает на себя шарик с надписью «фала». Если конус не сбросится, летчик заходит на второй круг и сбрасывает конус вместе с сумкой, дергая на себя шарик с надписью «установка».

Чтобы избежать поломки и погнутия сумки, следует сбрасывать конус и сумку с высоты 50—60 *м*.

Если во время выпуска конуса фала зацепится за костыль (на разворотах летчик не увидит выхода фалы из-под хвостового оперения), то летчик выполняет задание на буксировку конуса и затем сбрасывает конус при помощи шарика с надписью «фала». Если конус продолжает буксироваться, то летчик производит посадку с конусом, принимая меры для того, чтобы конус и фала не зацепились за находящиеся на аэродроме самолеты и другие предметы.

II. БОМБАРДИРОВОЧНОЕ ВООРУЖЕНИЕ

1. Общая характеристика

Бомбардировочное вооружение является во всех случаях перегрузочным вариантом самолета (за исключением узлов креплений и механической проводки АСБР-2).

Бомбардировочное вооружение самолета состоит:

1) из четырех крыльевых бомбодержателей, установленных в нижних крыльях (см. схему рис. 61); из них два бомбодержателя Дер-31 имеют по одному замку и два бомбодержателя Дер-32 по два замка;

2) из ухватов к держателям Дер-31 и Дер-32;

3) из аварийного сбрасывателя АСБР-2;

4) из вилок для контровки ветрянок взрывателей;

5) из тросовой проводки от АСБР-2.

2. Держатели Дер-31 и Дер-32 и их крепление на самолете

Для подвески бомб на самолет служат четыре держателя, состоящие из стандартных замков и балок.

Крайние балки Дер-31 (рис. 62) с одним замком состоят из дюралевых короба *1* и днища *2*, склепанных между собой. Для придания концам балки жесткости приклепываются щеки *3* и скобы *4*. Для ввертывания ухватов крепления бомб в балку вклепаны две дюралевые втулки *5* с впрессованными в них стальными втулками *6* с резьбой. В верхней части короба балки усиленной накладкой *7* крепится при помощи винта ролик управления замком *8*. Ролик вращается на оси с подшипником.

Продолжением оси ролика является кулачок *9*, действующий на вилку замка в момент сбрасывания.

Для точного положения замка по отношению к оси балки к последней приклепываются профили *10*. Для усиления балки в месте крепления замка к коробу балки с внутренней стороны приклепаны две накладки *11*. Гнезда для замка в случае полета без бомб закрываются створками *12*, изготовленными из нержавеющей стали. Створки соединены с накладками посредством шомпола. В створках имеются отверстия для прохождения болтов крепления замка. Места прохождения болтов в створках усилены накладками *13;* для закрытия створок в полете к ним приклепан замок *14*.

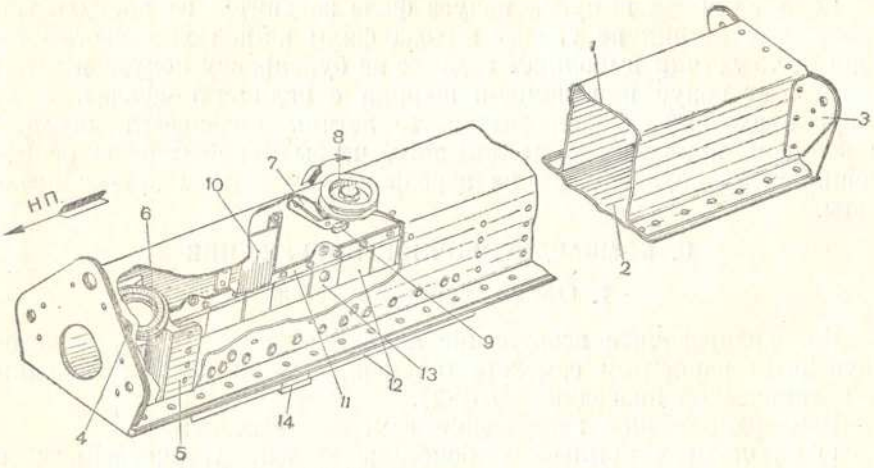


Рис. 62. Балка держателя Дер-31.

Держатель Дер-31 крепится к переднему лонжерону нижнего крыла тремя трубчатыми заклепками, а к заднему двумя заклепками. Он является силовой нервюрой № 11 крыла (рис. 61).

Средние балки Дер-32 (рис. 63) двухзамочные. Передний замок предназначается для подвешивания бомб, задний — для подвешивания и сбрасывания ВАП-6.

Средняя балка состоит из дюралевых короба, днища, скоб и щек, склепанных между собой. В днище имеются два окна для замков. Устройство втулок для крепления ухватов, а также направляющих для замка и створки такое же, как и у крайних балок держателя Дер-31.

На балке держателя Дер-32 на левом крыле имеется 2-клеммная коробочка *1*, используемая для подвода электротока к контактам включения фотокинопулемета. На балке правого крыла 2-клеммная коробочка снята, и электропроводка не подводится.

В створках переднего замка имеется вырез *2* под детали химприбора.

Устройство переднего ролика с кулачком аналогично устройству ролика с балкой держателя Дер-31. Задний ролик управления замком состоит из самого ролика *3* с впрессованной в него втулкой *5*, свободно вращающейся на втулке *6* при движении ролика по часовой стрелке (т. е. при сбрасывании бомб) и поводка *7*, жестко сидящего на квадратной части кулачка *8*. При сбрасывании химприбора ролик вращается против часовой стрелки и своим выступом *4* вращает поводок и, следовательно, кулачок. После сбрасывания химприбора пружина *9* возвращает поводок, кулачок и ролик в исходное положение. Для того, чтобы ролик не мог сойти с оси, имеется втулка *6* и болт крепления *10*.

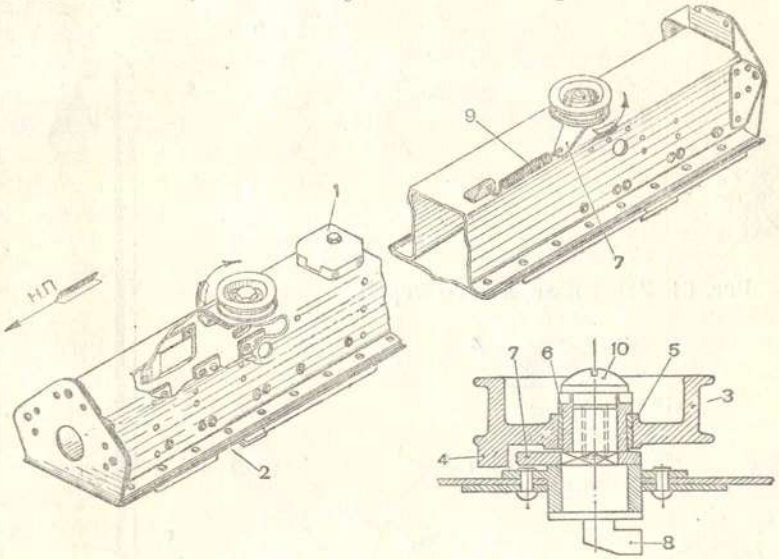


Рис. 63. Балка держателя Дер-32.

Балка держателя Дер-32 является силовой нервюрой № 9 нижнего крыла (рис. 61) — его элементом. Она крепится к переднему лонжерону тремя и к заднему лонжерону двумя трубчатыми заклепками.

Балки полностью скрыты в крыльях.

Гнезда для замков в случае полета без бомб закрыты створками.

Бомбы подвешиваются к балкам на замки стандартного типа Дер-31 (Д-2) и Дер-32 (Д-1).

Во избежание качания бомб в полете, а также вывертывания ветрянок взрывателей имеются ухваты стандартного типа (рис. 64 и 65) и вилки стопорения ветрянок (рис. 66).

Ухват к Дер-31 (рис. 64) представляет собой сварную дугу *1* с четырьмя отверстиями для регулировочных винтов *2*. В зависимости от калибра бомб винты переставляются. В среднее

отверстие дуги вварена втулка *3* с резьбой для ввертывания в балку и с гайкой *4* для контровки ухвата. Винты имеют гайку *5* для контровки и вороток *6* для вращения.

Ухват к Дер-32 (рис. 65) представляет собой сварную дугу *1* с отверстиями под штыри *2*. В среднее отверстие вварена втулка с резьбой *3*. На втулку навернута гайка *4* для контровки ухвата. Штыри пружинящие, годятся для разных калибров бомб. Контрятся они после подвески бомб барашковыми винтами *5*.

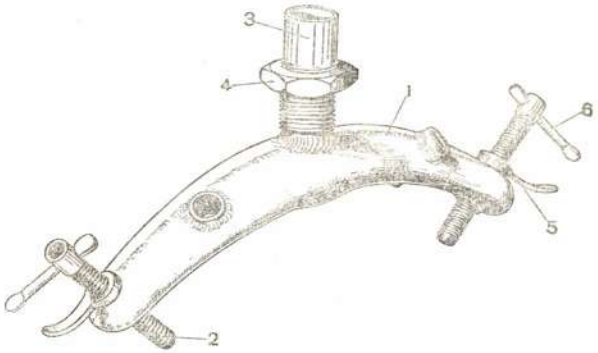


Рис. 64. Ухват к держателю Дер-31.

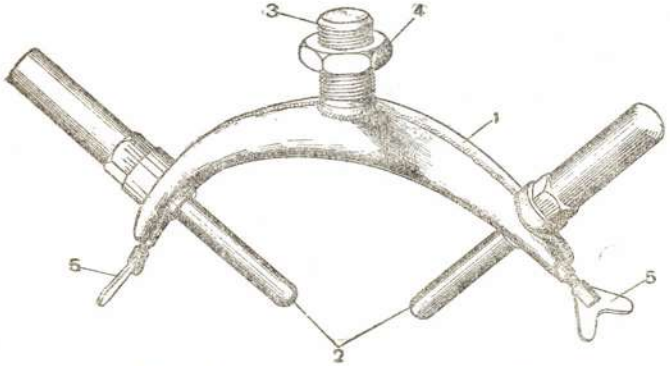


Рис. 65. Ухват к держателю Дер-32.



Рис. 66. Вилка ветрянок (под держатель Дер-32).

Вилка для стопорения ветрянок взрывателей под Дер-32 (рис. 66) состоит из дюралевой вилки *1*, проходящей через одно отверстие ушка *2*. Через другое отверстие ушка проходит болт *3* с воротком *4* для ввертывания в гнездо нервюр нижнего крыла перед балкой в определенном положении. На болте имеется гайка *5*.

Для того чтобы концы вилки не расходились, они удерживаются передвижной скобочкой *6*. При закреплении ветрянки взрывателя необходимо устанавливать скобочку выше ветрянки, как показано на рис. 68.

Вилка под Дер-31 по конструкции такая же, отличается только длиной.

Замок Дер-31 (Д-2). Замок предназначается для подвески бомбы и сбрасывания ее. Он крепится посредством двух морских болтов к Дер-31. Нормальная нагрузка — 100 *кг*.

Замок (рис. 67) состоит из сварного (сваренного точечной сваркой) корпуса *1* с приваренными к нему двумя направляющими (под морские болты крепления к балке) втулками *2*. На переднюю втулку замка посажена защелка *3*. Упругий ход при движении этой защелки сообщает пружина *4*. Внутри корпуса замка на валике *5* закреплена вилка *6*, соединенная с двумя сердечниками соленоидов. На валике *7* посажен переходной рычаг *9* и на втулке *7а* посажен несущий рычаг 8. На нижнем конце несущего рычага имеется крючок для подвески бомб. Для защиты крючка от ударов имеется направляющая планка *10*. Большое плечо переходного рычага *9* концом опирается при рабочем положении замка на выступ вилки. К задней части корпуса замка приклепаны две катушки *11* соленоидов. К катушкам соленоидов привернута на двух винтах вилка контакта *12*.

Примечание. С оборудования самолета снят электросбрасыватель (ЭСБР-3п), поэтому электрическая часть замков Дер-31 и Дер-32 не используется. Замки работают только от аварийного сбрасывателя АСБР-2.

Замок работает от АСБР-2 следующим образом. При вращении ручки АСБР-2 движение передается через тросы роликам балок. Кулачок поворачивается и отводит вилку назад. Большое плечо переходного рычага *9* спадает с боевой площадки вилки. Рычаг 8 в свою очередь спадает с малого плеча рычага *9* и выходит из своего закрытого положения, освобождая бомбу.

Замок Дер-32 (Д-1) по размерам меньше Дер-31 (Д-2). Принцип действия анологичный. Нормальная нагрузка до 25 *кг*.

3. Возможные варианты подвески бомб (рис. 68)

Варианты	Количество и калибры подвешиваемых бомб	Общая нагрузка в *кг*
1-й вариант	4 бомбы АО-10 или АОХ-10	40
2-й „	2 „ АО-25М	50
3-й „	4 „ АО-2 $М_1$	100
4-й „	2 „ ФАБ-50	100
5-й „	2 „ АО-25$М_1$	150
—	2 „ ФАБ-50	
6-й „	2 „ АО-25М	—
—	2 „ ФАБ-50 (из 152-*мм* артснаряда длиной в 4 калибра)	150
7-й „	2 прибора ВАП-6	118,5

Примечания: 1. Если подвешиваются химприборы, то бомбы не подвешиваются.

2. Бомбардировочная установка самолета позволяет сбрасывать бомбы только в активном состоянии, т. е. на взрыв.

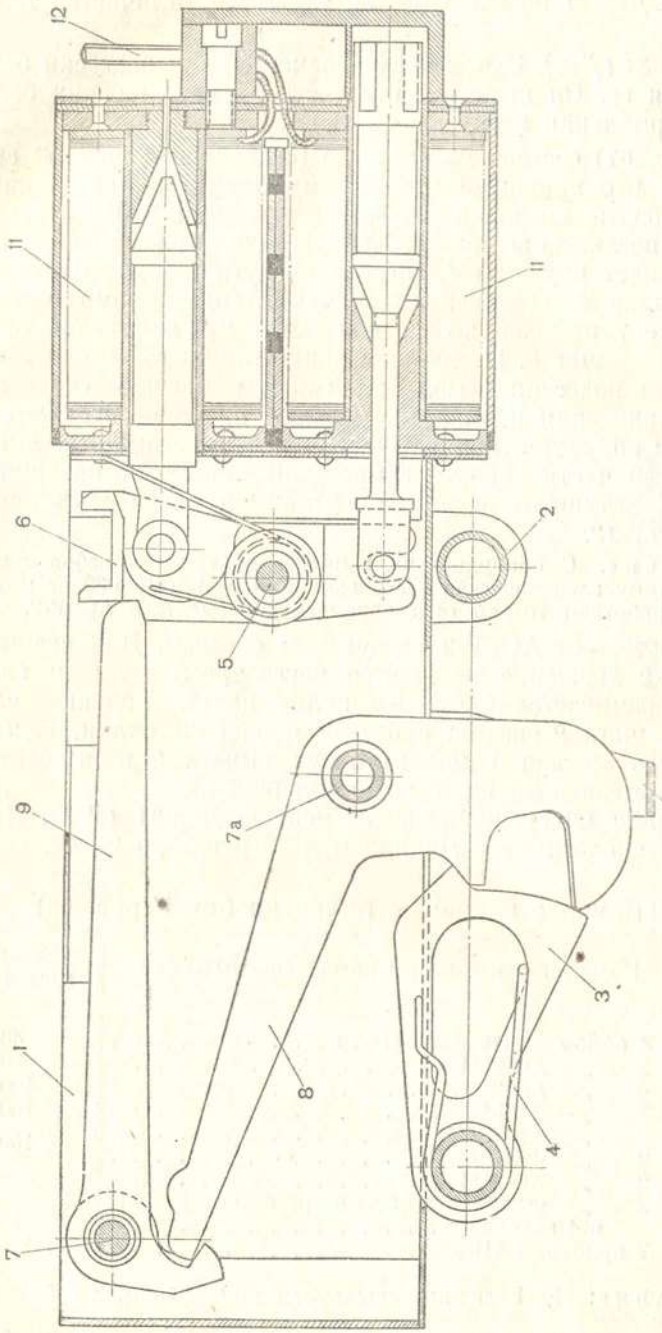


Рис. 67. Схема замка Дер-31 (Д-2).

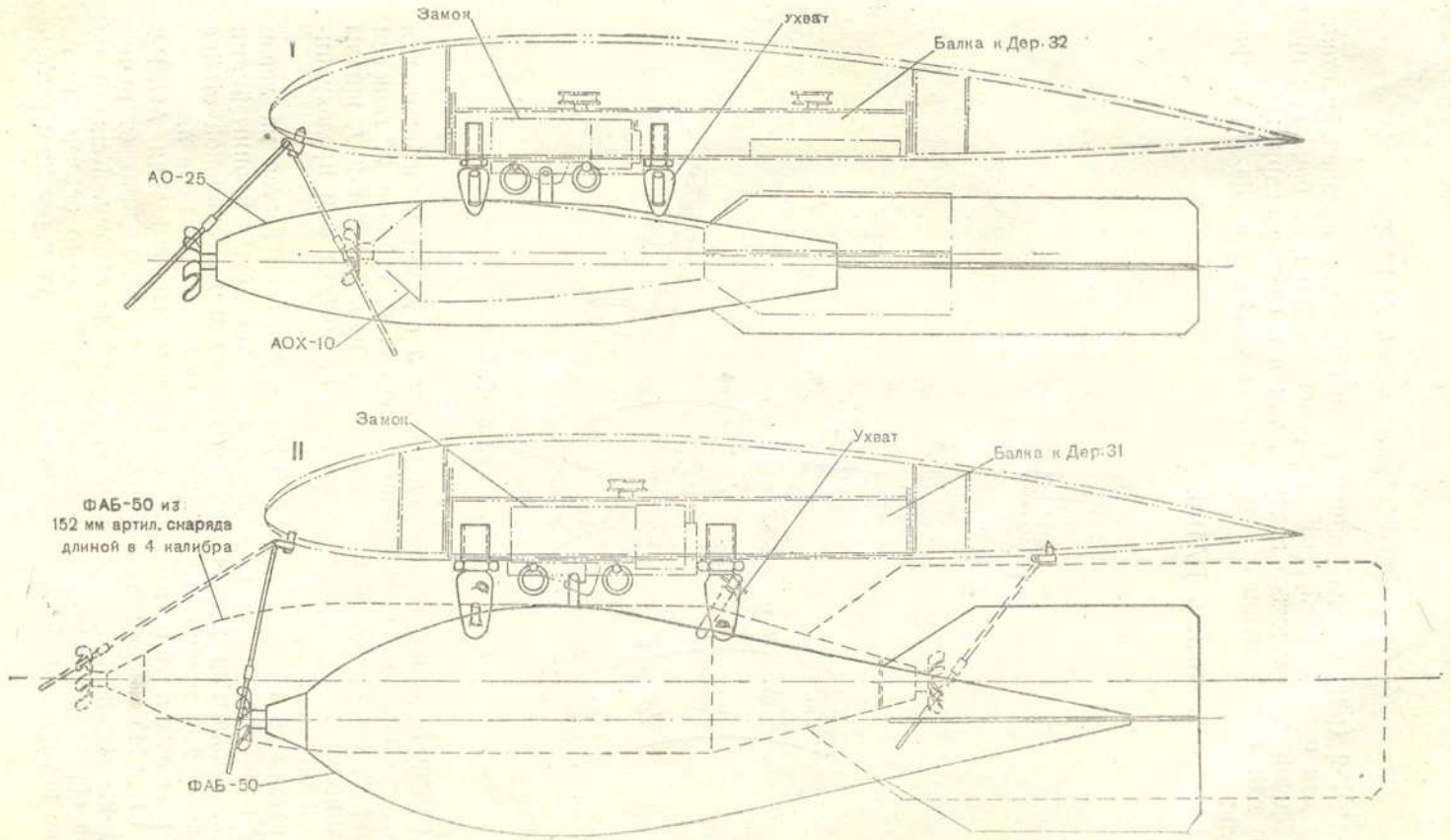


Рис. 68. Подвеска бомб.

I—подвеска бомб на балках ДеР-32, II—подвеска бомб на балках Дер-31.

4. Аварийный сбрасыватель АСБР-2

АСБР-2 (рис. 69) на данной серии самолетов предназначается:

а) для основного сбрасывания одновременно всех бомб как при выполнении тактического задания, так и в случае аварии;

б) для одновременной постановки всех замков на предохранитель;

в) для сбрасывания ВАП-6.

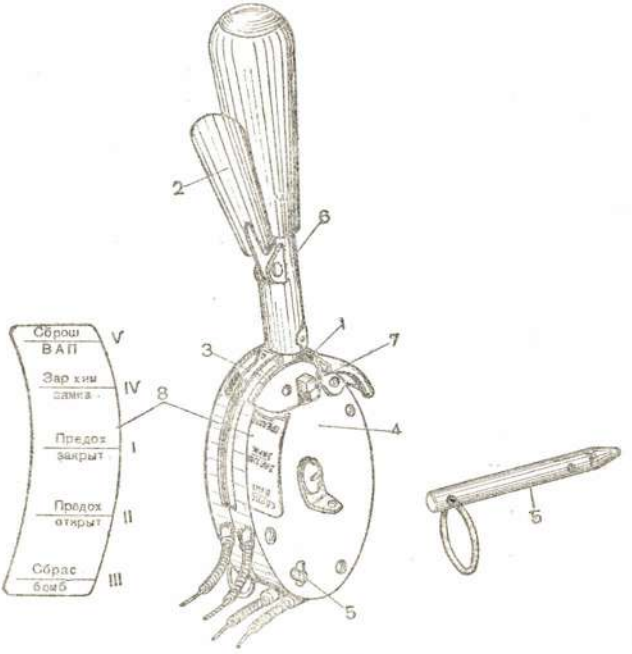


Рис. 69. АСБР-2.

АСБР-2 (рис. 69) состоит из ролика *3* с двумя желобками для троса, скрепленного неподвижно с ручкой *6*, стопора *7*, гашетки стопора *2*, стрелки указателя положения ручки АСБР-2 *1*, шкалы с надписями положения сбрасывателя *8*, кожуха *4* и предохранительной шпильки *5*.

Аварийный сбрасыватель АСБР-2 *1* устанавливается на левом борту в кабине пилота (рис. 70) и крепится двумя кронштейнами *2* и *3*. Кронштейн *2* крепится хомутиком к диагональной стойке фюзеляжа *4*, а кронштейн *3* — заклепками к балке пола *5*.

Тросовая проводка аварийного сбрасывателя АСБР-2 (рис. 61 и 71) имеет два самостоятельных троса, идущих от ручки АСБР-2, — один к правому крылу, другой к левому. Каждый из тросов образует замкнутый контур, концы которого закреплены на ролике корпуса АСБР-2. Тросы от АСБР-2 идут к роликам раз'ем-

ных коробок *А* (рис. 61). Назначение раз'емных коробок дать возможность отделить крылья от фюзеляжа, не нарушая регулировки и проводки тросов.

Раз'емные коробки имеют по два ролика, сидящих на одной оси. Верхние ролики, получая движение от АСБР-2, передают вращение нижним роликам.

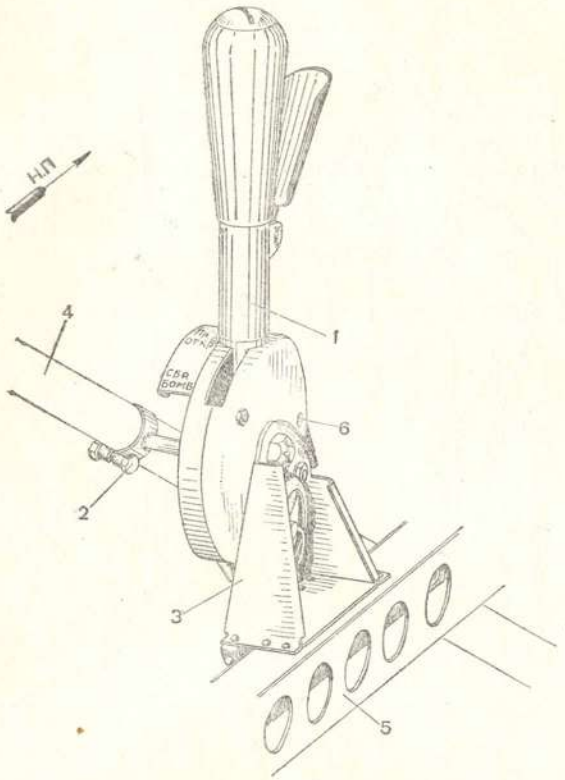


Рис. 70. Установка АСБР-2.

От нижних роликов через второй трос передается (рис. 71) движение роликам на балках держателей.

Тросы от АСБР-2 до раз'емных коробок находятся в боуденовских оболочках, а в крыльях тросы открытые.

От АСБР-2 до коробок тросы регулируются при помощи боуденовских упоров *1* (рис. 61). От коробок в крыле имеются между каждой парой роликов тандеры *2* для регулировки (рис. 61).

Для уменьшения трения троса о стенки боуденовской оболочки последняя набивается смесью графита с тавотом. На роликах тросы закрепляются, как указано на схеме (рис. 71).

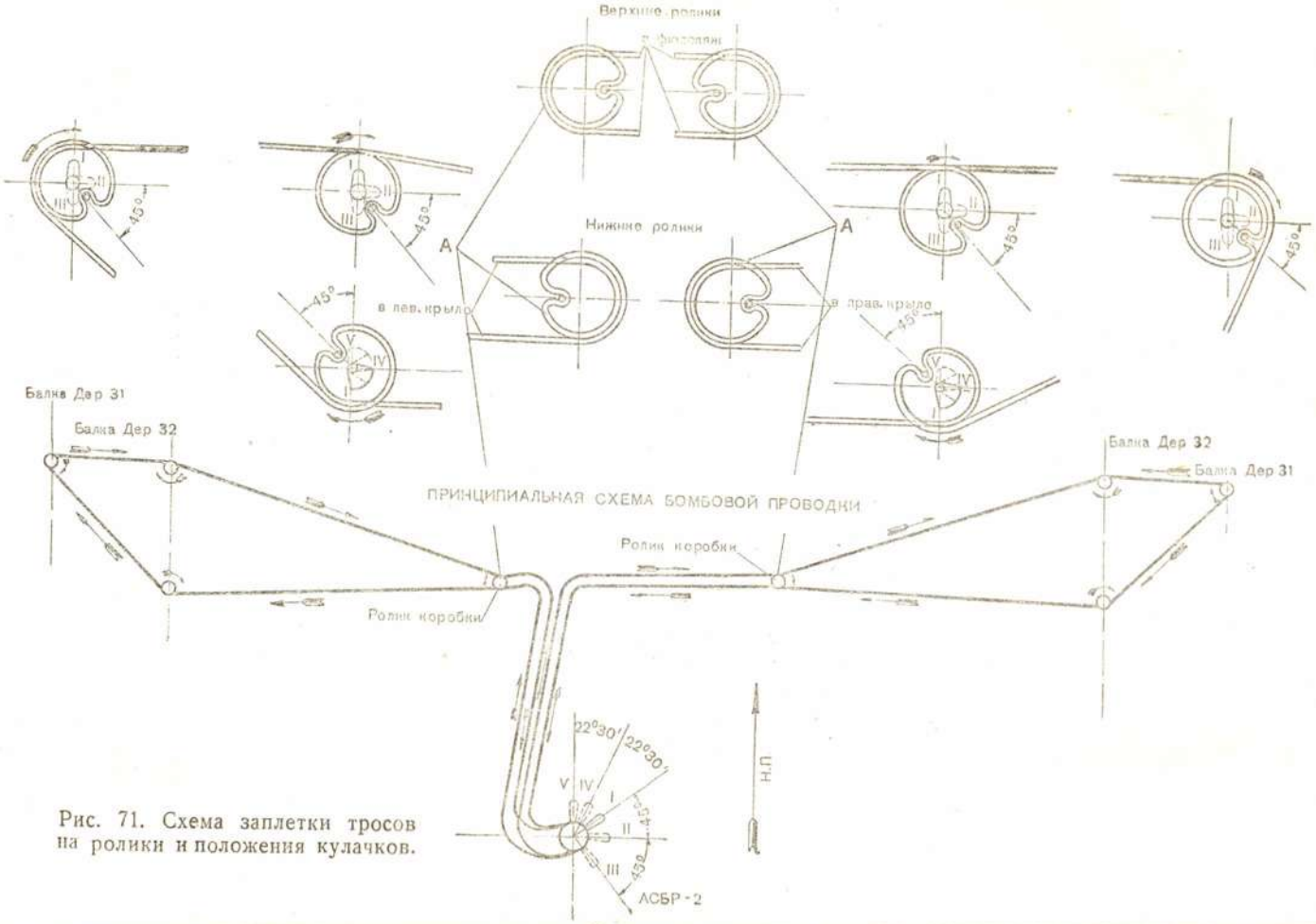


Рис. 71. Схема заплетки тросов на ролики и положения кулачков.

Работа аварийного сбрасывателя АСБР-2

АСБР-2 имеет четыре хода, ручка — пять положений.

I положение — в момент подвески бомб, а также в полете стрелка-указатель на ручке сбрасывателя должна стоять против слов на шкале «*предохранитель закрыт*». В таком положении кулачок упирается в переднюю стенку вилки замка, а на задних химических замках в заднюю стенку вилки (см. положение I, рис. 71). При этом положении замки открыться не могут.

II положение — ручка сбрасывателя против слов на шкале «*предохранитель открыт*» — необходимо при установке замков в гнезда балок держателей. При установке ручки АСБР-2 в указанное положение через систему тросовой проводки передается движение роликам балок, кулачок повертывается на 90° от I положения и занимает II положение (рис. 71). При этом положении кулачок не будет препятствовать постановке замка в гнездо балки.

III положение — ручка сбрасывателя против слов на шкале «*сбрасывание бомб*» — необходимо в том случае, если нужно сбросить все бомбы залпом или вылить ВАП-6.

При установке ручки сбрасывателя в III положение кулачок держателя повертывается на 90° от II положения (рис. 71). При повороте кулачок надавит на заднюю стенку вилки замка и откроет его. Бомбы будут сброшены или ВАП-6 будет вылит (ВАП-6 выливается только от переднего замка Дер-32, задний замок в этом положении не работает вследствие особой конструкции кулачка, рис. 71).

В I, II и III положениях ручка АСБР-2 подается на себя, ролики балок вращаются по часовой стрелке; в IV и V положениях ручка подается от себя, ролики балок вращаются против часовой стрелки.

IV положение — ручка сбрасывателя против слов на шкале «*зарядка химзамков*» — необходимо для закрытия и постановки замка при подвеске ВАП-6. От движения ручки сбрасывателя вперед от себя до IV положения («зарядка химзамков») ролик на балке и, следовательно, кулачок повернутся против часовой стрелки на 45° и займут IV положение (рис. 71). Вращаясь, ролик отойдет от I положения (на предохранителе), т. е. от задней стенки вилки замка, и тогда возможно будет закрыть или поставить замок при подвеске ВАП-6.

Примечания: 1. Закрывать и устанавливать замок под ВАП-6 возможно в том случае, когда ручка АСБР-2 находится в IV положении, так как по форме кулачок для замка под ВАП отличается от кулачка замков по сбрасыванию бомб.

2. При установке заднего замка в балку Дер-32 под ВАП-6 его надлежит повернуть на 180° по отношению к переднему замку.

V положение — ручка сбрасывателя против слов на шкале «*сбрасывание ВАП*». При вращении ручки сбрасывателя от себя

из I положения в V кулачок ролика (химзамка) повернется против часовой стрелки на 90°, надавит на переднюю стену вилки замка и откроет его. ВАП-6 будет сброшен.

Указанный перевод ручки сбрасывателя в V положение на сбрасывании бомб не отразится; кулачки бомбовых замков займут положение «*предохранитель открыт*», но со стороны, противоположной II положению, т. е. повернутся влево.

5. Регулировка держателей

Регулировка тросовой проводки (рис. 71), идущей от сбрасывателя АСБР-2 к держателям Дер-31 и Дер-32, выполняется заводом при сдаче самолета в эксплоатацию.

Регулировка производится в следующем порядке:

1. Все замки снимаются с Дер-31 и Дер-32. Створки остаются открытыми. Ручка АСБР-2 устанавливается в I положение—«*предохранитель закрыт*».

В этом положении все кулачки бомбовых замков должны иметь направление по полету (см. I положение, рис. 71); кулачки замков подвешивания ВАП-6 должны быть направлены против полета, вправо на 45°.

2. Ручка сбрасывателя переводится во II положение — «*предохранитель открыт*»; кулачки бомбовых замков должны иметь направление вправо, перпендикулярно к оси самолета (см. II положение, рис. 71).

3. Ручка сбрасывателя переводится в III положение — «*сбрасывание бомб*», кулачки бомбовых замков должны иметь направление против полета (см. III положение, рис. 71).

4. Ручка сбрасывателя устанавливается в IV положение — «*зарядка химзамков*»; в этом положении кулачки химзамков должны иметь направление вправо, перпендикулярно к оси самолета (см. IV положение, рис. 71).

5. Ручка сбрасывателя устанавливается в V положение — «*сбрасывание ВАП*»; кулачок химзамков должен иметь направление по полету вправо на 45° (рис. 71). Остальные кулачки бомбовых замков должны иметь направление в левую сторону, перпендикулярно к оси самолета.

Отклонения кулачков от указанных положений надлежит отрегулировать тандерами, помещенными внутри крыльев, через соответствующие лючки и упорами боуденовских оболочек у раз'емных коробок.

Положение кулачков во всех случаях проверяется на-глаз.

Требование к регулировке и допускаемые отклонения

1. Ход роликов и кулачков (рис. 71) от I положения до II и от II до III должен равняться 90°, допуск $\pm 5°$, от I до IV и от IV до V — 45°, допуск $\pm 3°$.

2. При регулировке натяжения тросов посредством боуденовского упора надлежит наблюдать за тем, чтобы длина стержня упора в гнезде оставалась не менее 6 *мм*.

После окончания регулировки все тандеры должны быть законтрены проволокой.

6. Инструкция по проверке установки бомбардировочного вооружения

После регулировки и перед каждым полетом, связанным с бомбометанием, необходимо проверить работу бомбардировочной установки.

Проверка работы бомбардировочной установки на сбрасывание бомб

1. Поставить ручку АСБР-2 в положение «*предохранитель открыт*».
2. Вставить замки, предназначенные для подвески бомб (порядок установки замков см. в разделе «Установка и снятие замков и ухватов»).
3. Поставить ручку АСБР-2 в положение «*предохранитель закрыт*».
4. Подвесить ко всем замкам кольца или макеты бомб.
5. Резким движением подать ручку АСБР-2 на себя, т. е. установить в положение III — «*бомбы сброшены*»; при этом все замки должны одновременно открыться.

Проверка работы бомбардировочной установки на выливание и сбрасывание ВАП-6

1. Закрыть все замки, предназначенные для подвески бомб.
2. Поставить ручку АСБР-2 в положение «*зарядка химзамков*».
3. Вставить задние замки для сбрасывания ВАП.
4. Поставить ручку АСБР-2 в положение «*предохранитель закрыт*».
5. Подвесить ко всем замкам кольца.
6. Резким движением подать ручку аварийного сбрасывателя на себя, т. е. установить ее в положение III — «*бомбы сброшены*». При этом все передние замки должны одновременно открыться, а задние замки для сбрасывания ВАП должны остаться закрытыми.
7. Плавным движением перевести ручку АСБР-2 из III положения в I и более резким движением из I положения в V — «*ВАП сброшен*»; при этом задние замки должны открываться одновременно.
8. Закрыть вновь все замки и подвесить кольца.
9. Подать ручку АСБР-2 вперед от себя в положение «*ВАП сброшен*»; при этом задние замки должны открываться одновременно, а передние должны оставаться закрытыми.

7. Подготовка самолета к полету с бомбометанием

1. Вывернуть заглушки из отверстий для ввертывания ухватов, открыть створки и начинать ввертывать ухваты. На некоторых самолетах с момента задевания ухвата о створки нужно створки прикрыть и продолжать ввертывать ухваты.

2. Поставить сбрасыватель АСБР-2 в положение «*предохранитель открыт*».

3. Вставить замки в гнезда балок.

4. Ввернуть вилки для контровки ветрянок взрывателей, соответствующие подвеске бомб.

5. Проверить, выключен ли тумблер фотокинопулемета; если он включен, то выключить, так как при случайном нажатии на кнопку на ручке управления, при включенном тумблере, может быть сброшена бомба с Дер-32 на левом крыле.

6. Проверить работу замков (в соответствии с указаниями инструкции по проверке).

8. Подвеска бомб

1. Поставить ручку АСБР-2 во II положение — «*предохранитель открыт*».

2. Закрыть замки (порядок закрывания замков см. в разделе «Установка и снятие замков и ухватов»).

3. Поставить ручку АСБР-2 в положение «*предохранитель закрыт*».

4. Подвесить бомбу на несущий рычаг замка, для чего ушком бомбы нажать вверх защелку и подать бомбу назад.

Как правило, бомбы разрешается подвешивать только при закрытом предохранителе на ручке АСБР-2.

5. Отрегулировать положение бомб регулирующими штырями так, чтобы бомбы были параллельны оси бомбодержателей как по вертикали, так и по горизонтали. При этом не перетягивать бомбы регулирующими штырями.

Установка взрывателей

Ввертывание боевых взрывателей производить по наставлению КОП.

Контровка взрывателей

Контровка головных и донных взрывателей производится стопорными вилками (рис. 52), которые должны входить в ветрянки взрывателей и надежно удерживать их от вращения.

Освобождение взрывателей от предохранительных чек производится по наставлению КОП.

Перед вылетом на бомбометание проверить, правильно ли подвешены бомбы и надежно ли законтрены ветрянки взрывателей.

9. Сбрасывание бомб (работа в воздухе)

При данной конструкции сбрасывателя АСБР-2 бомбы могут быть сброшены только одновременно все сразу (залпом). Для сбрасывания резким движением нужно подать ручку АСБР-2 на себя, т. е. установить в положение III — *«бомбы сброшены»;* при таком положении ручки все замки откроются одновременно, и бомбы будут сброшены.

10. Установка и снятие замков и ухватов

Все замки и ухваты в держателях взаимозаменяемы, легко снимаются и устанавливаются.

При установке замков и ухватов придерживаться следующего порядка в работе:

1. Как правило, передние замки Дер-32 (Д-1) и Дер-31 (Д-2) вставлять только в закрытом виде и при открытом предохранителе аварийного сбрасывателя АСБР-2.

2. Задние замки для сбрасывания ВАП вставлять также в закрытом виде, повернутыми на 180°, при установке ручки АСБР-2 в положение *«зарядка химзамков»*.

Закрывать замки перед установкой следующим образом: повернуть защелку на 90° и большим пальцем правой руки утопить ее в прорезь дна кожуха замка, а большим пальцем левой руки нажимать на несущий рычаг до тех пор, пока в замке не получится щелчок. Закрывая замки, поставленные на самолете в гнезда балок, также нажимать на защелку и несущий рычаг, пока не получится щелчок. Замок должен быть закрыт полностью; при неполном закрытии, когда плечо переходного рычага не встанет на боевую площадку вилки, при установке АСБР-2 в положение *«предохранитель закрыт»* может сломаться задняя стенка вилки замка.

3. Ввертывать ухваты до постановки замков.

Порядок снятия замков и ухватов:

1. Вынуть замки из гнезд балок.
2. Вывернуть ухваты.
3. Закрыть гнезда створками.
4. Вывернуть из гнезд стопорные вилки.
5. Резьбовые гнезда ухватов закрыть заглушками.

При снятии и установке замков механическая регулировка не нарушается.

11. Указания по уходу

В перерывах в летной работе и при полетах не на бомбометание замки, ухваты и вилки следует снять с самолета и хранить в оружейных мастерских или в складах части.

При хранении регулярно через каждые 5—6 дней необходимо просматривать, а также протирать все части замков, не допуская пыли, грязи, влаги и ржавчины.

Гнезда замков в балках закрыть створками, а в резьбовые отверстия ухватов ввернуть заглушки.

III. ХИМИЧЕСКОЕ ВООРУЖЕНИЕ

1. Общая характеристика и конструкция прибора ВАП-6

Химическое вооружение самолета И-15бис состоит из двух выливных авиационных приборов — модернизированных ВАП-6, подвешиваемых на держатели Дер-32, по одному прибору на каждое крыло. По способу подвески и по конструкции ВАП-6 может быть сброшен до и после выливания ОБ.

Емкость баллона до 40 *л*. Вес ВАП-6 с ОВ — 59 *кг*.

Модернизированный ВАП-6 (рис. 72) состоит из самого баллона, ухвата с ударным рычагом *2*, пирамидки для заднего крепления *3*, крышки выливной горловины *4*, суфлера *5*, замка крышки выливной горловины *6*, спускового рычага *7* и пробки заливной горловины *8*.

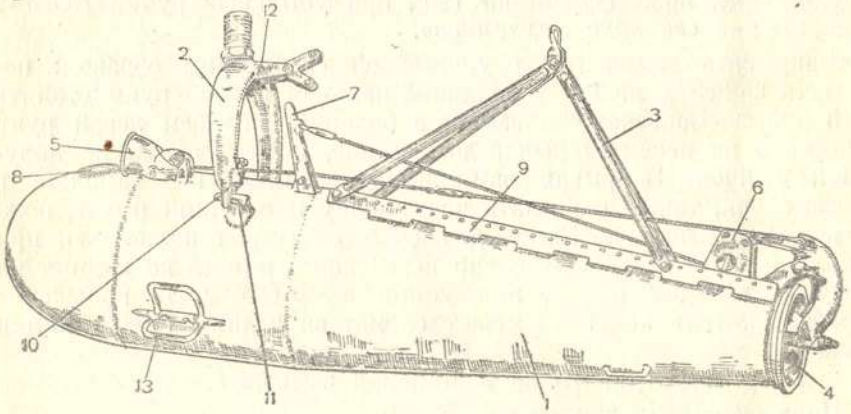


Рис. 72. ВАП-6.

Ухват с ударным рычагом стандартного типа для ВАП-6 под балку Дер-32.

Пирамидка для заднего крепления, состоящая из четырех стальных трубчатых стержней, укреплена на двух стальных рейках *9*, приваренных к бокам баллона ВАПа.

Пирамидка может перемещаться по стальным рейкам в зависимости от расстояния между ухватом переднего крепления и замком заднего крепления.

Замок крышки выливной горловины (рис. 73). У выливной горловины ВАПа приварены две щеки, на которых смонтирован замок крышки.

Замок крышки состоит из коромысла *2*, рычажка *3*, пружины *4* и предохранительной шпильки *5*.

В нижней части рычажка *3* сделаны два отверстия для заделки пружины *4* и троса, идущего к спусковому рычагу. На рычажке *3* имеется боевой выем *6*, в который входит передняя часть коромысла *2* в боевом положении.

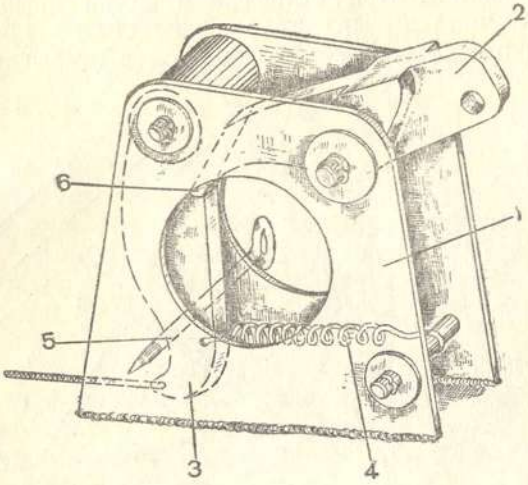


Рис. 73. Замок крышки выливной горловины.

Задняя часть коромысла соединяется посредством валика с упором *1* (рис. 74) рычага крышки выливной горловины.

Снизу, спереди, в щечках замка сделаны отверстия, в которые вставляется предохранительная шпилька *5*, контрящая рычажок в боевом положении.

Крышка выливной горловины 4 (рис. 74) соединена с рычагом *2*. Рычаг крепится валиком к кронштейну, приваренному к баллону ВАПа. К рычагу приварена втулка с нарезкой *3*, в которую ввинчен затяжной болт.

К верхней части рычага крепятся упор замка *1* и трос управления суфлером.

В отбортованную часть внутренней стороны крышки для герметичности заделана резина.

Концы фигурной пружины *6* упираются в баллон и в рычаг крышки. При открывании замка пружина отжимает рычаг с крышкой вверх.

Суфлер (рис. 74). Для ускорения выливания ОВ из баллона установлен суфлер *7* с управляемой крышкой. В баллоне сделано отверстие, в которое вварено кольцо. На кольцо устанавливается суфлер, нижняя часть которого в виде хомута затягивается на кольце болтом. С задней стороны суфлера сделано отверстие для выхода крышки. С внутренней стороны крышки для большей герметичности приклепано резиновое кольцо.

Крышка суфлера 8 соединена с рычагом *9*. К задней части рычага крепится трос, идущий к рычагу крышки выливной горловины. Пружина *10* открывания крышки суфлера заделана между кронштейном рычага и рычагом.

При закрывании отверстия выливной горловины закрывается отверстие суфлера. Замком крышки суфлера служит замок крышки выливной горловины. При открывании замка крышка выливной горловины поднимается вверх, трос ослабляется, и крышка суфлера под действием пружины тоже поднимается и открывает отверстие в баллоне.

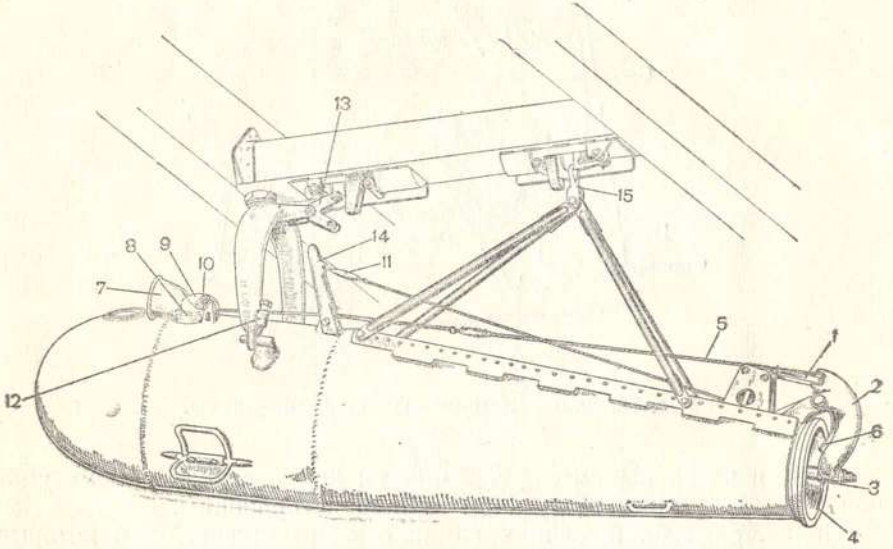


Рис. 74. Схема установки ВАП-6.

Спусковой рычаг. Сверху баллона установлен спусковой рычаг 7 (рис. 72). К верхней части рычага крепится трос управления замком. При запертом замке нижняя часть рычага упирается в баллон.

2. Установка ВАП-6 (рис. 74)

Переднее крепление

Ухват для ВАП-6 ввинчивается в переднее гнездо балки Дер-32. К концам ухвата приварены ушки *10* (рис. 72). В эти ушки входят приваренные к корпусу баллона ВАПа пальцы *11* (рис. 72). К задней стороне ухвата, к обоим концам, приварены втулки с нарезкой для ввинчивания стопорных болтов *12* (рис. 74). Посредине ухвата приварены ребра, к которым крепятся ударный рычаг *12* (рис. 72) и пружина рычага.

Заднее крепление

Для заднего крепления ВАПа в балку-нервюру Дер-32 вставляется второй (задний) замок Дер-32, повернутый на 180° (рис. 74). Этот замок служит для сбрасывания ВАПа.

В замок вводится ушко (рис. 74) пирамидки. Для большего удобства подвески ушко вращается на болте и после введения в замок держателя зажимается барашком.

3. Регулировка установки ВАП-6

Для регулировки тросов управления замком крышки выливной горловины и крышки суфлера имеются тандеры *11* (рис. 74).

Трос управления замком крышки выливной горловины можно считать отрегулированным только в том случае, если коромысло без зазора ляжет в боевой выем рычажка. Нижняя часть спускового рычага упирается в баллон, а пружина рычага сжата.

При закрывании крышки выливной горловины трос суфлера должен быть натянут настолько, чтобы крышка суфлера плотно прилегала к кольцу суфлера.

Стопорные болты *12* (рис. 74) на ухвате регулируются так, чтобы при сбрасывании баллона болты не зацепились за шайбы на кольцах баллона.

После регулировки стопорные болты и тандеры необходимо законтрить.

4. Подвеска ВАПа и заливка ОВ

При подвеске ВАПа под крыло и заливке ОВ придерживаться следующей последовательности:

1. Установить ручку аварийного сбрасывателя (АСБР-2) в положение «*зарядка химзамков*» и перенести шпильку на ручке АСБР-2 в отверстие *6* (рис. 70), ограничивающее ход ручки в сторону сбрасывания ВАПа.

2. Поставить в заднее гнездо балки держателя замок Дер-32, повернув его на 180°.

3. Поставить ручку АСБР-2 в положение «*предохранитель закрыт*».

4. Ввернуть ухват в переднее гнездо балки.

5. Ось ударного рычага на ухвате завести за несущий крючок переднего замка.

6. Закрыть на баллоне ВАПа крышку выливной горловины и шпилькой затянуть затяжной болт до полной герметичности.

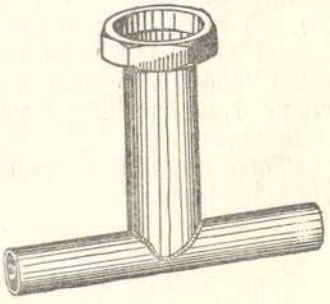


Рис. 75. Ключ для отвертывания пробки заливной горловины.

7. Вставить предохранительную шпильку *5* (рис. 73).

8. Специальным ключом (рис. 75) отвернуть пробку заливного отверстия.

9. Отвернуть барашек, контрящий ушко пирамидки.

10. Пальцы баллона *11* (рис. 72) ввести в ушки ухвата и ушко пирамидки завести за несущий рычаг заднего замка.

11. Затянуть барашком ушко на пирамидке.

12. Проверить внешним осмотром всю подвеску. После проверки залить в баллон ВАПа ОВ и завернуть пробку заливного отверстия.

Примечания: 1. Заливку ОВ в баллоны ВАПа, как правило, производить в подвешенные приборы на самолете посредством специальной разливочной станции, в соответствии с имеющимися инструкциями ВВС РККА.

2. В некоторых случаях ОВ может быть залито заблаговременно, и подвешивается уже снаряженный прибор. Порядок подвески остается такой же, за исключением указанного в пп. 6, 7 и 8; все это выполняется при заливке.

13. Снять переносные ручки с баллона *13* (рис. 72).

14. Перед стартом (полетом) вынуть предохранительную шпильку *5* (рис. 59) из замка крышки выливной горловины.

5. Выливание ОВ (работа в воздухе)

ОВ выливается посредством сбрасывателя АСБР-2 из обоих баллонов одновременно. Для этого ручку сбрасывателя АСБР-2 нужно подать доотказа на себя, т. е. установить в положение III — «*ВАП вылит*» (или бомбы сброшены). При этом оба баллона вскроются одновременно.

Действие механизма выливания.

При открывании переднего замка от АСБР-2 ударный рычаг *13* (рис. 74) под действием пружины выйдет из крючка несущего рычага и, опускаясь вниз, ударит по спусковому рычагу *14* и оттянет его вместе с тросом вперед. Трос, отходя вперед, выведет боевой выем рычажка замка крышки выливной горловины из-под коромысла *15*. В этот момент валик коромысла выйдет из выема упора *1*, и крышка горловины под действием пружины *6* поднимется вверх.

Трос, идущий к крышке суфлера, ослабнет, и крышка суфлера тоже откроется.

6. Сбрасывание ВАП-6

Сбрасывание ВАП производится также ручкой АСБР-2, для чего ручка АСБР-2 отводится доотказа от себя, т. е. устанавливается в V положение — «*ВАП сброшен*».

При установке АСБР-2 в положение «*ВАП сброшен*» открывается задний замок. Ушко задней подвески (пирамидки) выводится в силу тяжести баллона из крючка несущего рычага, а затем освобождаются пальцы из ушков ухвата переднего крепления. Баллоны ВАПа могут быть сброшены до и после выливания ОВ, от этого способ сбрасывания не меняется.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Глава первая

Общие данные и характеристика самолета *Стр.*

1. Назначение и тип самолета 5
2. Летно-тактические данные самолета 8
3. Весовые данные самолета и центровка 15
4. Аэродинамические данные самолета 24
5. Геометрические и другие данные самолета 35

Глава вторая

Летные и посадочные свойства самолета

1. Руление 37
2. Старт 38
3. Взлет 38
4. Набор высоты 39
5. Управление мотором в полете 39
6. Горизонтальный полет 40
7. Планирование 41
8. Посадка 41
9. Пилотаж 42
10. Пикирование 44
11. Штопор 45

Глава третья

Описание вооружения и правила ухода за ним

I. Стрелковое вооружение

1. Общая характеристика 48
2. Установка пулеметов 48
3. Крепление пулеметов 55
4. Пулеметный привод для стрельбы через винт 57
5. Система питания пулеметов 68
6. Система перезарядки пулеметов 76
7. Система управления огнем 78
8. Установка прицела 78
9. Изменения и дополнения, внесенные в стандартные агрегаты вооружения 82
10. Инструкция по проверке установки стрелкового вооружения и производству пристрелки 83

С. О. 58 инв.

Стр.
11. Заправка боеприпасами 87
12. Указания по уходу за стрелковым вооружением 88
13. Установка фотокинопулемета и работа с ним 89
14. Конусная установка 92

II. Бомбардировочное вооружение

1. Общая характеристика 99
2. Держатели Дер-31 и Дер-32 и их крепление на самолете 99
3. Возможные варианты подвески бомб 103
4. Аварийный сбрасыватель АСБР-2 106
5. Регулировка держателей 110
6. Инструкция по проверке установки бомбардировочного вооружения . 111
7. Подготовка самолета к полету с бомбометанием 112
8. Подвеска бомб 112
9. Сбрасывание бомб (работа в воздухе) 113
10. Установка и снятие замков и ухватов 113
11. Указания по уходу 113

III. Химическое вооружение

1. Общая характеристика и конструкция прибора ВАП-6 114
2. Установка ВАП-6 116
3. Регулировка установки ВАП-6 117
4. Подвеска ВАПа и заливка ОВ 117
5. Выливание ОВ (работа в воздухе) 118
6. Сбрасывание ВАП-6 118

...ЕННЫЙ КОМИССАРИАТ
...ЫШЛЕННОСТИ СОЮЗА ССР

САМОЛЕТ

И-15 БИС

С МОТОРОМ М-25В

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА

2

...ОБОРОНГИЗ — 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. $10^{3}/_{4}$ печ. л. + 2 вклейки $^{1}/_{2}$ печ. л.
Зак. № 1364с.

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

ОПЕЧАТКИ

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 моторамы
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 маномтером	вывернутыми манометром
158	Подпись под рис. 141 5 сверху	РЛ-2	РЛ-12
163	3 сверху	ВС-35	БС-35

Заказ № 1364с

[redacted]

ПРИКАЗ

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 об'явленное при сем «Техническое описание самолета И-15бис, книга 2, ч. 1» [redacted]

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[1]

Самолет И-15бис с мотором М-25в — одномоторный полутораплан 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 хромансилевых 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.

---

[1] 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 Naca.

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 *А—А* идут от нижнего узла рамы 1—2 фюзеляжа к узлу на переднем лонжероне верхнего крыла.

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

Поддерживающие ленты *В—В* соединяют узел на переднем лонжероне нижнего крыла с задним узлом центроплана.

Силовой скелет верхнего крыла состоит из следующих элементов: переднего лонжерона *Г—Г*, заднего лонжерона Д—Д, 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 $А_к$. *Криволинейный полет самолета при угле атаки, соответствующем наибольшему коэфициенту под'емной силы* ($C_{y\,max.}$).

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

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

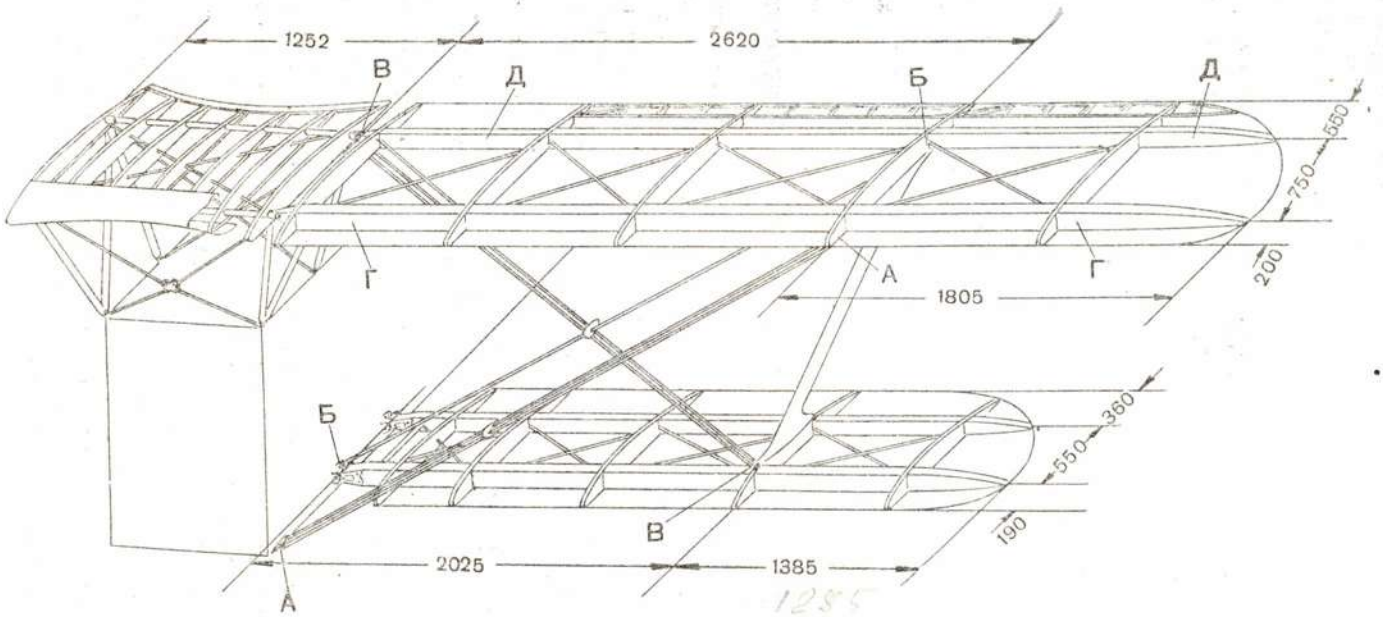


Рис. 1. Силовая схема коробки крыльев (расстояние между планами 1550 *мм*).

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 $A_к$).

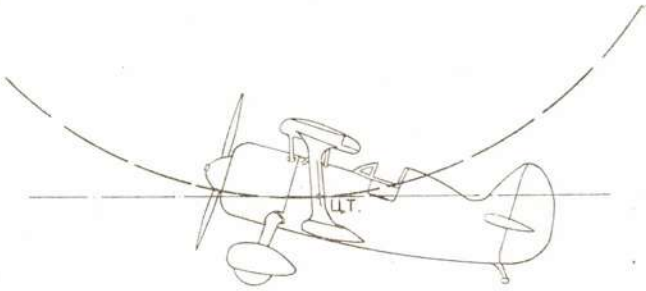


Рис. 2.

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 ($P_{средн}$), 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 $B_к$. *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 ($P_{средн}$), равной 4300 *кг*, и погонной нагрузкой q, которая на участке крыла с постоянной хордой равна 535 *кг/м*.

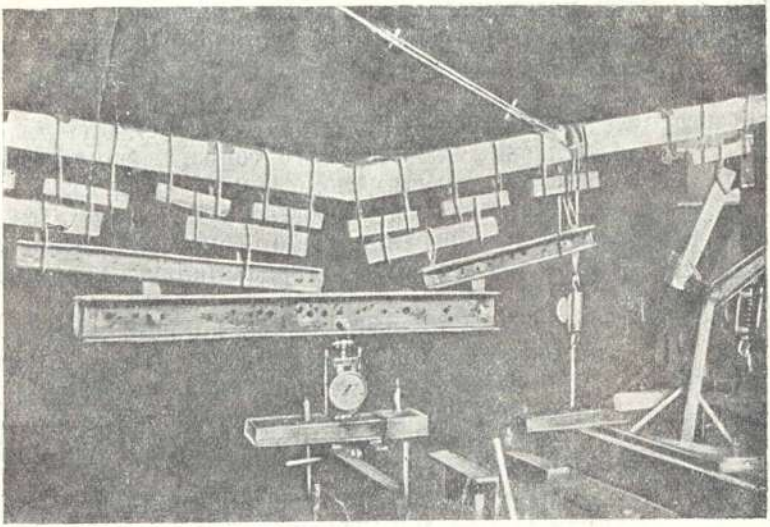


Рис. 3. Передний лонжерон верхнего крыла после испытания.

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

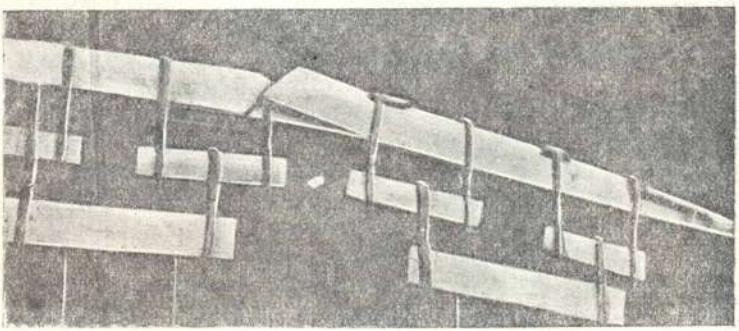


Рис. 4. Задний лонжерон верхнего крыла после испытания.

Случай $C_к$. *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 под'емной силе, при этом она нагружена силой лобового сопротивления крыльев и скручивающим моментом M (рис. 5).

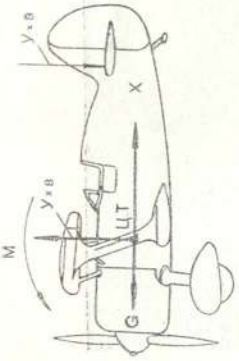


Рис. 5.

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

Случай $C_к$ является расчетным для заднего лонжерона нижнего крыла, который нагружается в пролете сжимающей силой ($P_{\text{средн}}$), равной 2200 *кг*, и погонной нагрузкой, которая на участке крыла с постоянной хордой равна 200 *кг/м*.

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

При статических испытаниях стойки на случай $C_к$ 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 $Д_к$. *Криволинейный полет с нагружением крыльев сверху.* Случай $Д_к$ соответствует полету самолета по выпуклой траектории при переходе из горизонтального полета в пикирование (рис. 7) или полету на спине по вогнутой траектории (рис. 8).

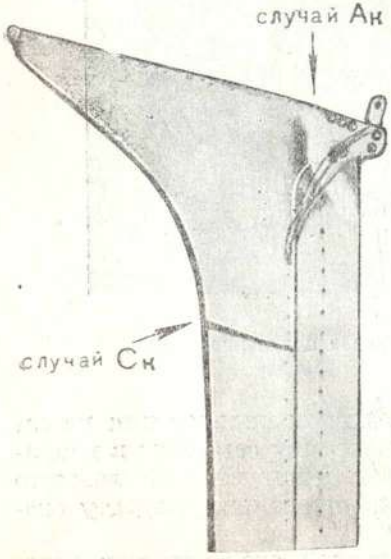


Рис. 6. Z-образная стойка коробки крыльев после статических испытаний на случай Ск.

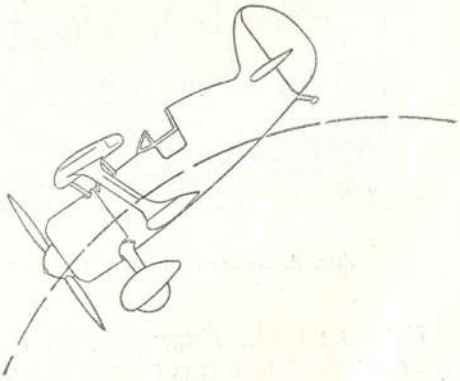


Рис. 7.

На коробку крыльев действует отрицательная под'емная сила P, которая в этом случае принимается равной $G_{сам}\, n_д$, где $n_д$ — расчетная перегрузка для случая $Д_к$, а $G_{сам}$ — вес самолета.

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

$$P_1 = (G_{сам} - G_{кр})\, n_д.$$

Расчетная перегрузка $n_д$ на основании аэродинамического расчета бипланной коробки принята равной 6.5.

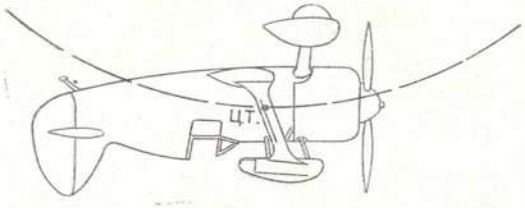


Рис. 8.

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

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

При статических испытаниях лонжерон разрушился в пролете 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 $A_к$, последний теряет устойчивость при 120% расчетной нагрузки.

Задний лонжерон центроплана нагружался при статических испытаниях на случай $B_к$ 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 $A_к$. 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.

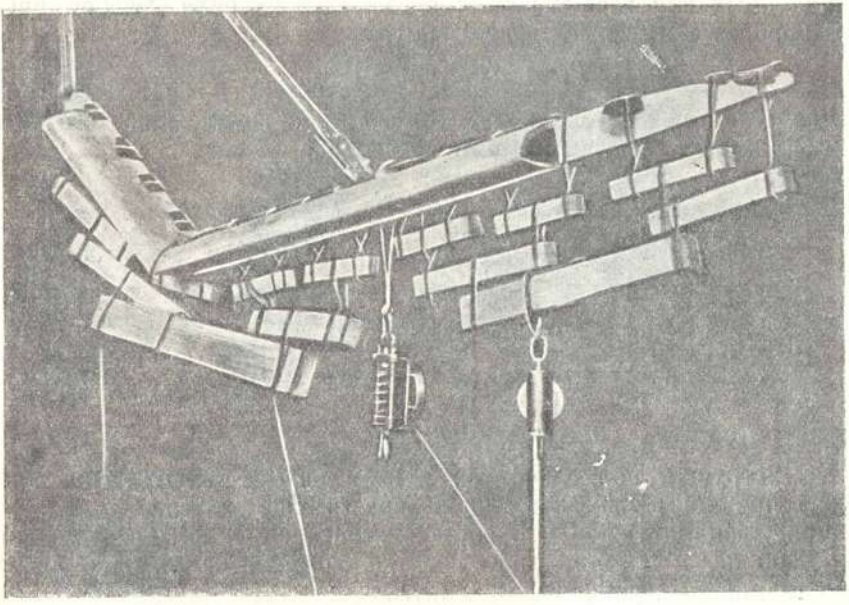


Рис. 9. Передний лонжерон нижнего крыла после испытания.

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 *Б;*

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.

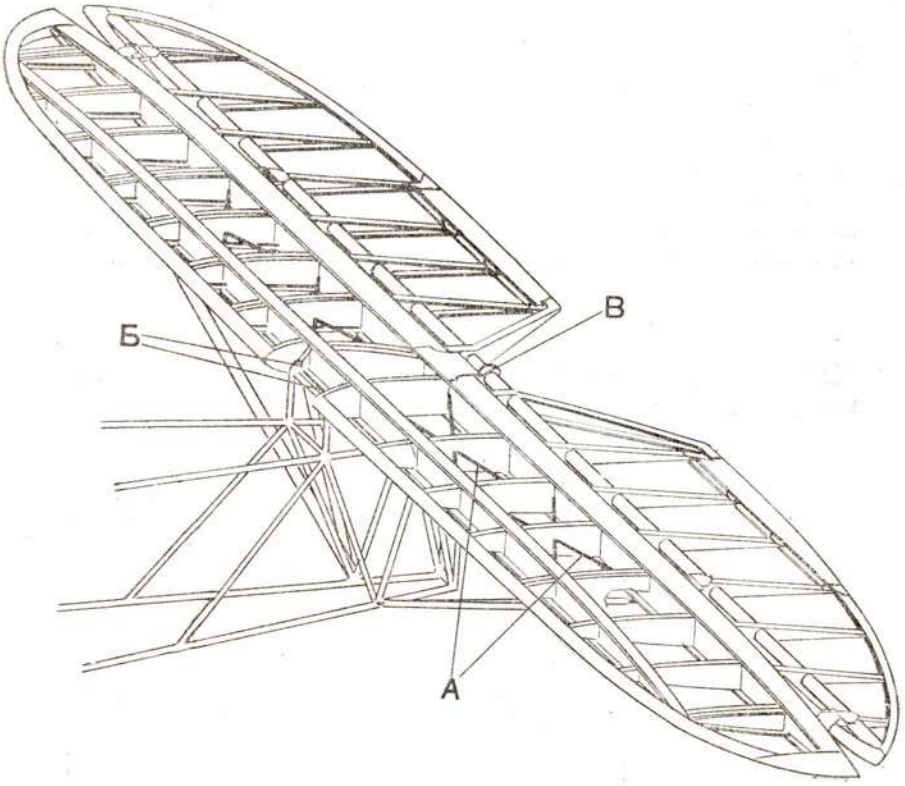


Рис. 10. Силовой каркас горизонтального оперения с хвостовой частью фюзеляжа.

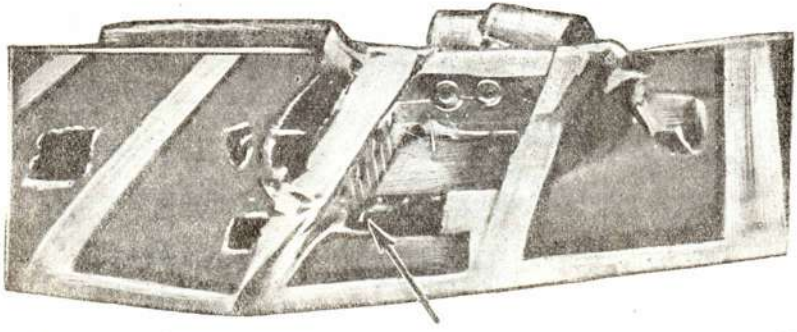


Рис. 11. Горизонтальное оперение после статических испытаний.

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 $B_к$. 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 киля (рис. 12) состоит из переднего и заднего лонжеронов, нервюр, носков и носового обтекателя.

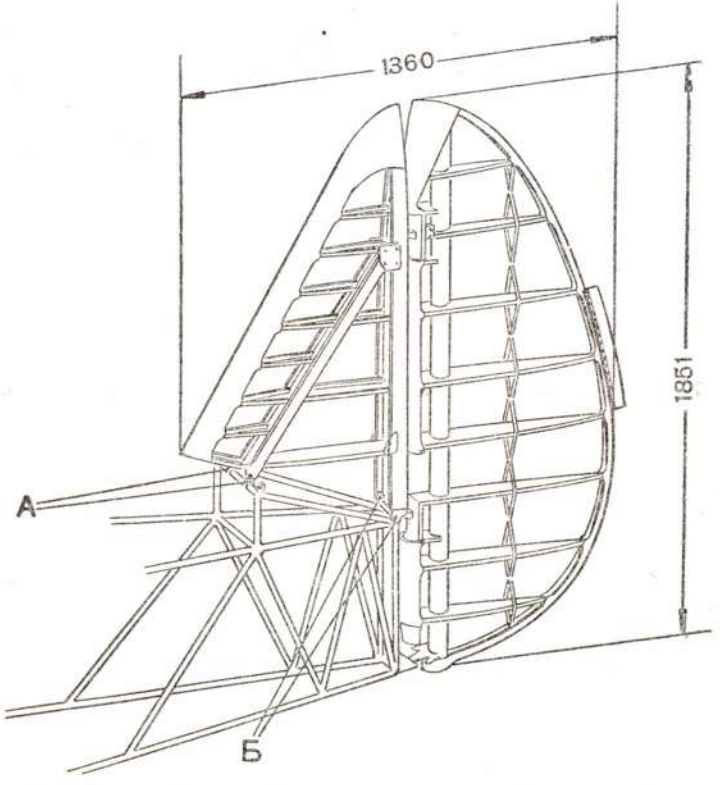


Рис. 12. Силовой каркас вертикального оперения с хвостовой частью фюзеляжа.

Воздушная нагрузка воспринимается лонжеронами киля 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.

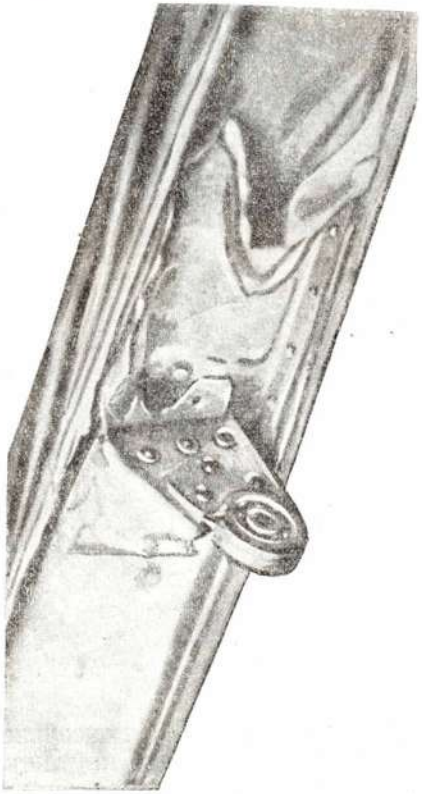


Рис. 13. Верхний кронштейн киля после статических испытаний вертикального оперения.

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 *Б*, консольной части ноги *В*, входящей

в картер $Г$, и масляно-пневматического амортизатора, находящегося внутри картера $Г$ и соединенного одним концом в точке $А$ с ухом картера, а противоположным концом с консольной частью ноги $В$.

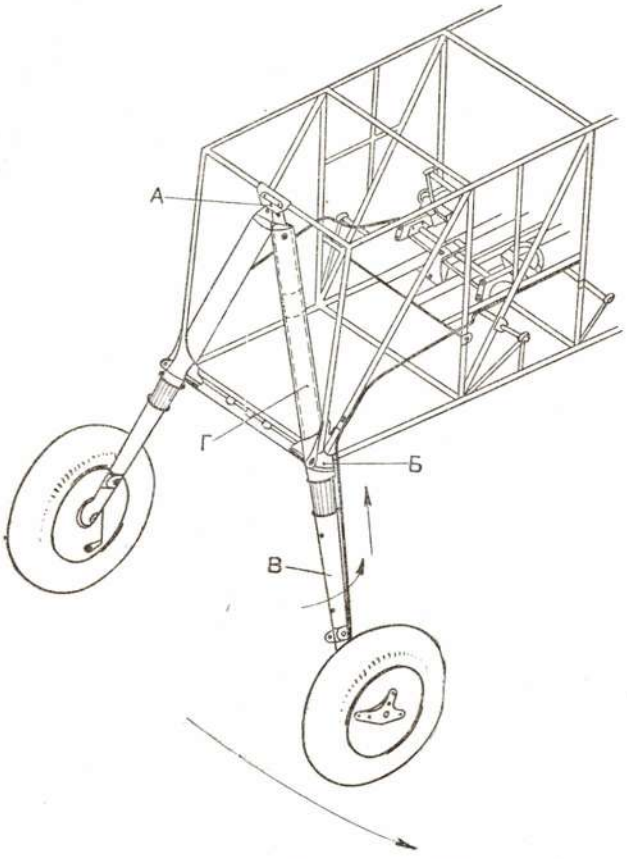


Рис. 14. Силовая схема шасси.

Шлицевое соединение картера $Г$ с консольной частью ноги $В$ дает возможность последней воспринять крутящий момент. Нагрузка, приходящаяся на колесо, вызывает изгиб картера $Г$, сжатие амортизатора и изгиб, кручение и сжатие подвижной части ноги $В$.

Для определения расчетного случая для шасси рассмотрены следующие случаи нагружения.

Случай $Е_ш$. *Посадка на три точки* (рис. 15).

$$P_{расч} = \Delta G n_E,$$

где ΔG — доля веса самолета, приходящаяся на одно колесо;

n_E — расчетная перегрузка для случая $Е_ш$;

G — вес самолета.

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

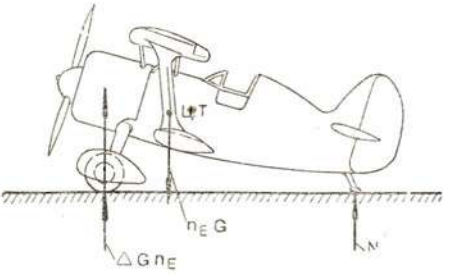


Рис. 15. Посадка на три точки.

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° к горизонту (рис. 16).

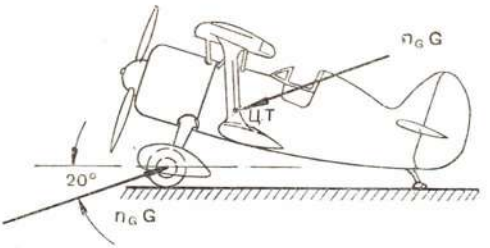


Рис. 16.

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).

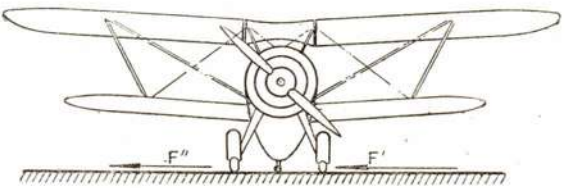


Рис. 17.

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).

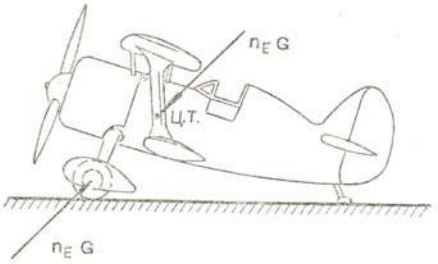


Рис. 18.

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

$$F' = 0{,}375\ .\ n_F\ G_{сам.}$$

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.

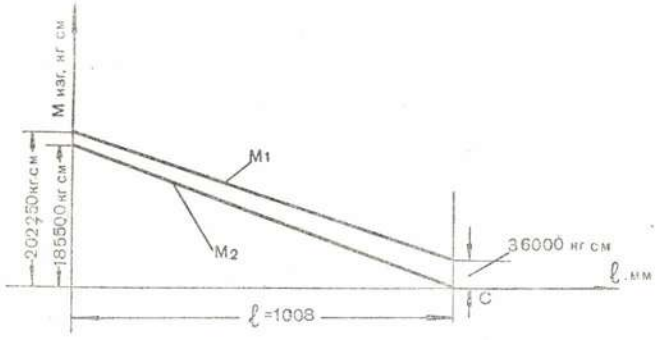


Рис. 19. Эпюры изгибающих моментов консольной части ноги шасси на случай $E_ш$.

Масштаб: длин 1 *мм* = 10/20 *мм*, моментов 1 *мм* = 10/20 000 *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 *Б* (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).

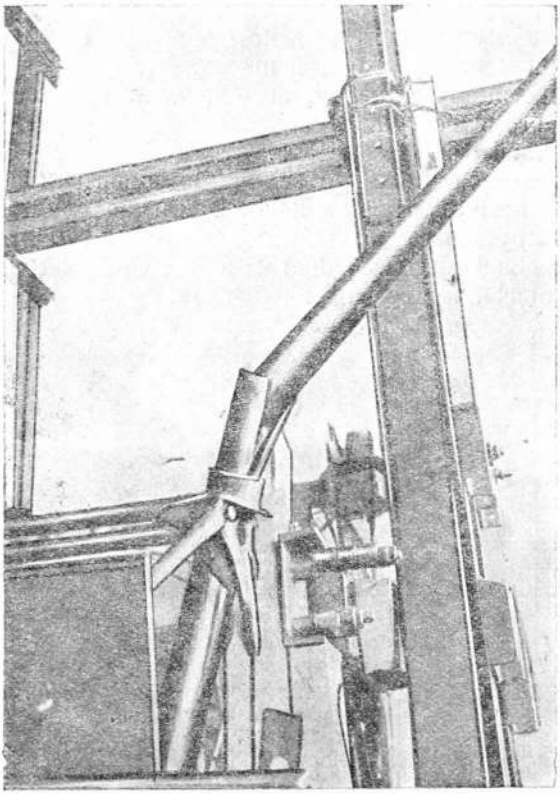


Рис. 20. Нога шасси после испытаний на случай $E_ш$.

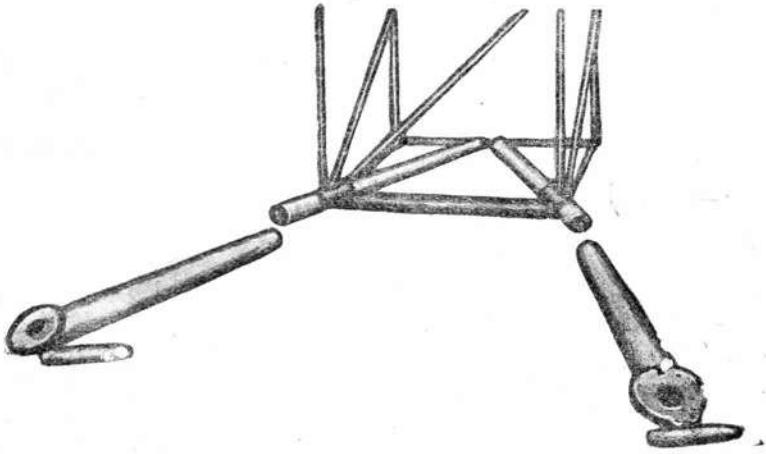


Рис. 21. Ноги шасси после испытаний на случай $E_ш + G_ш$.

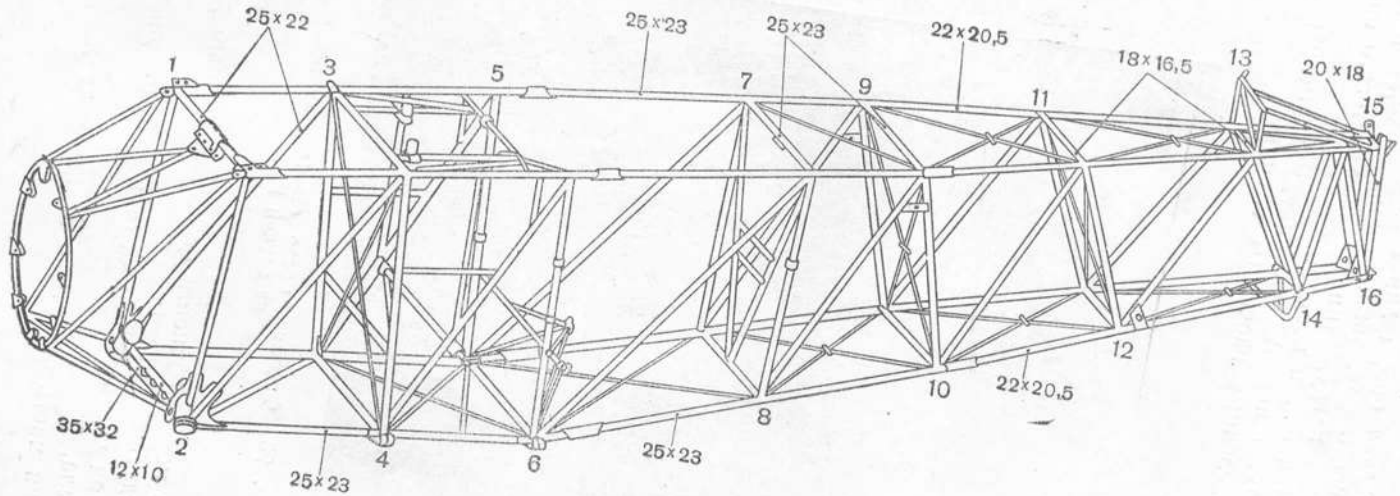


Рис. 22. Силовая схема фюзеляжа и моторамы.

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.

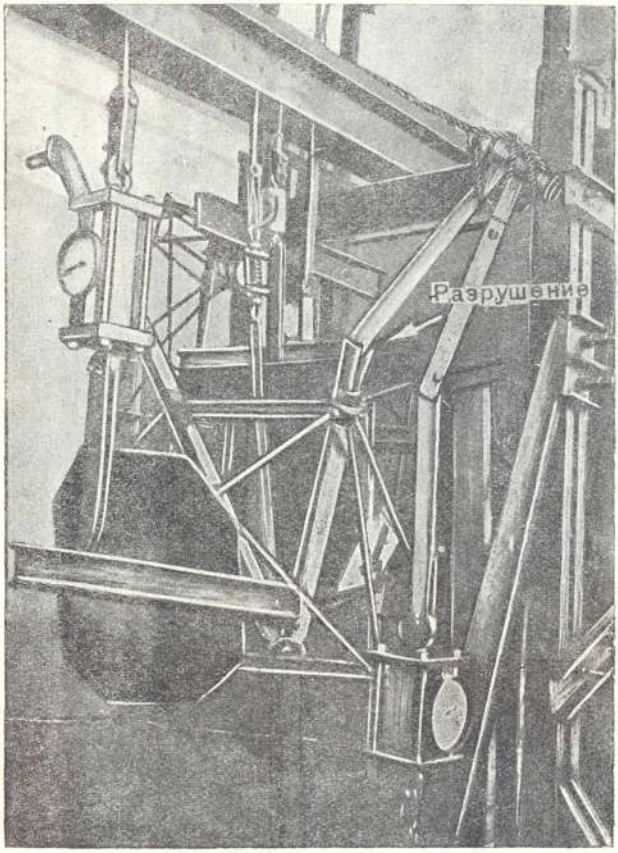


Рис. 23. Фюзеляж после статических испытаний на случай Еф.

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 $A_ф$ и $E_ф$, а стержни хвостовой части — на случай $B_ф$ и от нагрузки на вертикальное хвостовое оперение.

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

Случай $E_ф$. *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, загружением которой передавалась на фюзеляж нагрузка от колеса при посадке.

Фюзеляж после статических испытаний на случай $E_ф$ показан на рис. 23.

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

Случай $B_ф$, соответствующий случаю $B_к$, дает наибольшую расчетную нагрузку на горизонтальное оперение. Величина нагрузки равна 1830 *кг*.

При статических испытаниях хвостовой части фюзеляжа на случай $B_ф$ 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 моторной рамы 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 $A_{му}$ соответствует случаю $A_к$ (см. рис. 2). Расчетная перегрузка равна 15,3.

Случай $Д_{му}$ соответствует случаю $Д_к$ (см. рис. 8). Расчетная перегрузка равна 8,75.

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

Случаи $M_{му} + A_{му}$ и $M_{му} + Д_{му}$. Рассматривается совместное действие нагрузки в случаях $M_{му}$ и $A_{му}$ (или $Д_{му}$).

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.

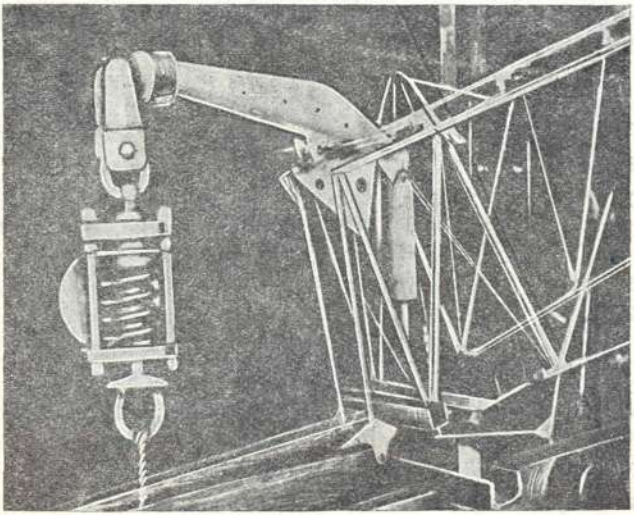


Рис. 24. Общий вид установки испытания костыля.

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.

Коэфициент перегрузки для случая E_1 определен на основе расчета масляно-пневматического амортизатора, с учетом воздушной нагрузки на горизонтальное оперение. Он равен 8,2.

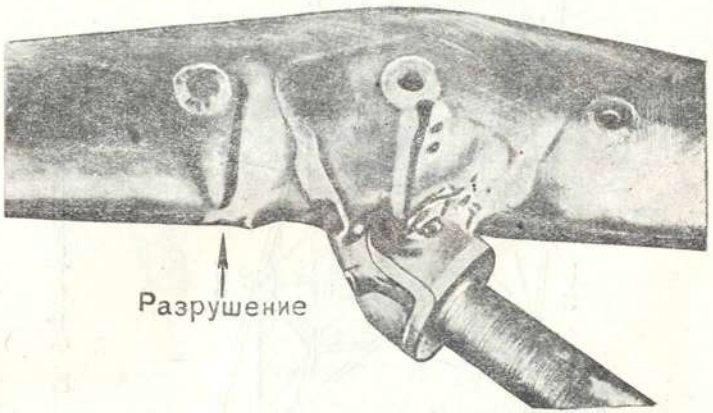


Рис. 25. Место разрушения костыля.

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 $А$, стоек $Б$, верхних и нижних поперечин $В$ и подкосов $Г$, изготовленных из хромомолибденовых или из хромансилевых труб (диаметры сечения труб указаны на рисунке).

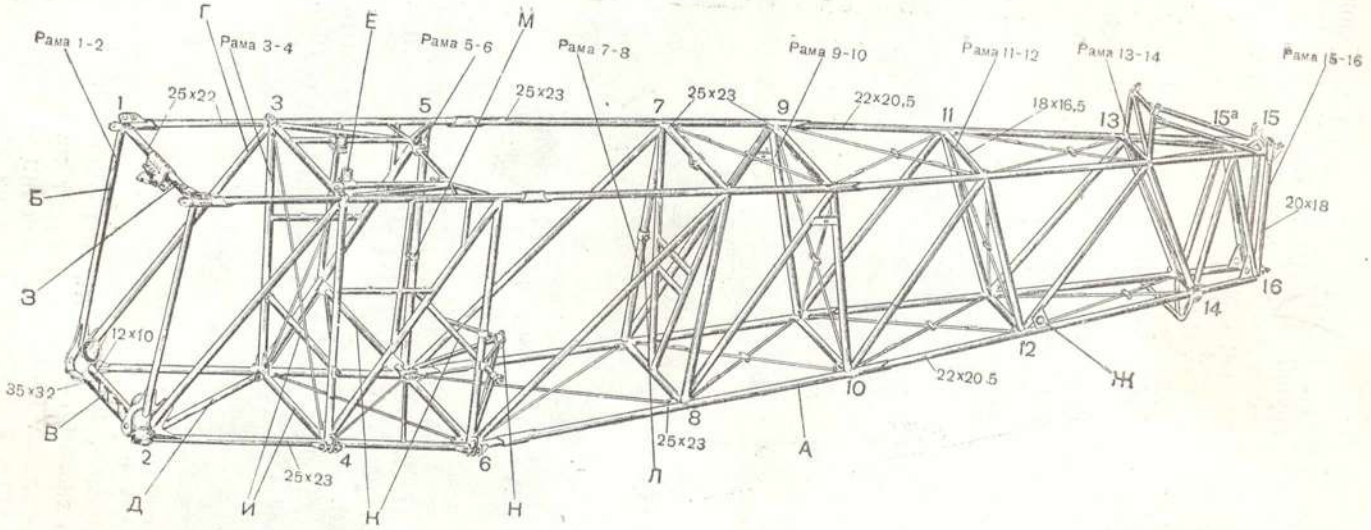


Рис. 26. Ферма фюзеляжа.

Трубы нормализованы до крепости 70—90 *кг/мм*². Поперечины фюзеляжа *З*, *И* и *К* закалены до 120—130 *кг/мм*², 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.

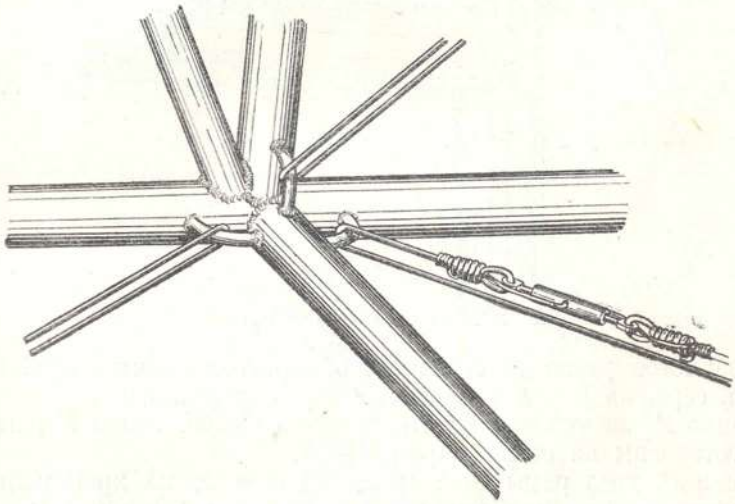


Рис. 27. Крепление проволочных расчалок.

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 горячей 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 *А* для крепления вилки подкоса моторамы.

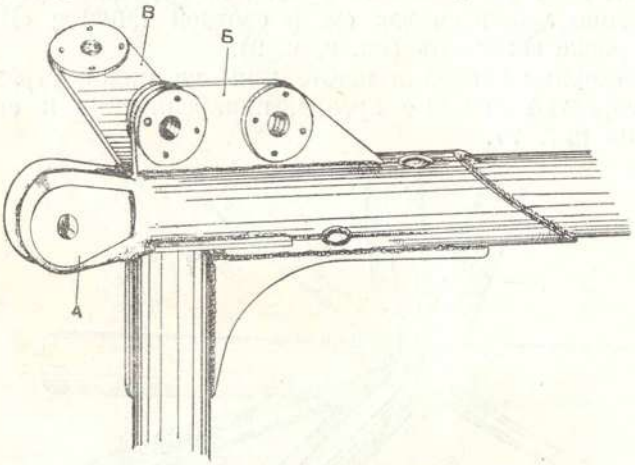


Рис. 28. Верхний узел на раме 1—2.

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

Ушко *А* изготовлено из стали марки С2550. Ушко *Б* и сережка *В* изготовлены из стали марки С7345.

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

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

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

На самолетах первого выпуска имела место шарошка наплывов сварки ушков *В* 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.

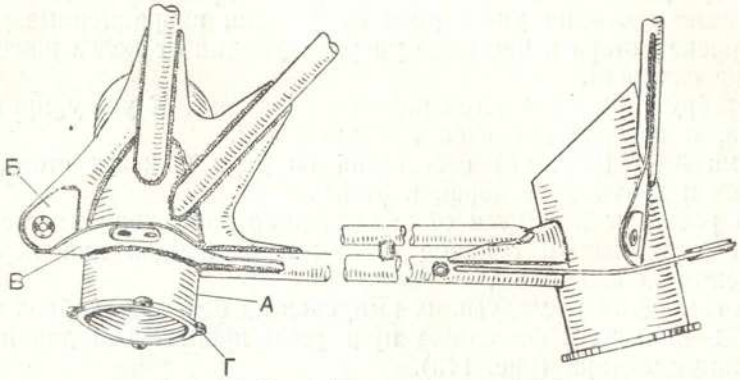


Рис. 29. Нижний узел на раме 1—2.

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

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

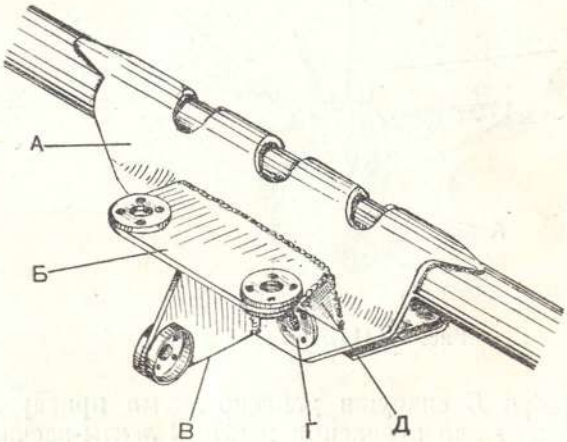


Рис. 30. Средний узел на верхней поперечине рамы 1—2.

Отверстия в щеках обоймы с обеих сторон усилены шайбами *Г* толщиной 1,5 *мм*. Эти отверстия 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 *Б* усилено, толщина его 3 *мм*.

Весь узел подвергается закалке ($К_z = 110—130$ *кг/мм²*). За этим узлом требуется внимательное наблюдение при эксплоатации 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*, *Б* и *В*, втулки *Г* и двух внутренних ушков *Д* и Е.

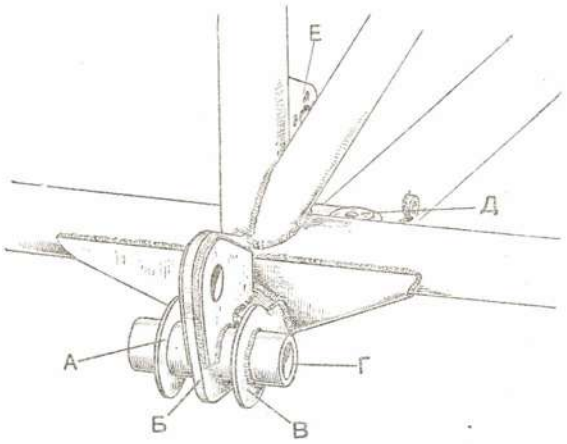


Рис. 31. Нижний узел рамы 3—4.

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

Ребро *Б* 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 сережки *Б* 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.

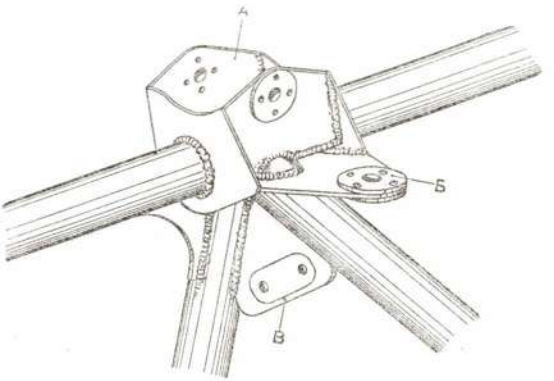


Рис. 32. Верхний узел на раме 3—4.

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.

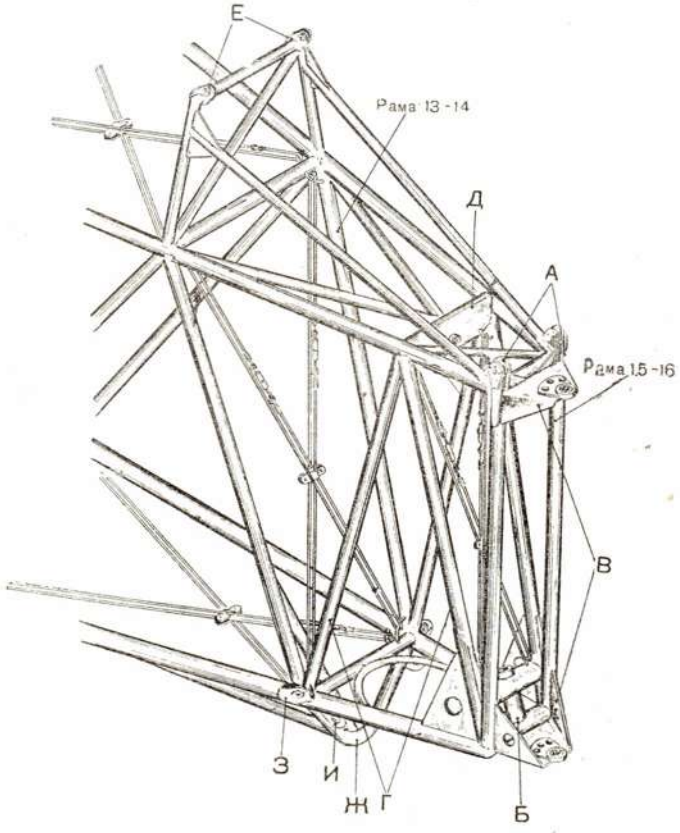


Рис. 33. Хвостовая часть фюзеляжа.

К верхней части рамы приварены ушки *А*, изготовленные из стали марки С6140, служащие задним креплением киля.

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

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

В нижней части рамы расположена усиленная ребрами и накладками втулка *Б* 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 с'емные 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 под'ема 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 под'еме фюзеляжа и опорой при установке его на хвостовой козелок.

Оборудование фюзеляжа

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

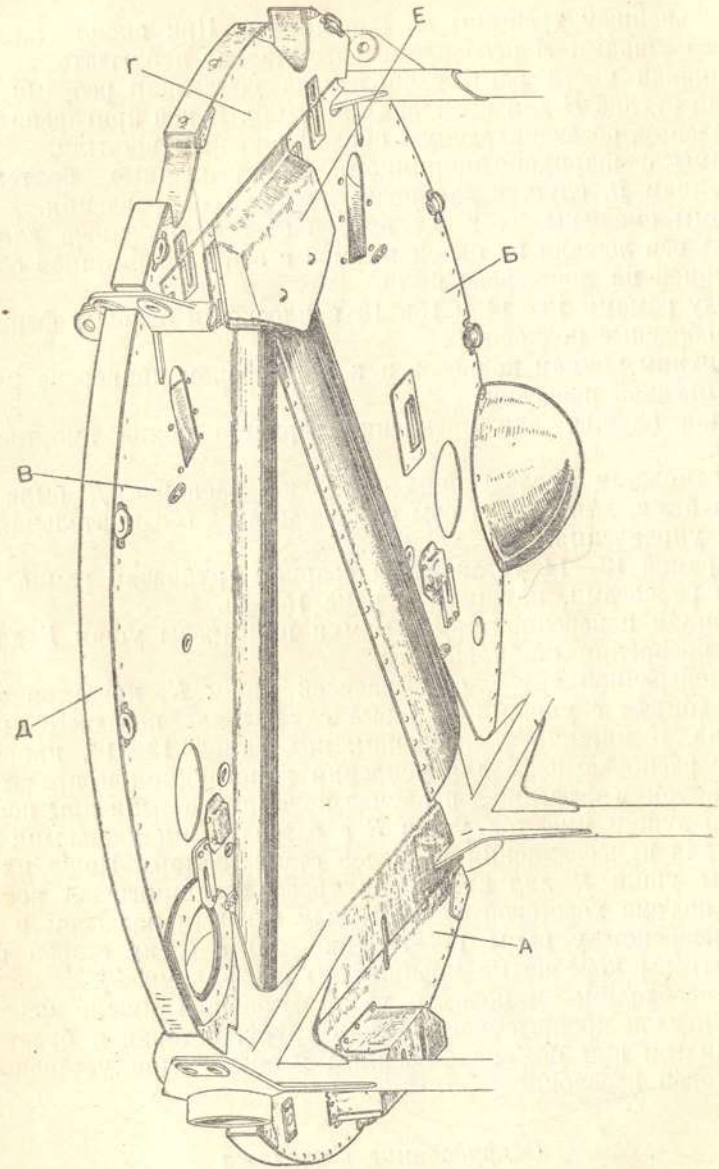


Рис. 34. Противопожарная перегородка.

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 тяг 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 проводку от перетирания о кромки отверстий противопожарной перегородки.

Пол кабины летчика (рис. 35) состоит из дюралевого листа *А* толщиною 0,8 *мм*, ужестченного 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 тяг 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.

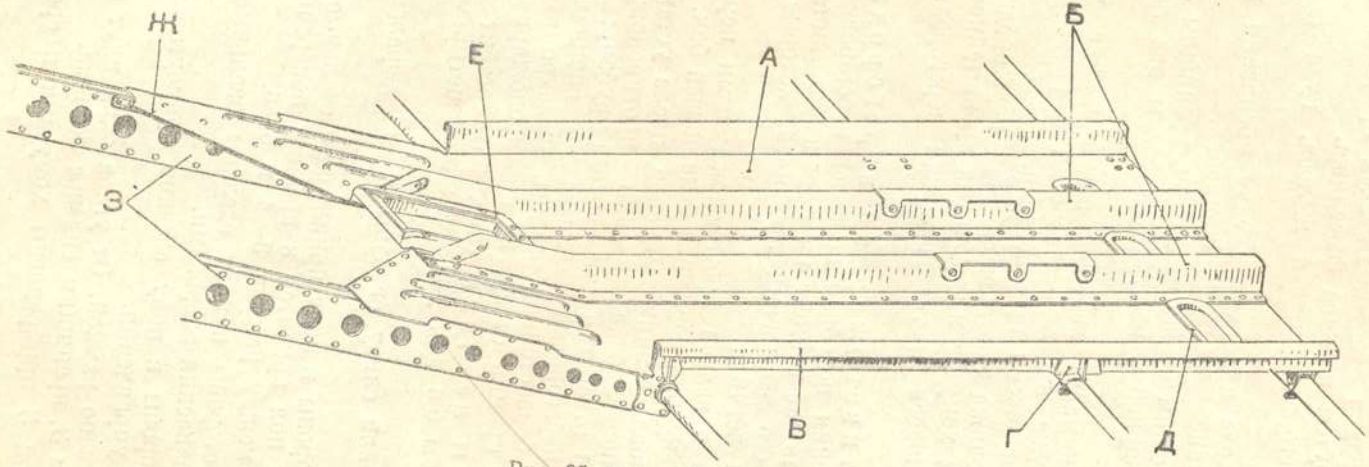


Рис. 35. Пол кабины летчика.

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

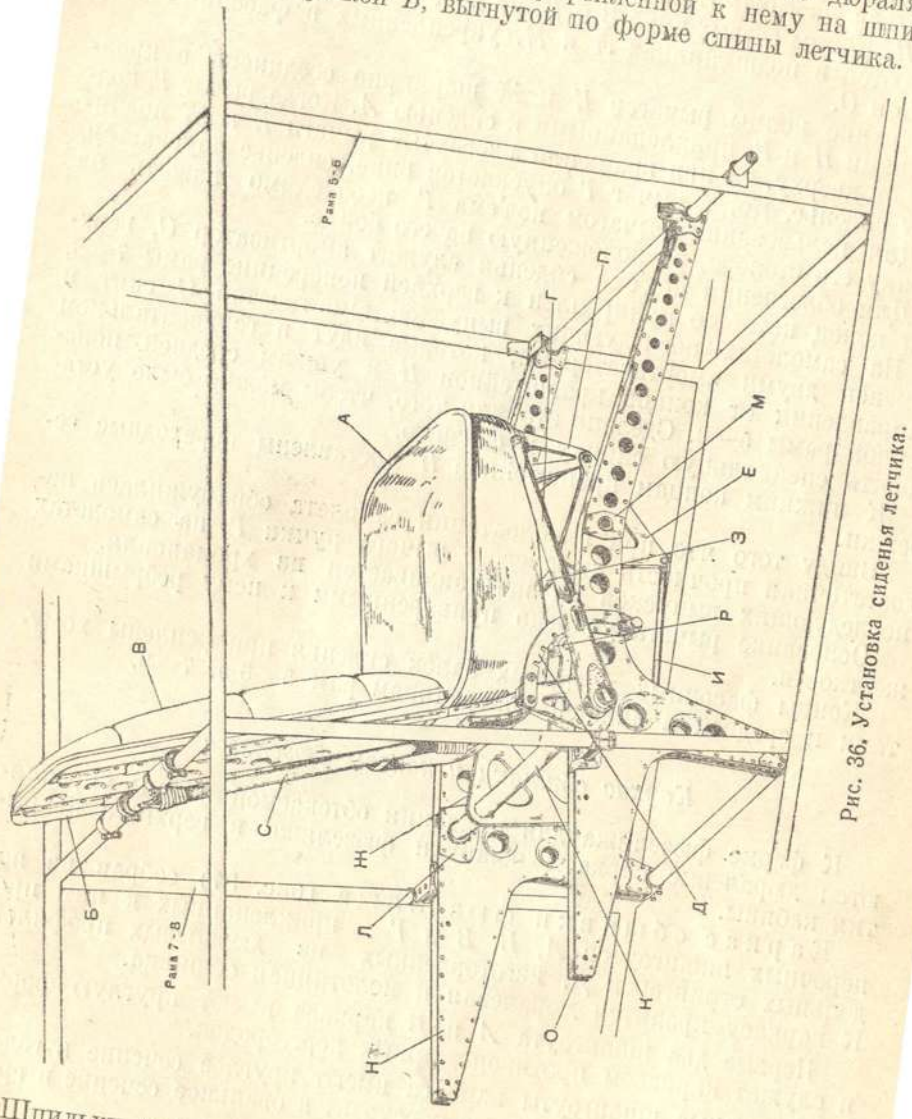


Рис. 36. Установка сиденья летчика.

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

Нижняя часть сиденья ужестчена приклепанными к нему профилями.

Высоту сиденья можно регулировать при помощи рычага *Р*, 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 под'ема *Г* необходимо нажать на кнопку его стопора, расположенную на его конце.

Для облегчения под'ема 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 сережки.

Ввиду того что при эксплоатации 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.

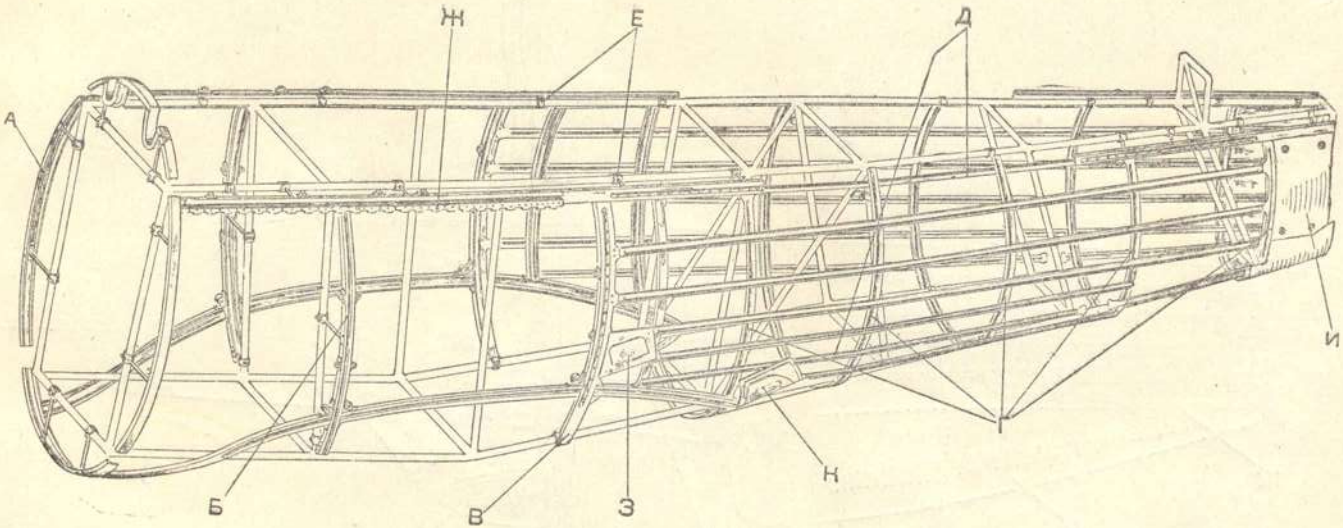


Рис. 37. Каркас обшивки фюзеляжа.

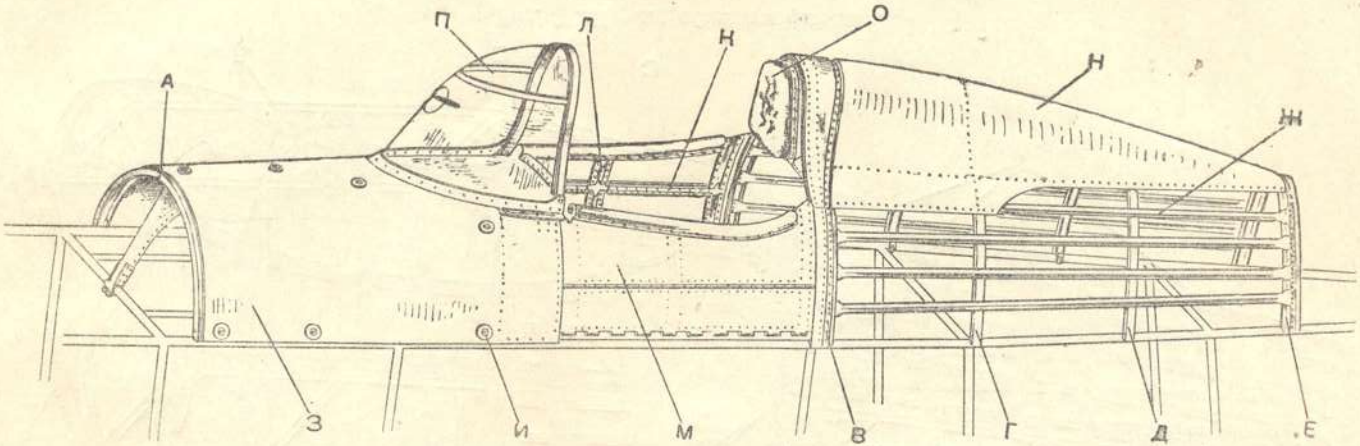


Рис. 38. Верхнее покрытие кабины и фюзеляжа.

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.

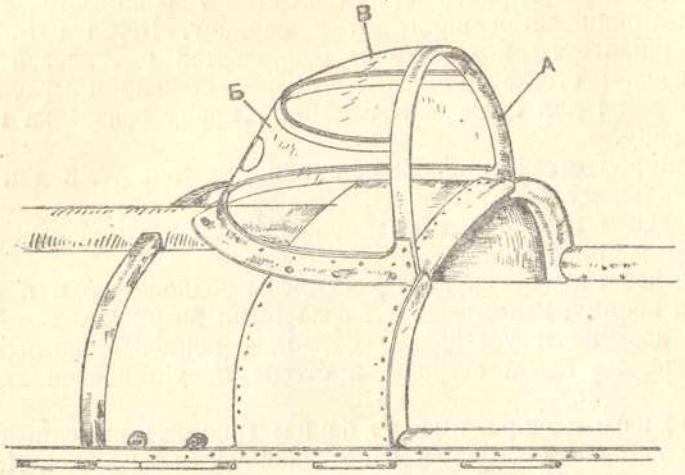


Рис. 39. Козырек кабины летчика.

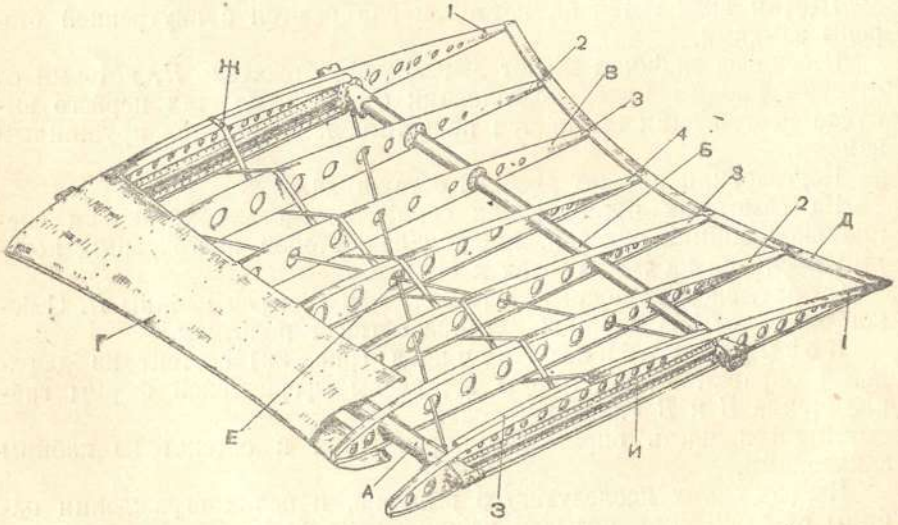


Рис. 40. Центроплан.

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 дюраля, за исключением лонжеронов и стыковых узлов, которые изготовляются из хромомолибденовой стали.

Центроплан состоит из переднего *А* и заднего *Б* лонжеронов, семи нервюр *В*, 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, длиною 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 × × 6 *мм*, с шайбами.

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

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

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

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

В местах крепления к лонжеронам нервюры имеют фланцы, приклепанные заклепками 3 × 7 *мм*.

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

Передний обтекатель и обод изготовлены из дюраля толщиной 0.5 *мм*.

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

К манжете *Г* приварен 1-*мм* фланец *Д*, к которому приклепывается заклепками размером 3 × 7 *мм* торцовая нервюра.

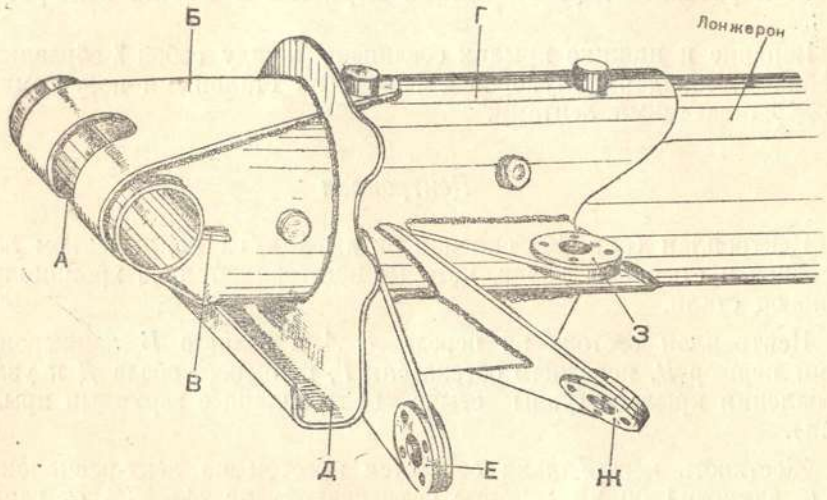


Рис. 41. Передний узел центроплана.

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 *Б* 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.

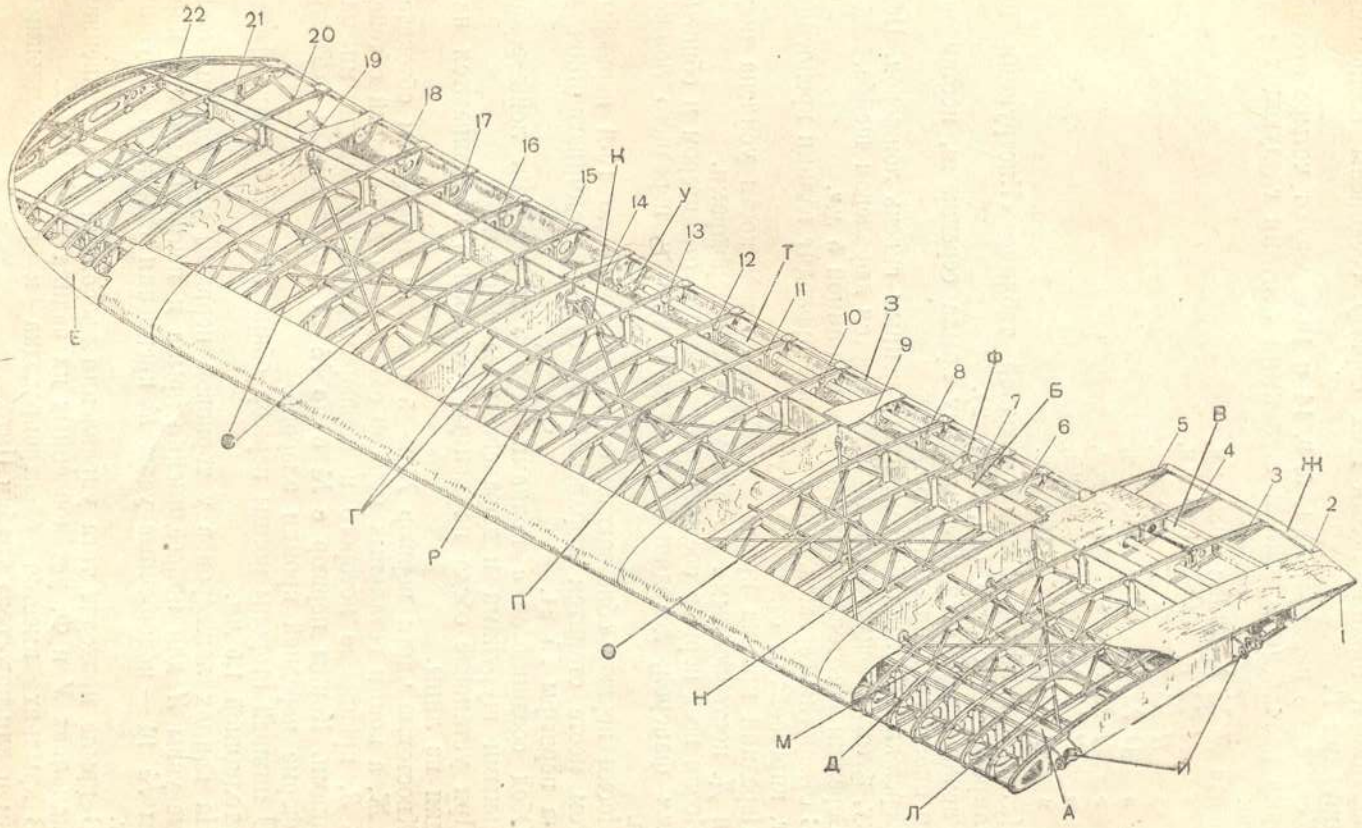


Рис. 42. Верхнее крыло.

Верхние и нижние полки всех нервюр соединены сосновыми стрингерами *Г*.

Усиленные нервюры № 1, 5, 9, 14 и 19 образуют четыре отсека, которые расчалены 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 дюраля толщиной 5 *мм*.

В отверстия сережек, 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 торцовой нервюры устансвлены стыковые узлы *И* для присоединения крыла к центроплану и у нервюры № 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.

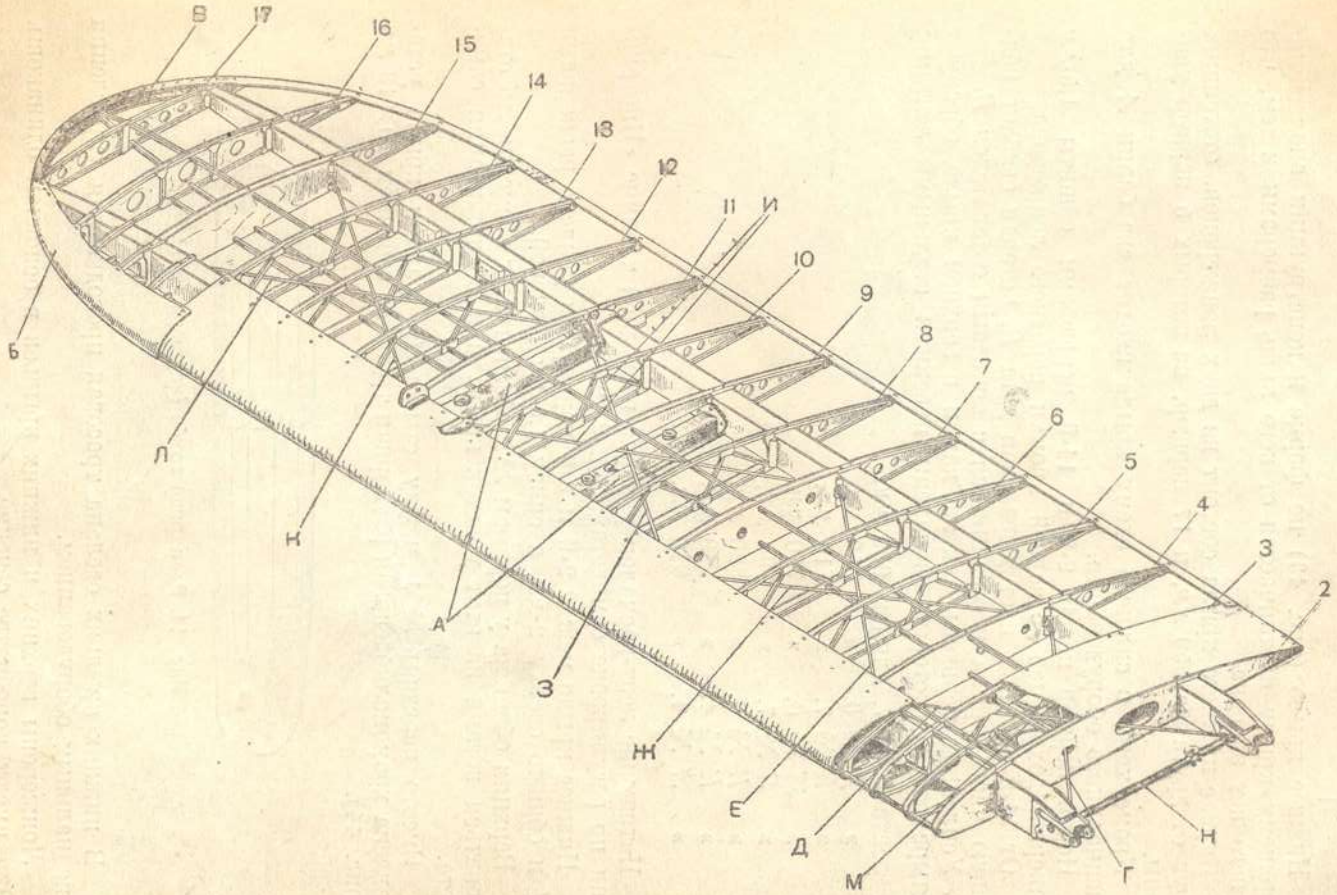


Рис. 43. Нижнее крыло.

Нижнее крыло (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 *А* 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 *Б*, которая огибает концевую часть крыла и соединяется с концевым обтекателем *В*.

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

лента *Г* № 7, длиною 650 *мм*,
» *Д* № 6, » 650 *мм*,
» *Е* № 7, » 710 *мм*,
» *Ж* № 6, » 710 *мм*,
» *З* № 7, » 790 *мм*,
» *И* № 6, » 820 *мм*,
» *К* № 4, » 840 *мм*,
» *Л* № 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 *М* 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 *Н*, сечением 20×18 *мм* (рис. 44).

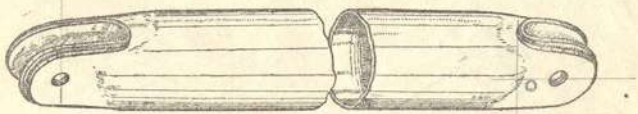


Рис. 44. Распорная труба (нервюра № 1).

В нижних крыльях сделана тросовая проводка для управления специальным оборудованием.

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

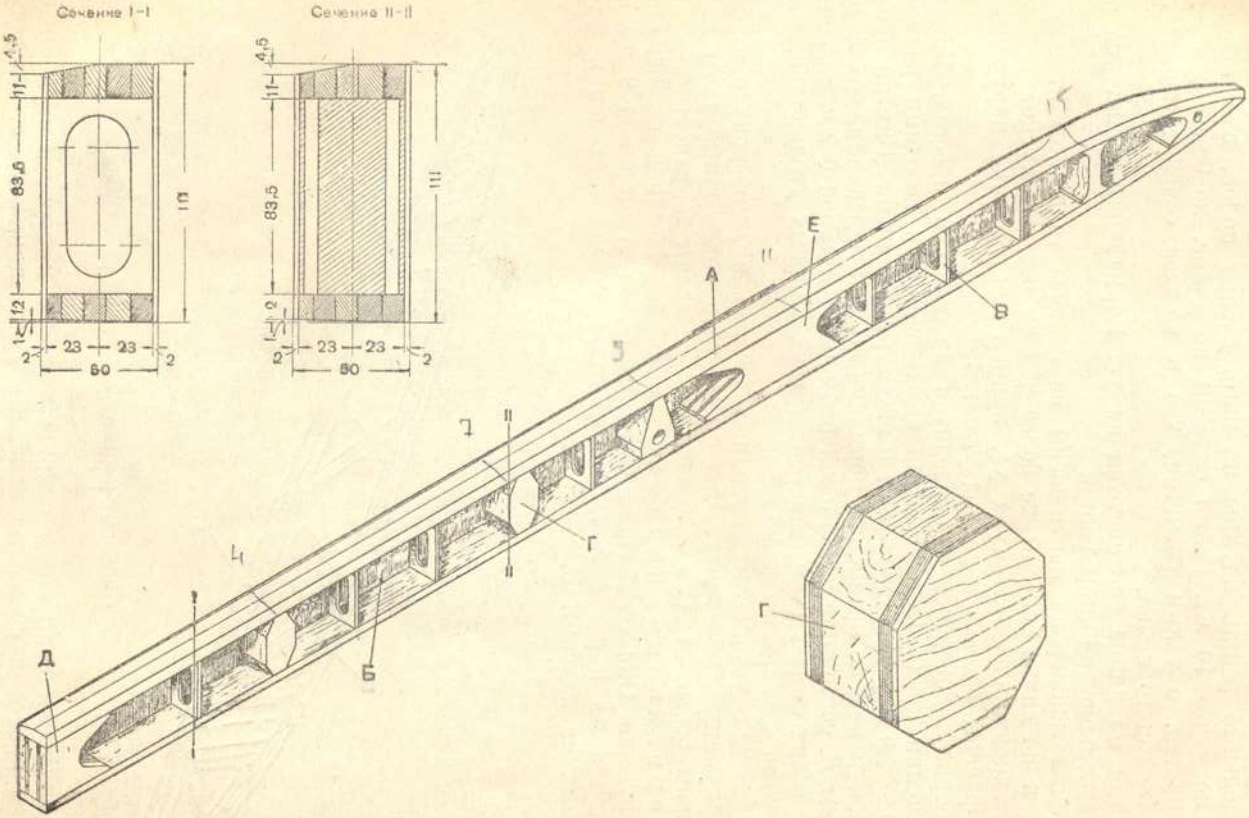


Рис. 45. Передний лонжерон нижнего крыла.

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 толщиною 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°.

Сборка лонжеронов производится на клею в прессах. Боковые стенки крепятся железными оцинкованными гвоздями размером 0,8 × 9 *мм*, поставленными в шахматном порядке. Внутри лонжерона, в местах крепления нормальных нервюр, поставлены диафрагмы *В*. состоящие из липовой бобышки толщиной 6 *мм*, оклеенной с обеих сторон 1-*мм* фанерой, и 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*.

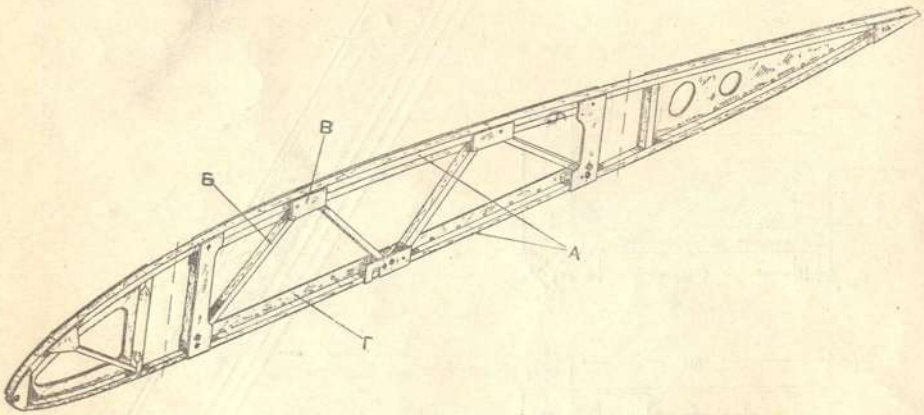


Рис. 46. Нормальная нервюра.

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.

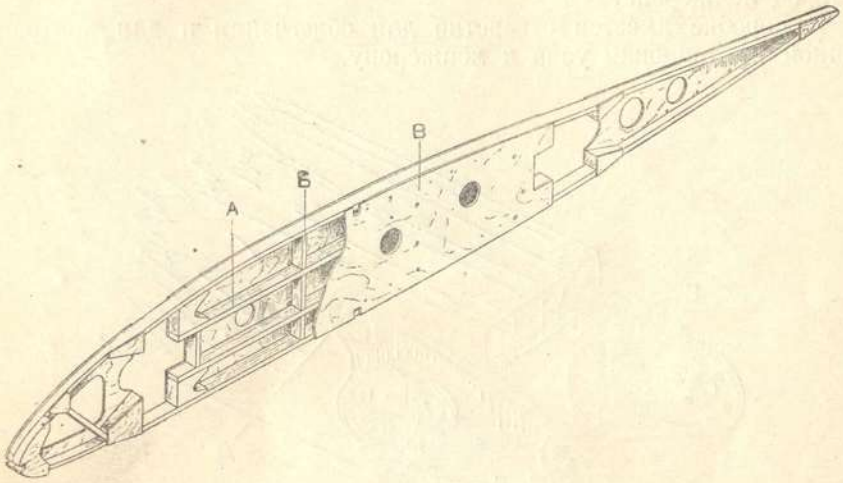


Рис. 47. Усиленная нервюра.

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

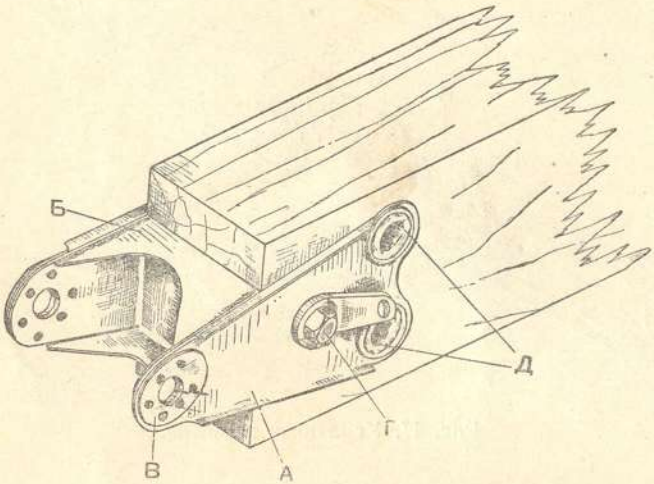


Рис. 48. Передний стыковой узел верхнего крыла.

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 × 16 × 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 × 10 × 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 перекос их в наружные стороны, ребра мешали стыковке крыльев с фюзеляжем, и поэтому стенки стыковых узлов крыльев подпиливали.

Отверстия в щеках узлов под стыковые болты развертываются при стыковке крыльев с центропланом и фюзеляжем и должны быть в узлах верхнего крыла $20A_3$ *мм*, в узлах нижнего крыла $16A_3$ *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 $K_z = 80$ *кг/мм*^{2}

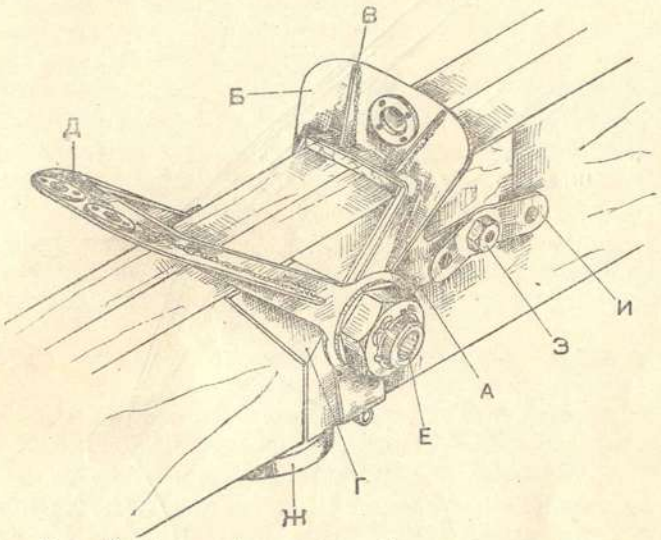


Рис. 49. Передний подстоечный узел нижнего крыла.

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

Обойма и ухо изготовлены из стали толщиной 2 *мм*. К уху *Б* 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 вклепанным в нее швеллером *Б*.

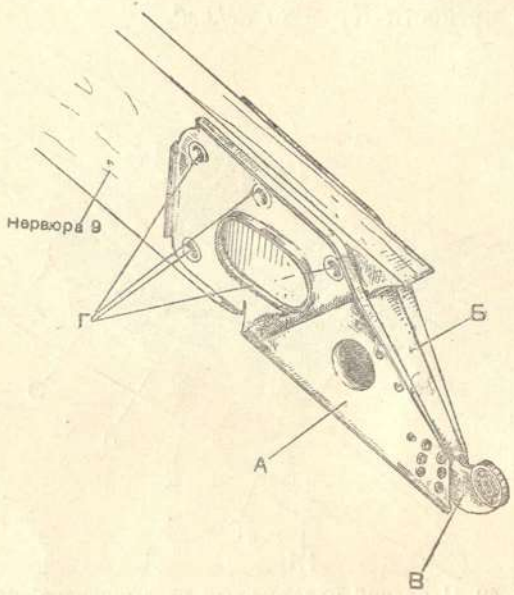


Рис. 50. Установка кронштейна элерона.

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° 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 дюраля 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*.

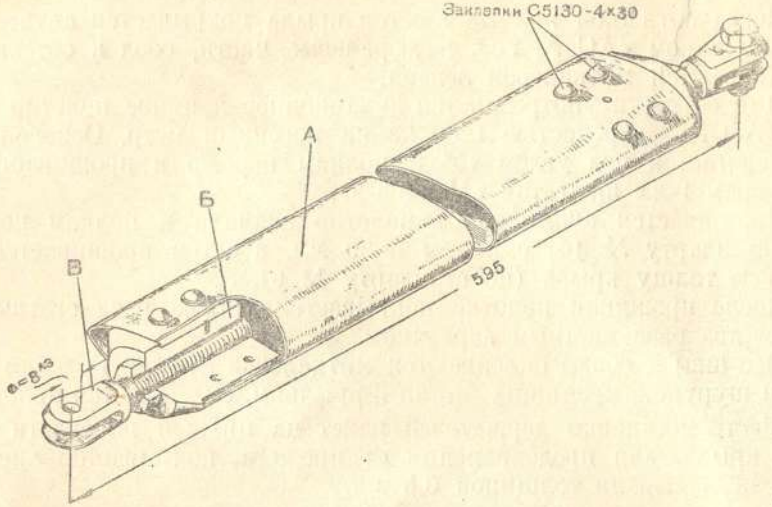


Рис. 51. Передняя стойка центроплана.

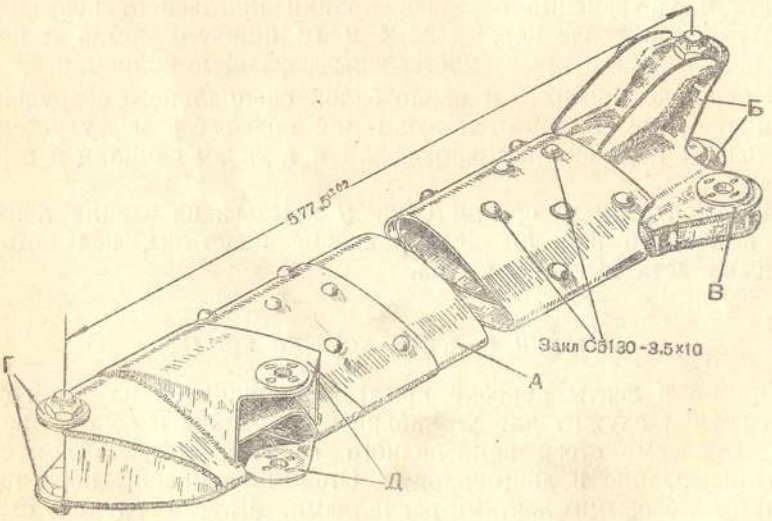


Рис. 52. Задняя стойка центроплана (1-й вариант).

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 $8А_8$ *мм* служат для установки стойки, а ушки *В* и *Д* с отверстиями $6А_3$ *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*.

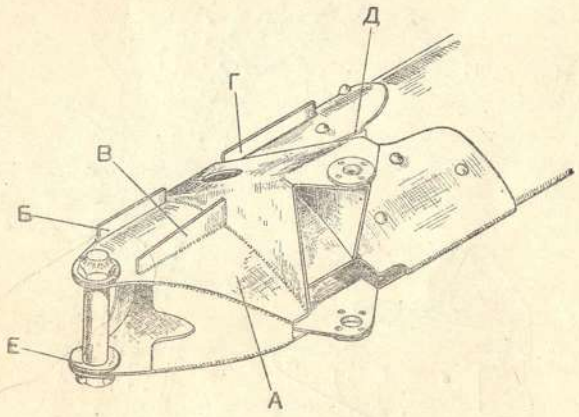


Рис. 53. Нижний конец задней стойки центроплана (2-й вариант).

На самолетах первого выпуска развертывали 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 эксплоатации 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 дюраля и имеет каплевидное сечение.

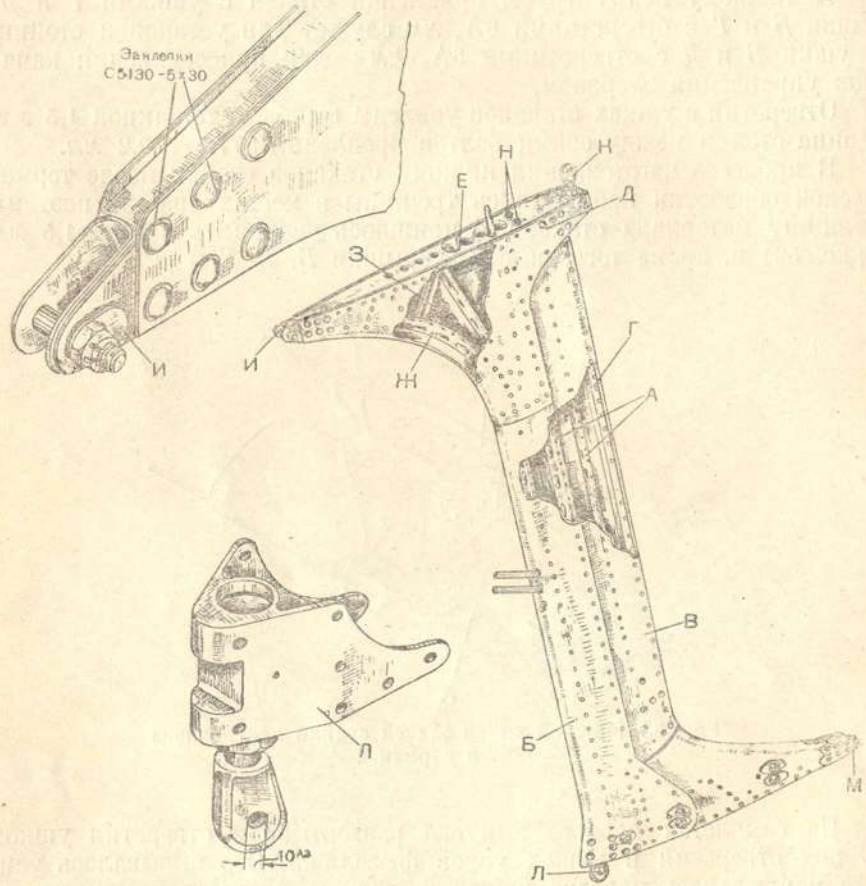


Рис. 54. Стойка коробки крыльев.

Стойка состоит из средней части и двух концевых выколоченных башмаков.

Средняя часть стойки состоит из двух П-образных профилей *А* толщиной 2 *мм* и двух обтекателей: переднего *Б* 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 $K_z = 100$ *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 эксплоатации 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 *А*, согнутого из 1-*мм* дюраля, и нервюр *Б* и *В*, имеющих верхнюю и нижнюю отбортовку.

Нервюры изготовлены из дюраля 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 × 7 *мм*.

Для облегчения лонжероны и нервюры имеют круглые выштампованные отверстия.

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

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

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

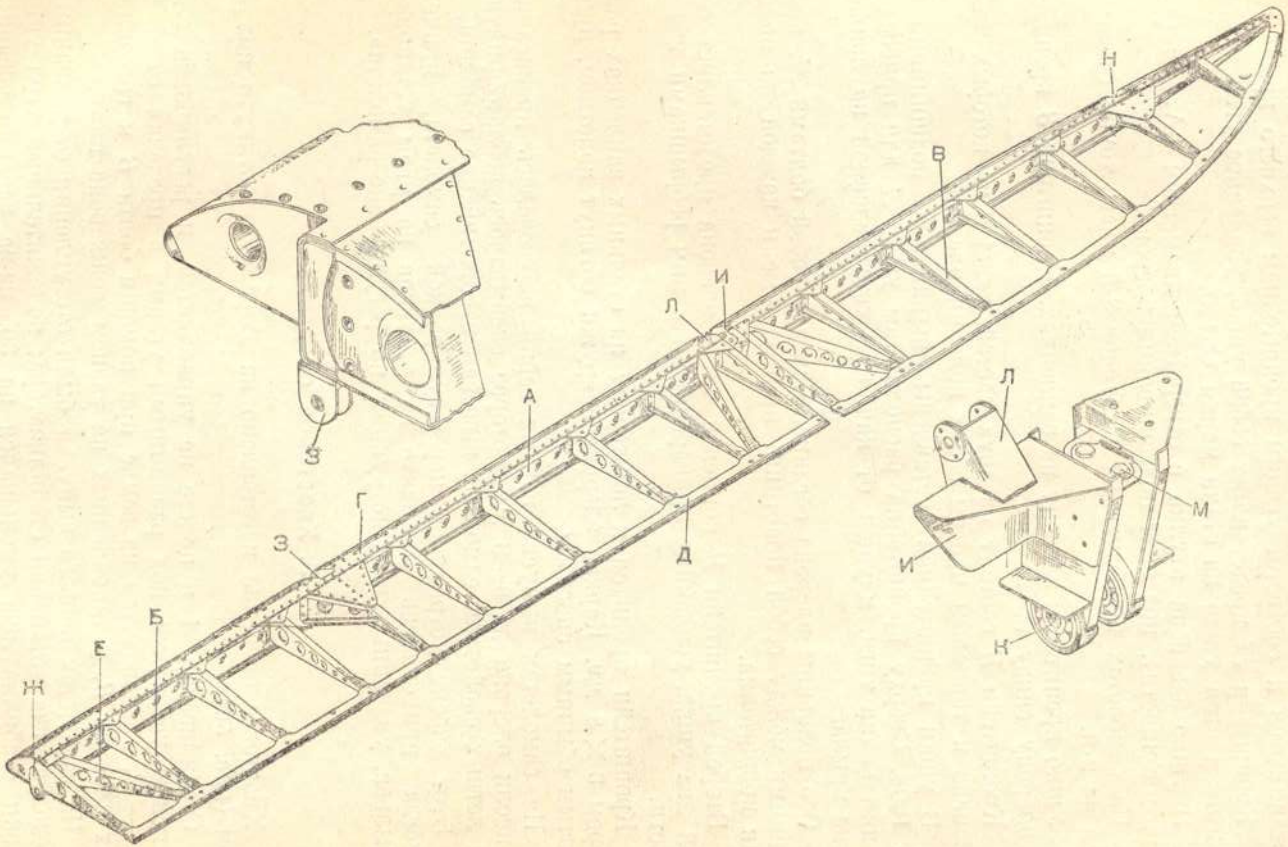


Рис. 55. Элерон.

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

Кронштейн *Ж* представляет собой ушко, усиленное угольником. Изготовляется ушко из стали марки С6140.

В ушко заварена втулка с отверстием диаметром $6A_3$ *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 3×8 *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 дюраля 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°, производится на земле при помощи болта *Б* 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′.

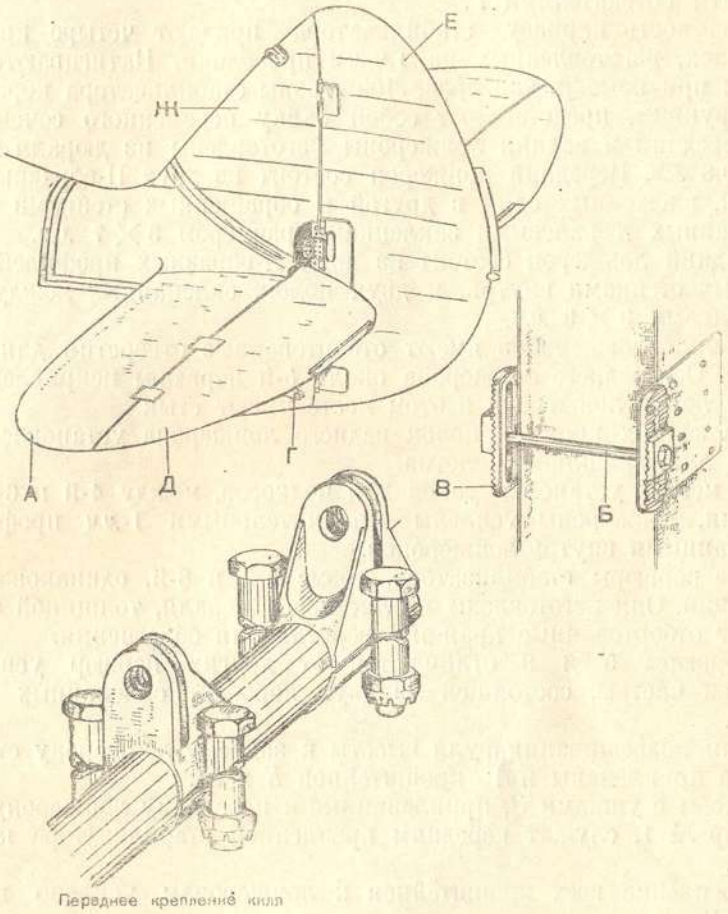


Рис. 56. Общий вид хвостового оперения.

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 дюраля 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 × 7 *мм*.

Задний лонжерон состоит из двух П-образных профилей, обращенных стенками внутрь, и двух полок, склепанных между собой заклепками 3 × 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 дюраля, 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 приклепаны пять кронштейнов *Е* и *Ж*.

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

Крепление всех кронштейнов к лонжеронам усилено накладками *И*.

Кронштейны *Е* коробчатой формы, изготовлены из 1-*мм* дюраля. 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 приклепаны к стенкам дюралевой коробки.

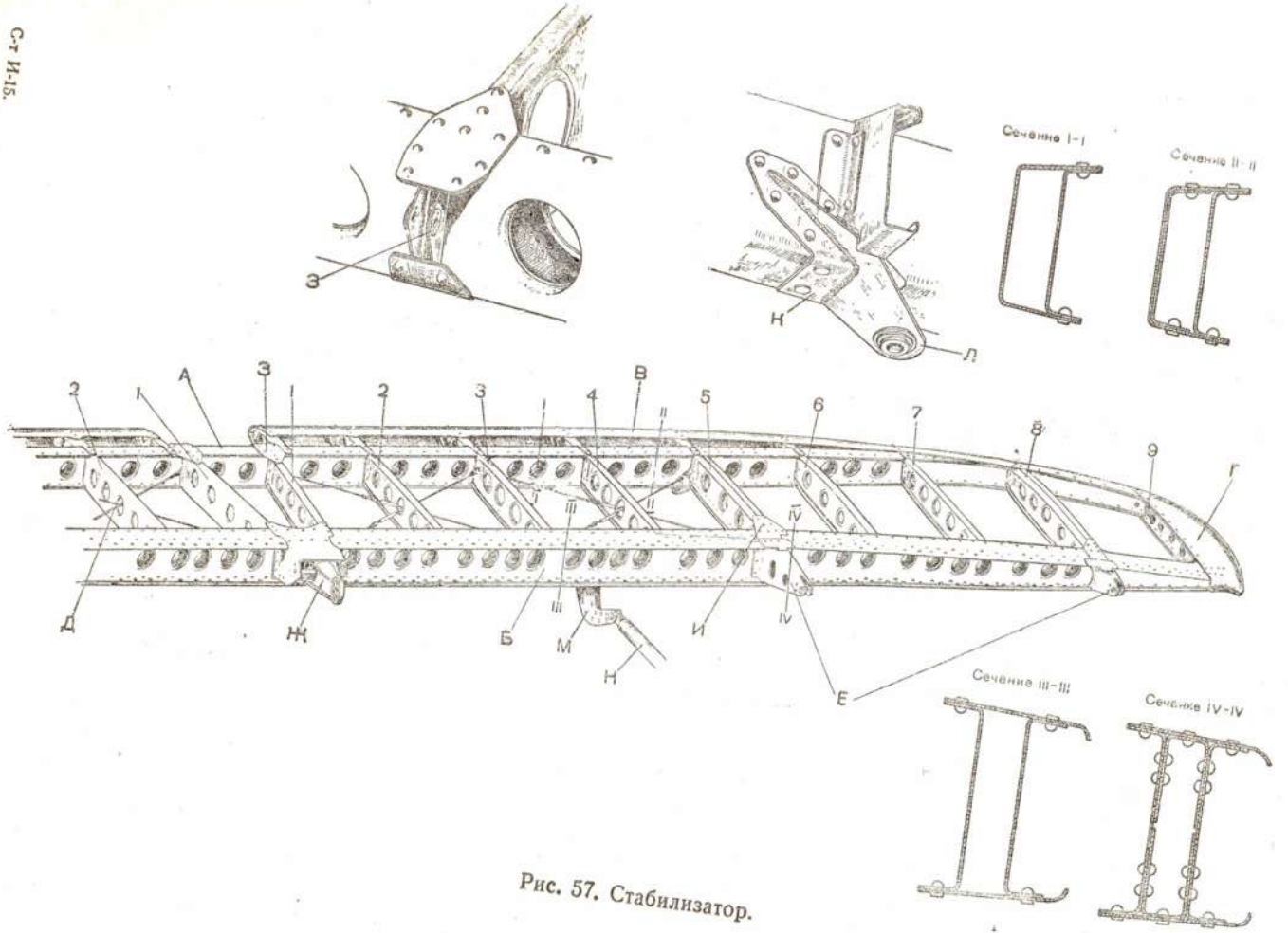


Рис. 57. Стабилизатор.

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*.

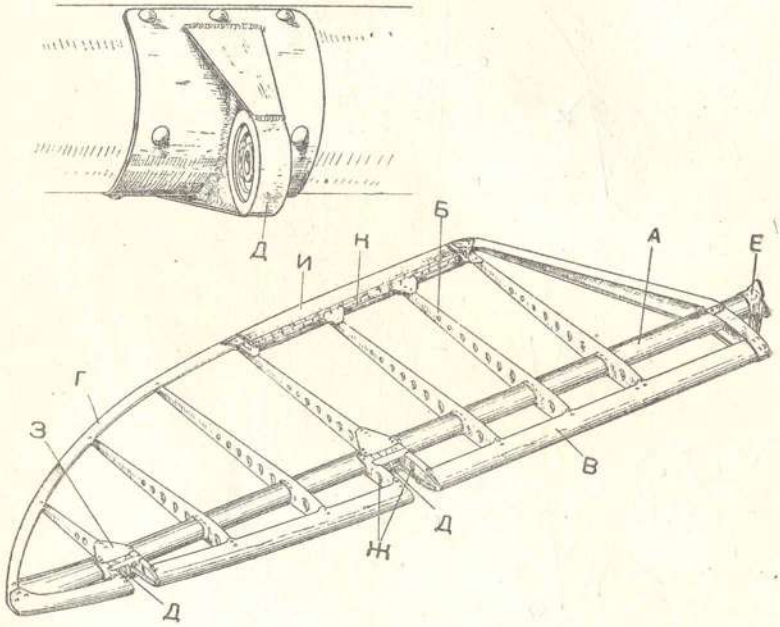


Рис. 58. Руль высоты.

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 × 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 *Б* руля высоты (рис. 58) выштампованы из листового дюраля толщиной 0,5 *мм*. Они имеют отбортованные края и отверстия для облегчения и прикреплены к лонжерону заклепками 2,6 × 6 *мм*.

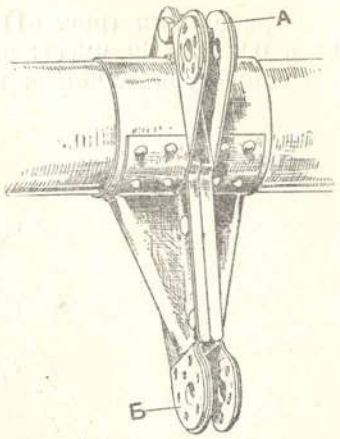


Рис. 59. Установка рычага руля высоты.

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 × 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 дюраля. Он согнут из одного листа *А* толщиной 0,8 *мм*, края которого связывают между собою профиль *Б* и концевые вкладыши *В*.

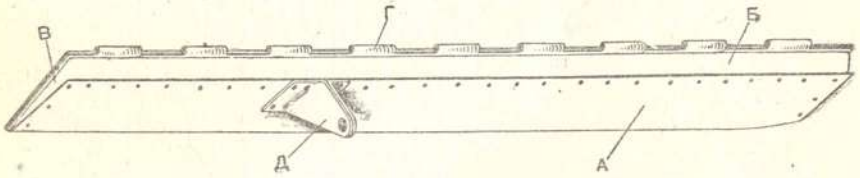


Рис. 60. Флетнер руля высоты.

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 флетнера уменьшены по ширине (с 66 до 63 *мм*), в целях устранения перекомпенсации руля высоты.

Киль

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

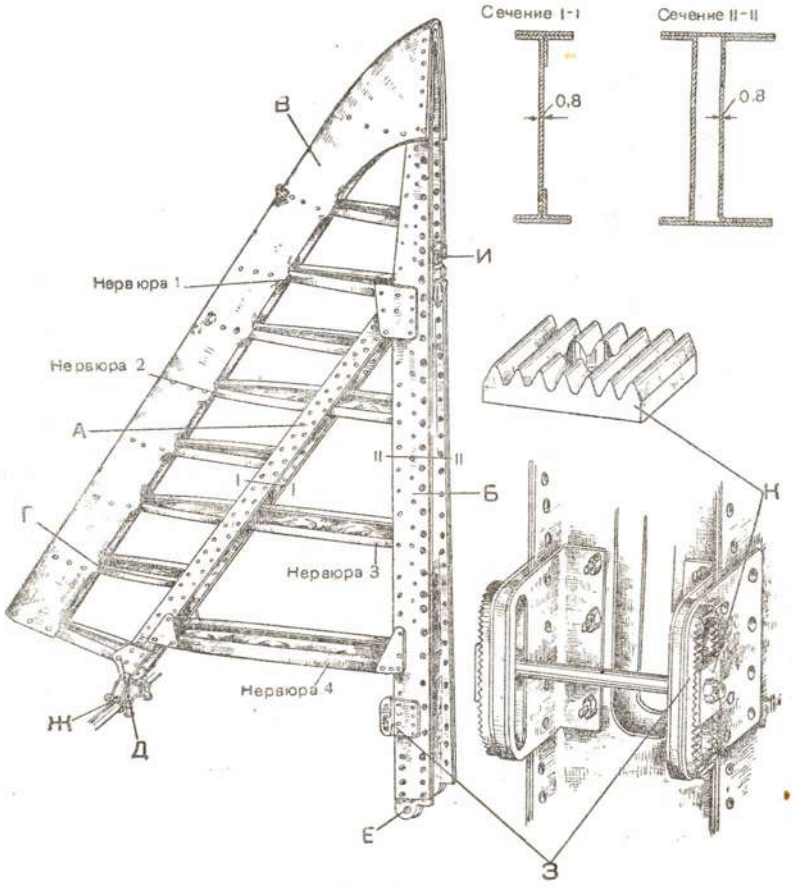


Рис. 61. Киль.

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 отбортованные 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 киля на поперечной трубе хвостовой части фюзеляжа осуществляется через стальные, фрезерованные специальные хомуты *Ж*, состоящие из двух половин (рис. 56).

К ушкам киля хомуты крепятся болтами диаметром 6 *мм*. Заднее крепление киля выполнено конусными шпильками размером 10 × 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 киля на 1°32′.

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

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

Если самолет заворачивает влево и возможности поворота киля исчерпаны, 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 × 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 киля 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 киля).

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.

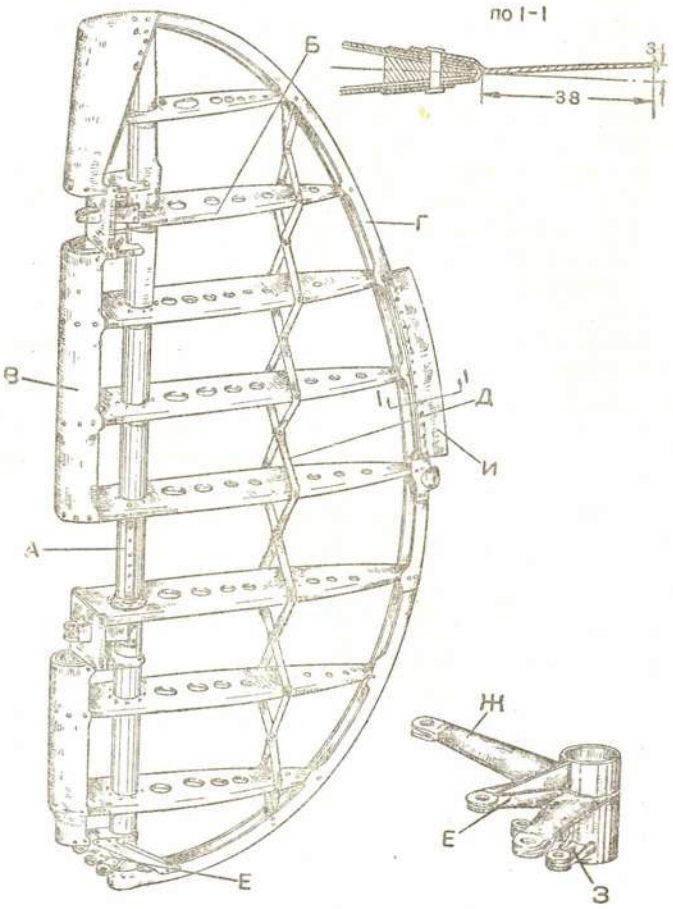


Рис. 62. Руль поворота.

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*, приклепанными к концам труб заклепками 3 × 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 приклепаны к стенкам ушков заклепками 3 × 10 и 2 × 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).

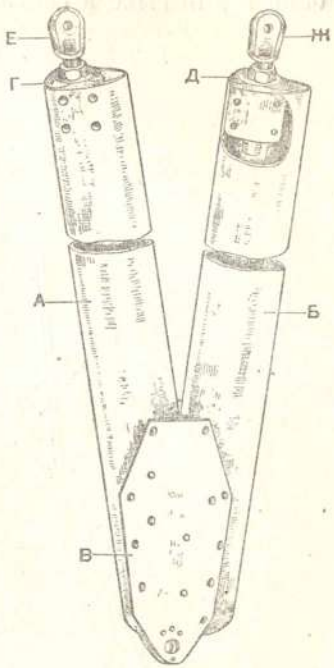


Рис. 63. Подкос стабилизатора.

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.

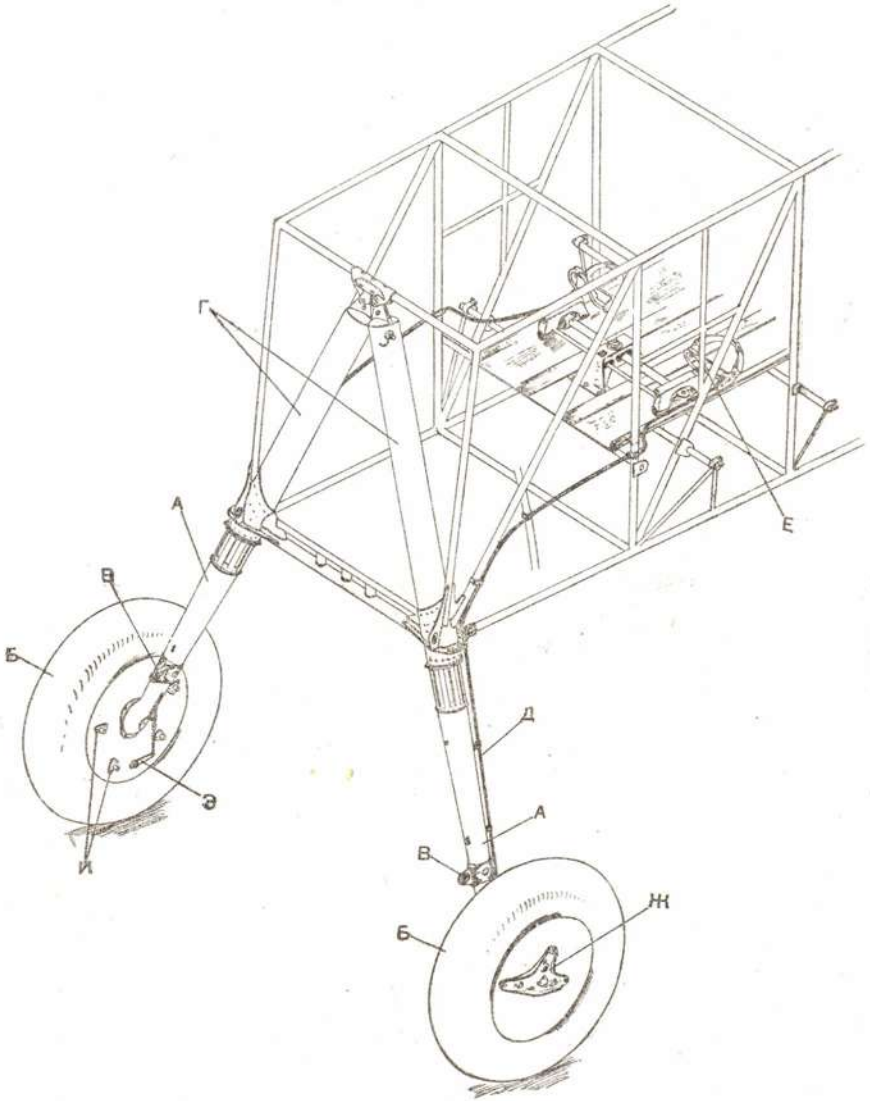


Рис. 64. Установка шасси и управление тормозами.

Нижним концом картер вставлен и склепан стальными заклепками марки С2570 размером 4 × 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.

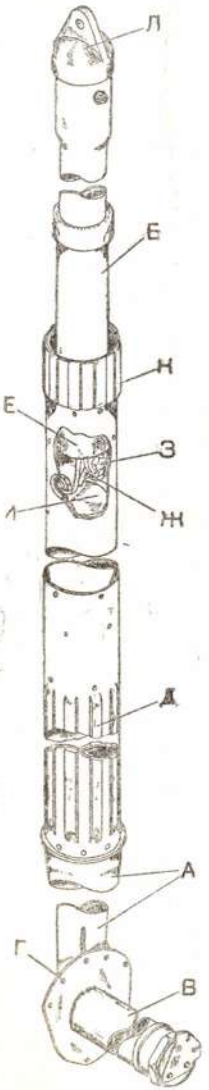


Рис. 65. Нога шасси без картера.

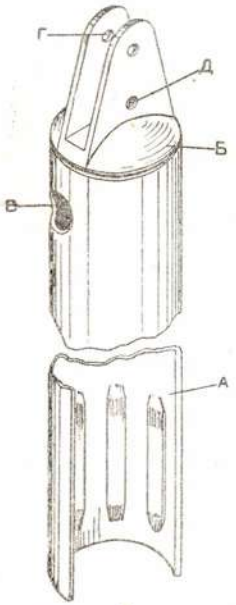


Рис. 66. Картер ноги шасси.

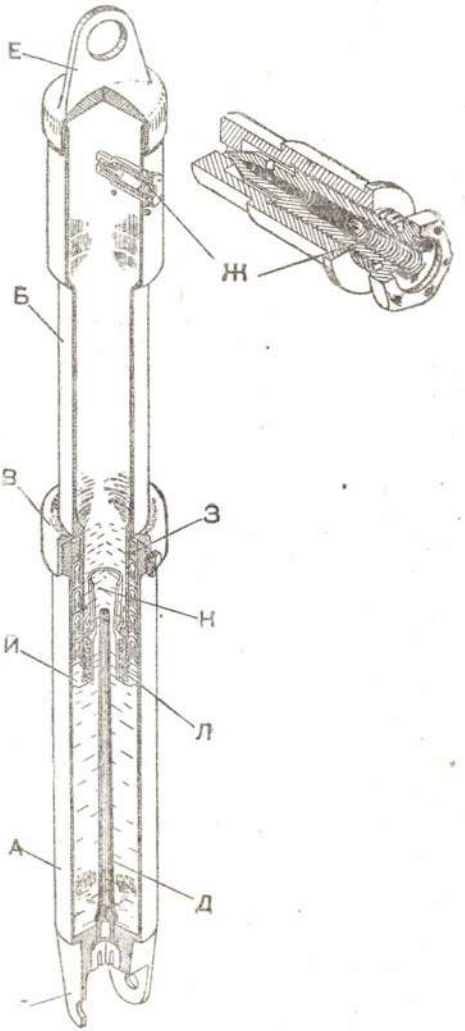


Рис. 67. Амортизатор ноги шасси.

На шлицах ног имеются риски, поставленные через 10 *мм*. При нормальной зарядке воздухом 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*³. Смесь 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 дифузора при движении поршня в цилиндре и тем затратить большую работу на трение жидкости о стенки дифузора 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 донышко *И*, крепящее пакет манжет. В донышке имеются окна для прохода смеси из поршня в цилиндр при обратном движении поршня.

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

Между донышком *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 костылем и поглощается работою их амортизаторов.

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

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

Смесь, заполняя поршень, уменьшает об'ем 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 дифузор опускается книзу, и жидкость протекает не только через его среднее отверстие, но и по бокам дифузора и через отверстия в донышке *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 боуденовскую оболочку, и тормозных педалек *Е*, установленных на ножных педалях.

Колеса тормозятся механическим способом. При нажиме 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 *Б*.

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.

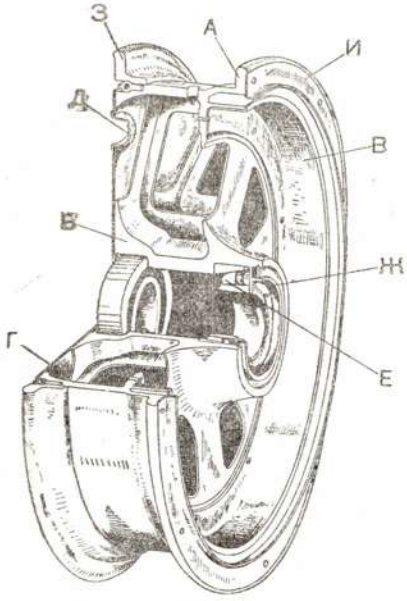


Рис. 68. Тормозное колесо.

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 с'емным. 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-

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.

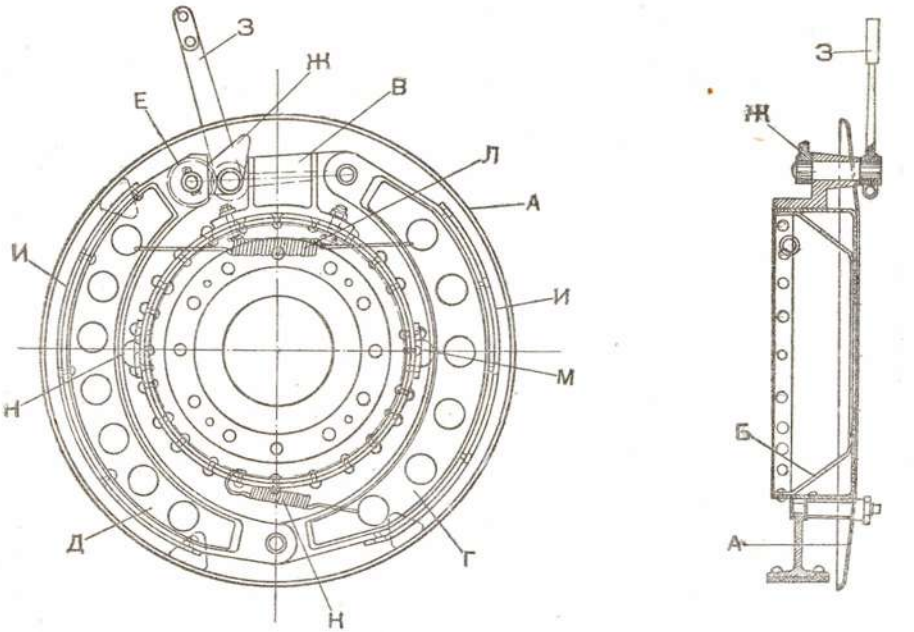


Рис. 69. Тормоз колеса.

При эксплоатации 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 нажиме 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 *Б*, 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 *Б*.

Ход педальки сокращен до 30—35 *мм*.

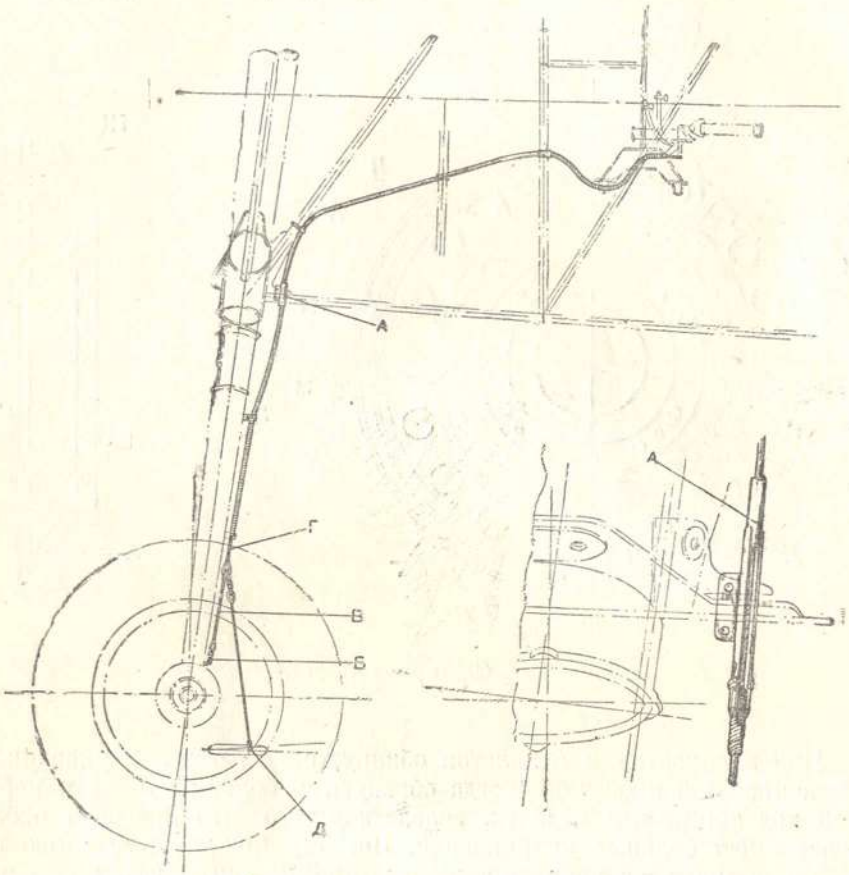


Рис. 70. Схема управления тормозами (2-й вариант).

Ввиду того, что в условиях эксплоатации 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.

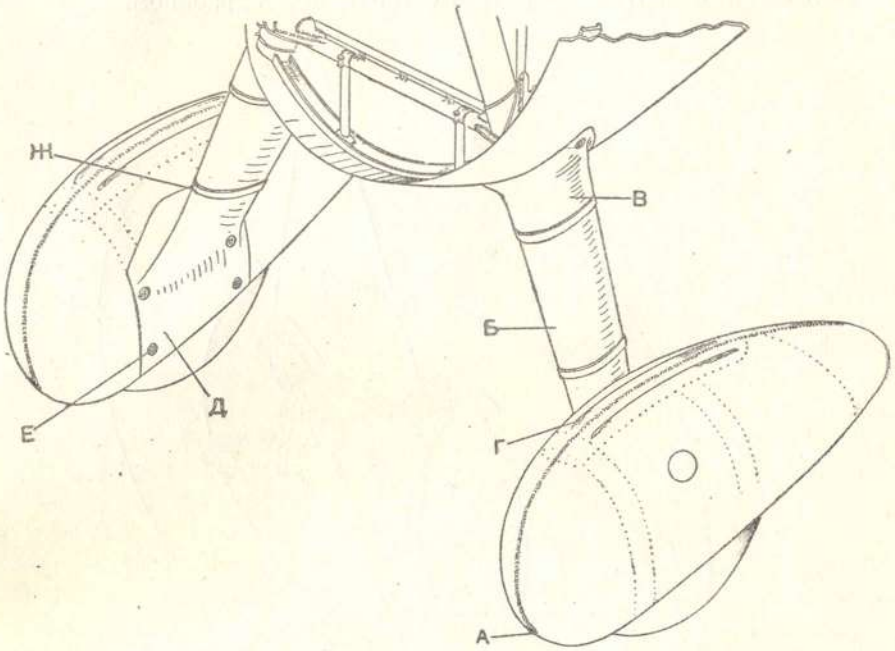


Рис. 71. Установка обтекателей шасси.

Для удобства обслуживания самолета на обтекатель колеса можно становиться ногами. Для этого сверху на обтекателе 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 эксплоатации 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 *Б* вместе с тормозным барабаном.

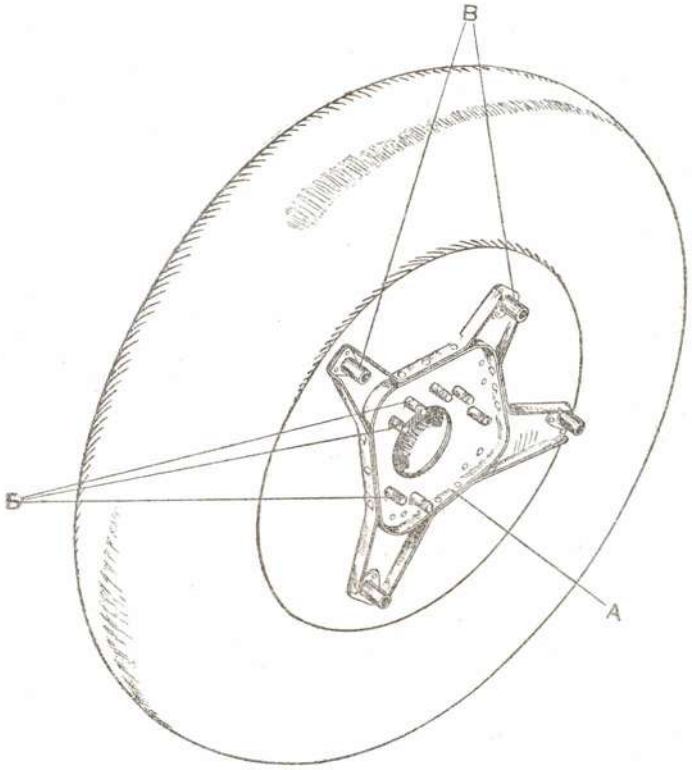


Рис. 72. Звездочка для внутреннего крепления обтекателя шасси.

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 дюраля толщиной 0,8 *мм*. Верхний обтекатель ноги *В* (рис. 71) выколоченной поверхностью соединяется с капотом фюзеляжа и моторамы при помощи замков.

К среднему обтекателю ноги *Б* 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 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.

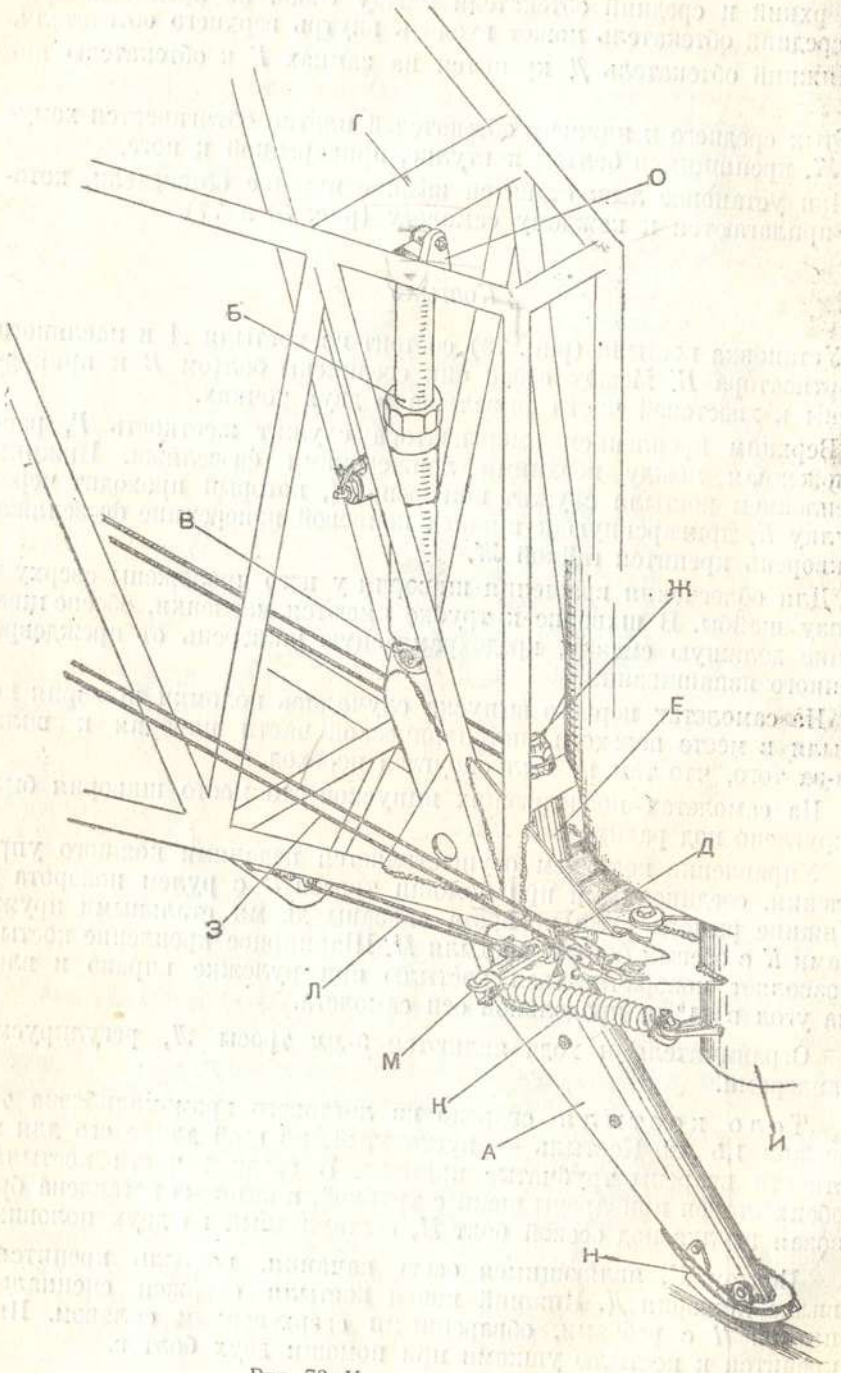


Рис. 73. Установка костыля.

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

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

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

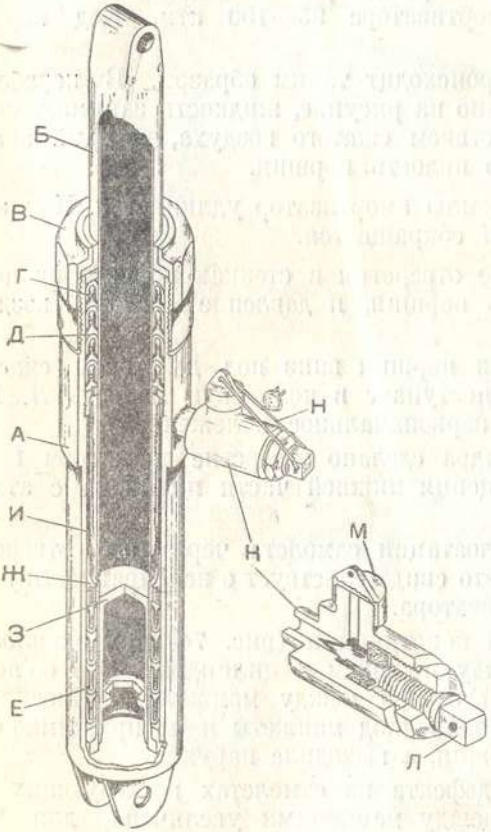


Рис. 74. Амортизатор костыля (1-й вариант).

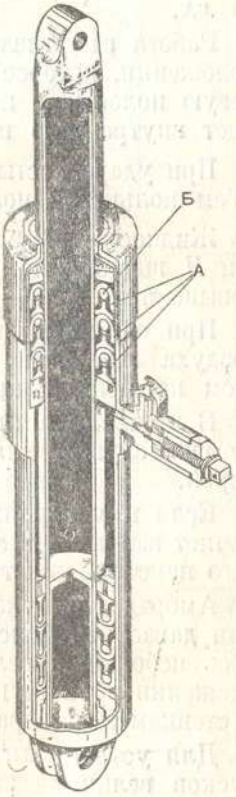


Рис. 75. Амортизатор костыля (2-й вариант).

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

Поршень *Б* имеет донышко *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*³ жидкости, состоящей из 80% динамитного 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 об'ем 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 эксплоатации самолета через это отверстие начнет вытекать смесь, то это свидетельствует о неисправности нижнего пакета манжет амортизатора.

Амортизатор указанной конструкции (рис. 74) при эксплоатации давал течь смеси между поршнем и цилиндром. Это об'яснялось 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 *Б* 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 ясеневого полоза, прикрепленного к деревянной ферме, состоящей из лонжерона, шпангоутов и стрингеров. К ферме крепится кабан, сваренный из стальных труб.

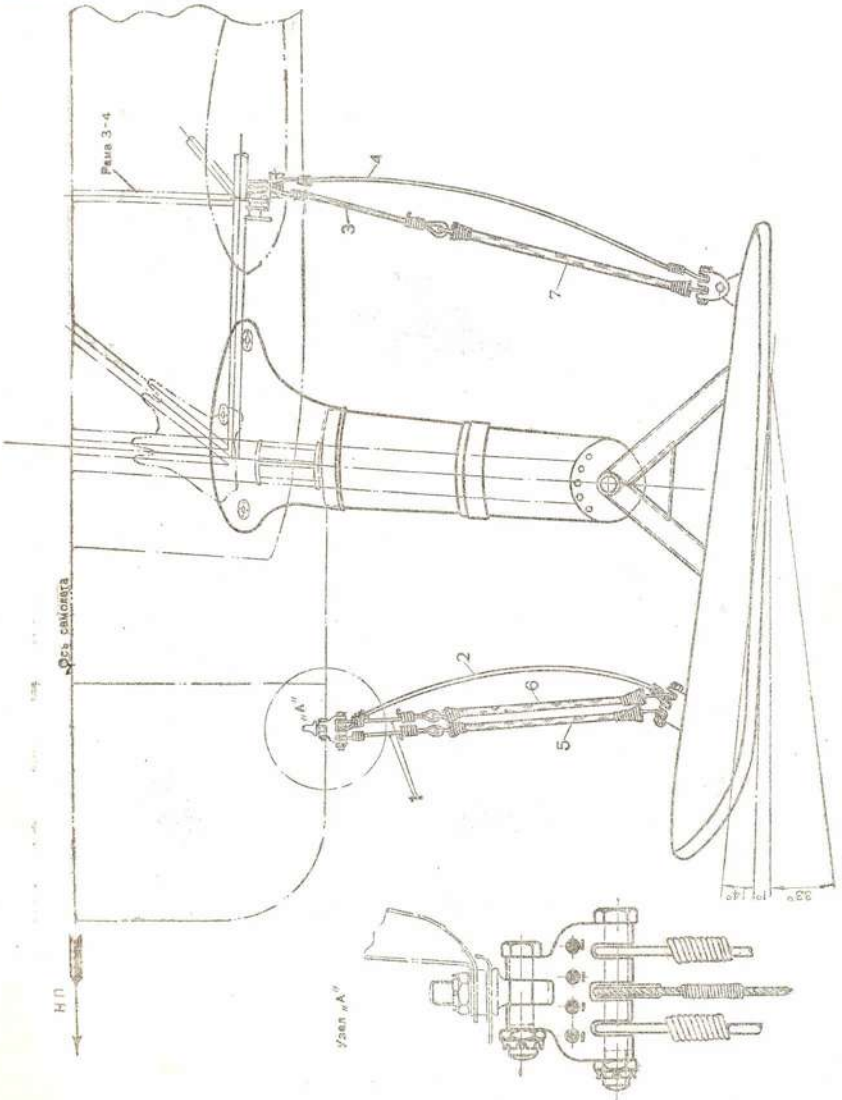


Рис. 76. Установка лыжи (1-й вариант).
1— проволока, 2—трос, 3—проволока, 4—трос, 5, 6 и 7—амортизаторы. Угол 1°—установочный, угол 14°—отклонение лыжи вверх, угол 33°—отклонение лыжи вниз.

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*.

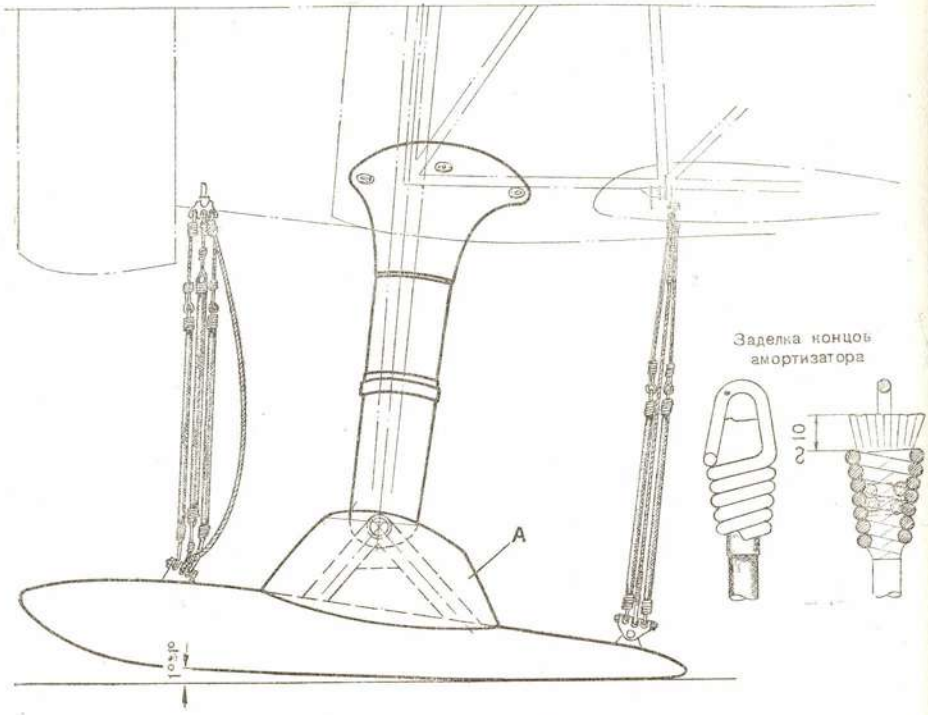


Рис. 77. Установка лыжи (2-й вариант).

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

Угол установки лыжи равен 1°. 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 сережки крепления необходимо переделать под крепление к ним трех амортизаторов. Для этого следует среднюю прорезь передних сережек распилить до 11 *мм* для того, чтобы там могли быть укреплены общим болтом ушко кулона среднего амортизатора и коуш ограничительного троса.

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

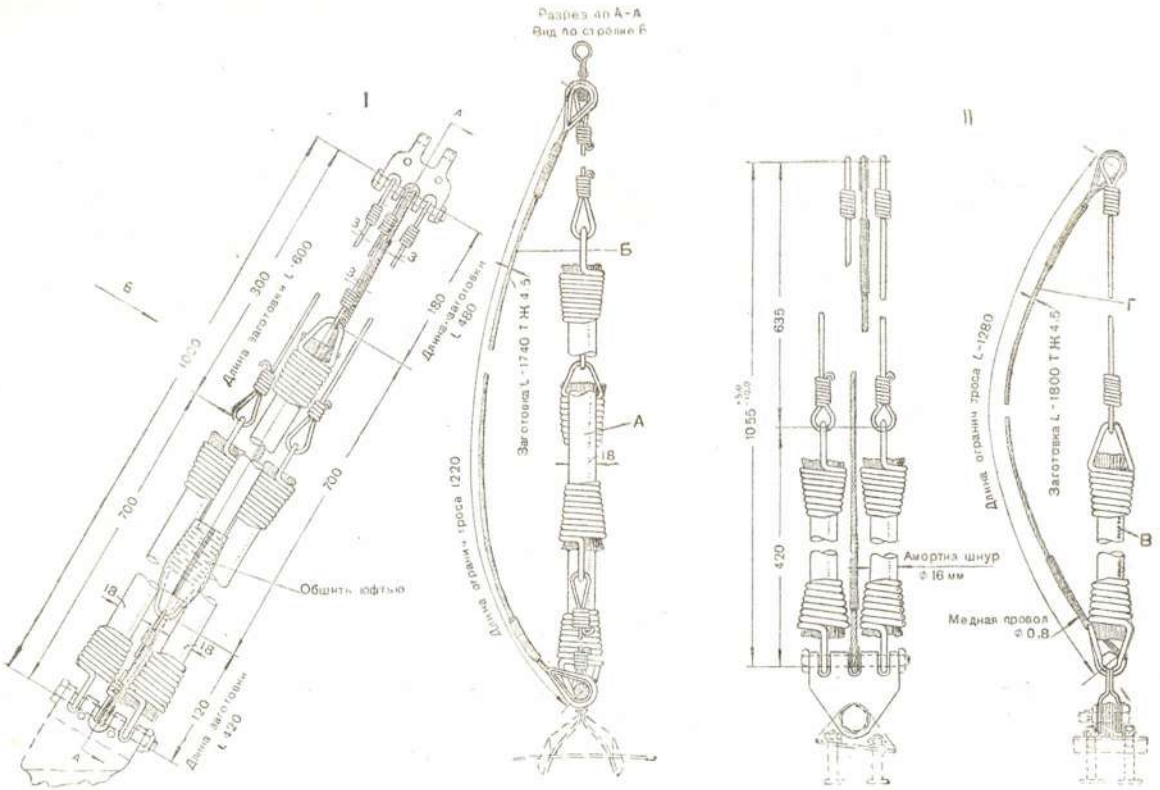


Рис. 78. Детали крепления главной лыжи.
I—передняя амортизация лыжи, II—задняя амортизация лыжи.

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*.

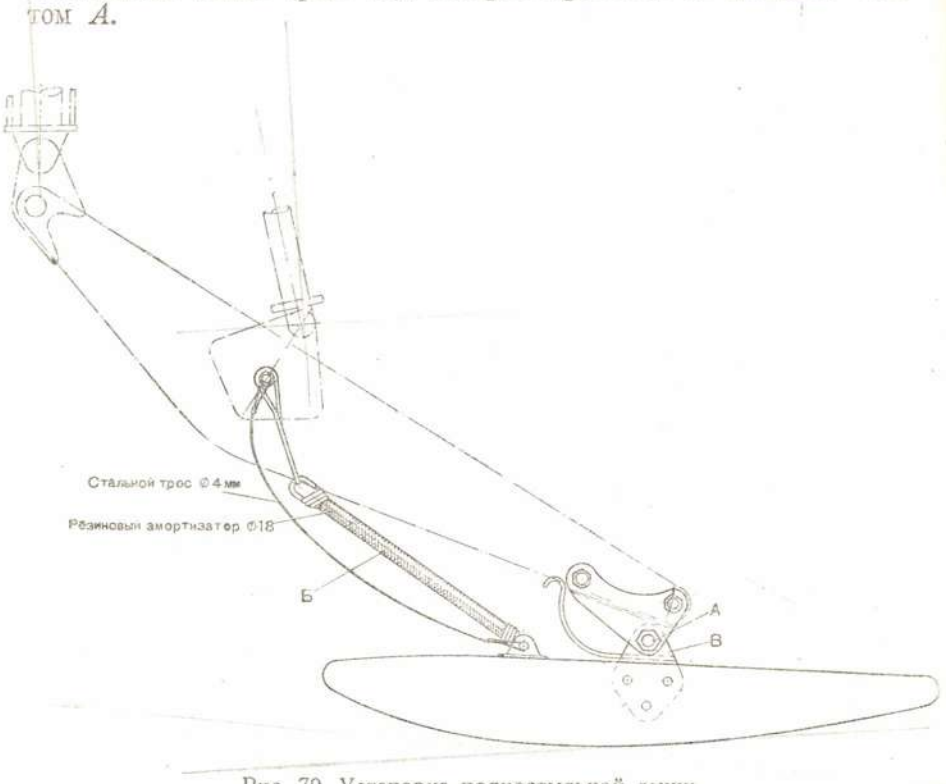


Рис. 79. Установка подкостыльной лыжи.

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.

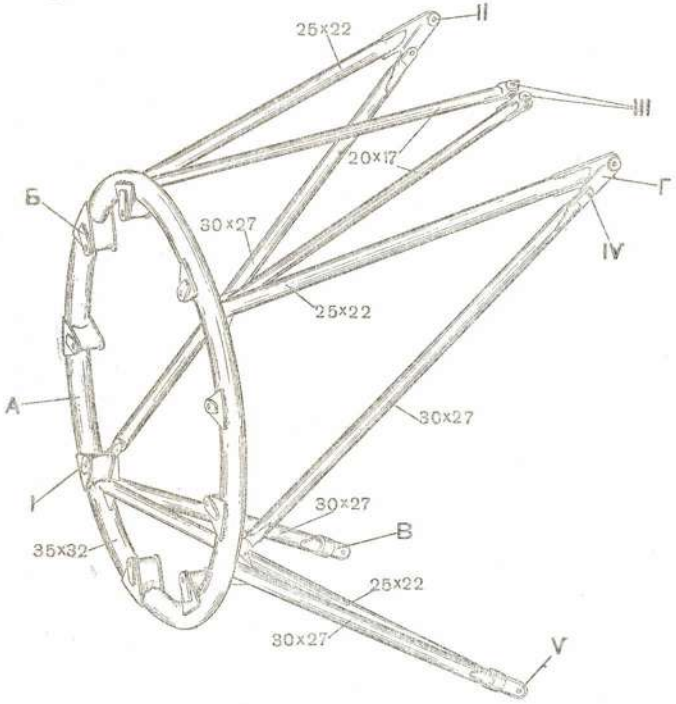


Рис. 80 Моторама.

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 *А* и девяти подкосов: четырех верхних, трех нижних и двух боковых, из которых два боковые и два верхние с'емные.

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

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

Кольцо, после приварки косынок и втулок, подвергается термической обработке до $K_z = 70$ *кг/мм*^{2}.

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

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 уравновешенностью 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 остались без изменения.

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

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

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

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

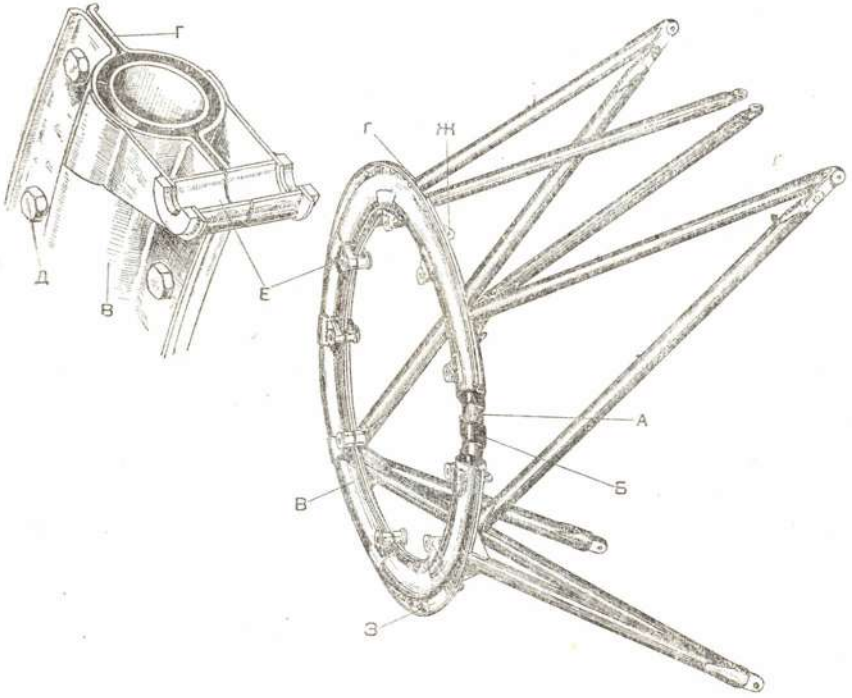


Рис. 81. Амортизированная моторама.

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

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 Naca. Капот смонтирован на дюралевом каркасе, состоящем из продольных профилей *А* и кольца *Б*, укрепленных при помощи стальных кронштейнов *В* к мотору.

Между фюзеляжем и задней кромкой капота Naca 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 эксплоатации 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 *Б* 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 *Б* под лентой *З*. Задние концы профилей крепятся откидными замками *П*, контрящимися булавками *Р*.

Посредине щитки капота стянуты лентой *У*.

Втулка винта закрыта дюралевым раз'емным 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 эксплоатации 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

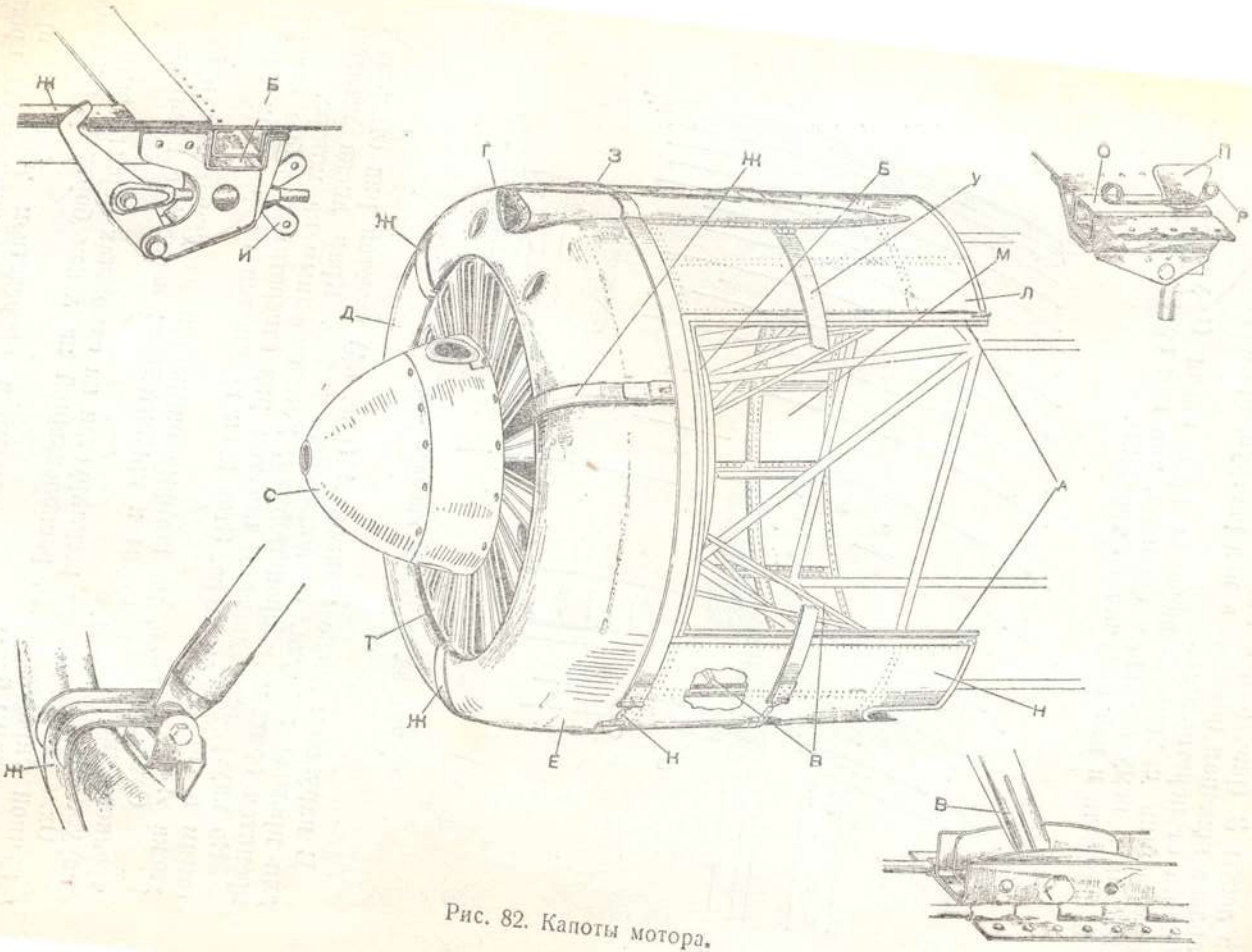


Рис. 82. Капоты мотора.

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

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

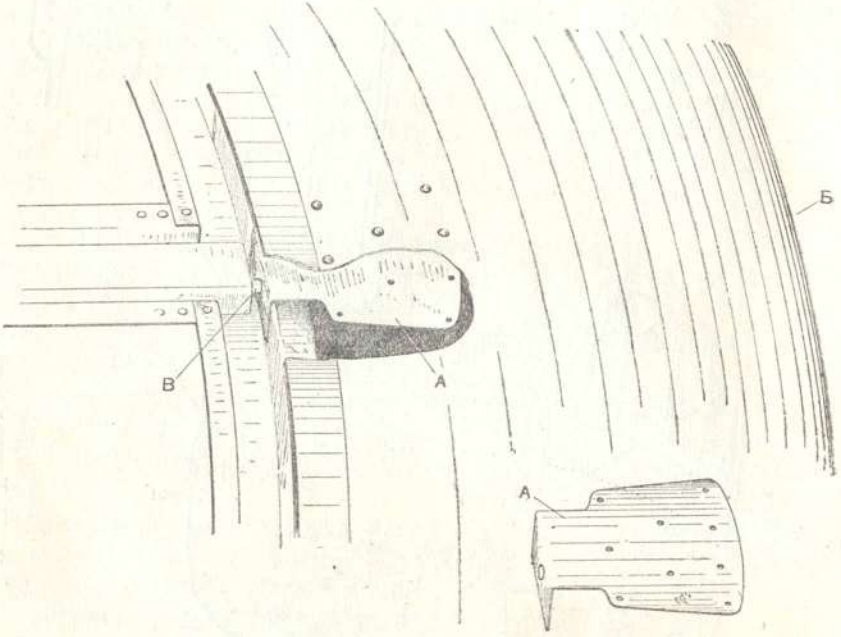


Рис. 83. Усиление крепления лобового капота.

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

Во внутреннем диске *Б* 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 *Б*.

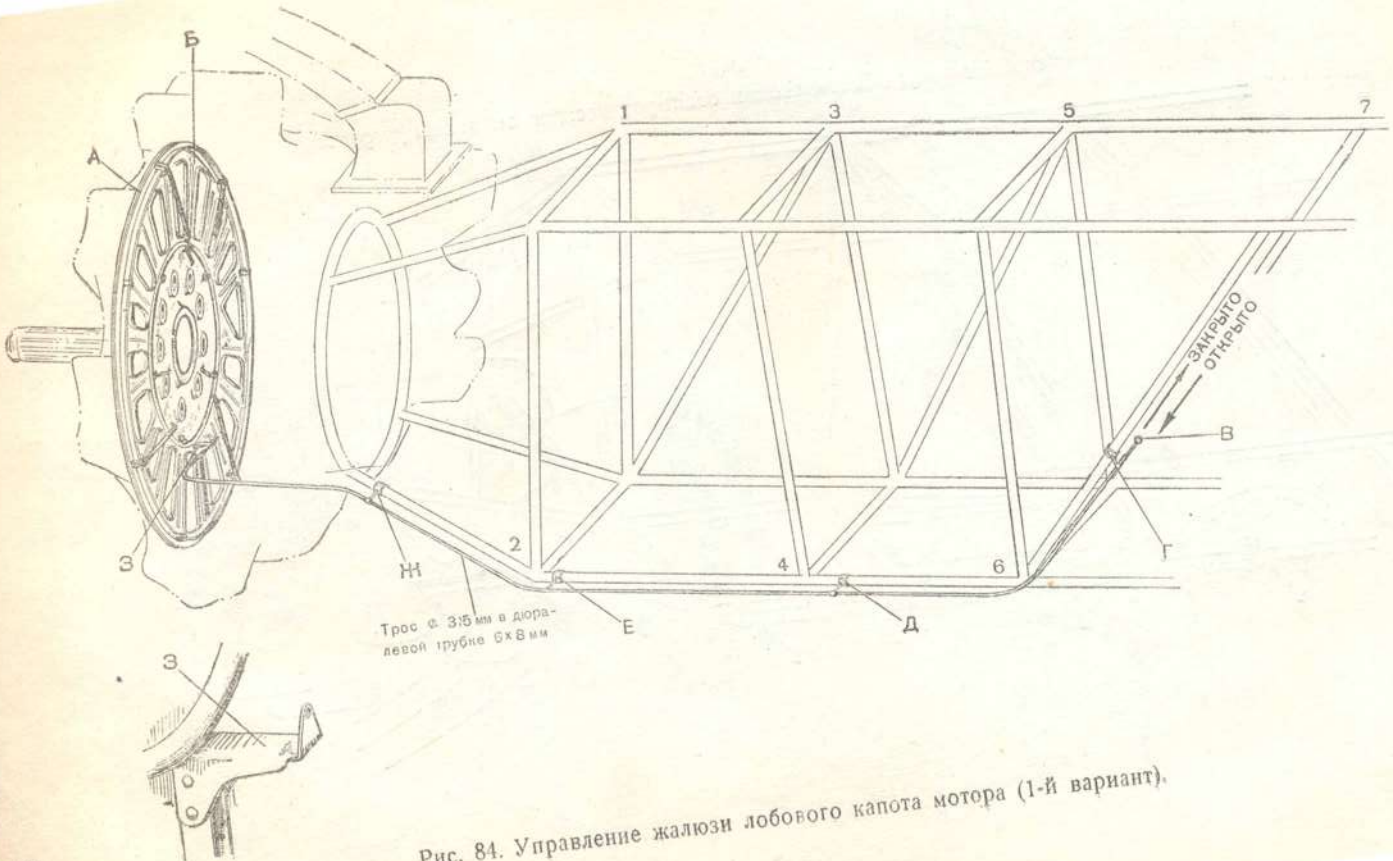


Рис. 84. Управление жалюзи лобового капота мотора (1-й вариант).

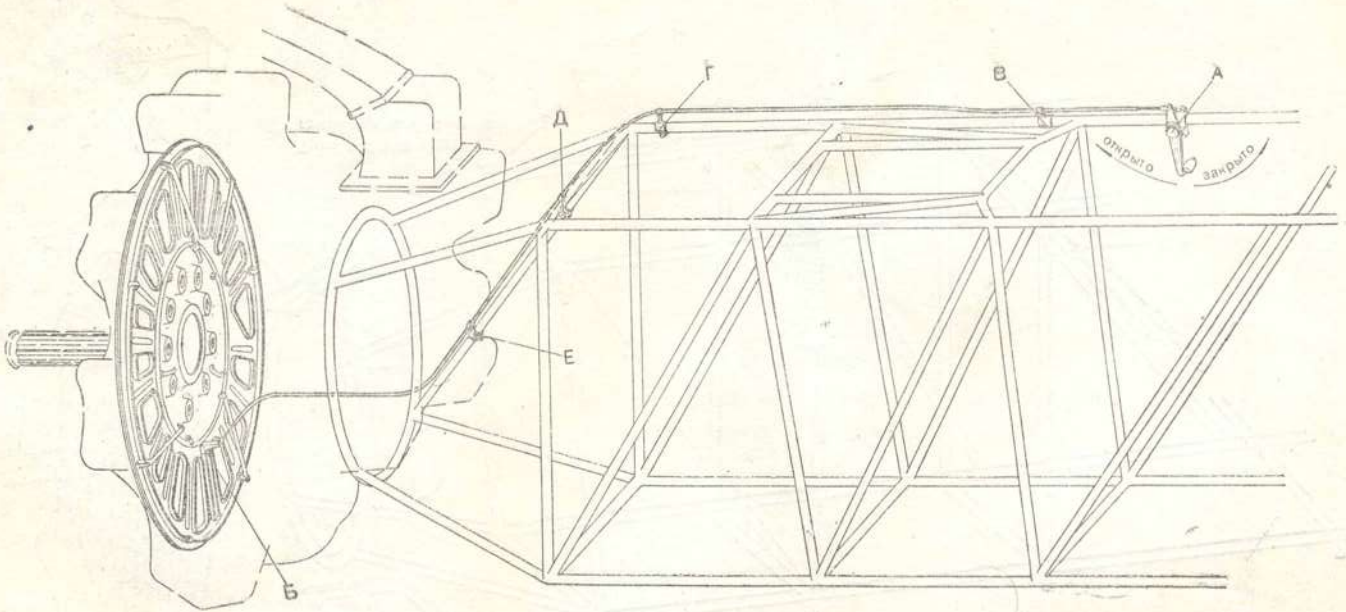


Рис. 85. Управление жалюзи лобового капота мотора (2-ой вариант).

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.

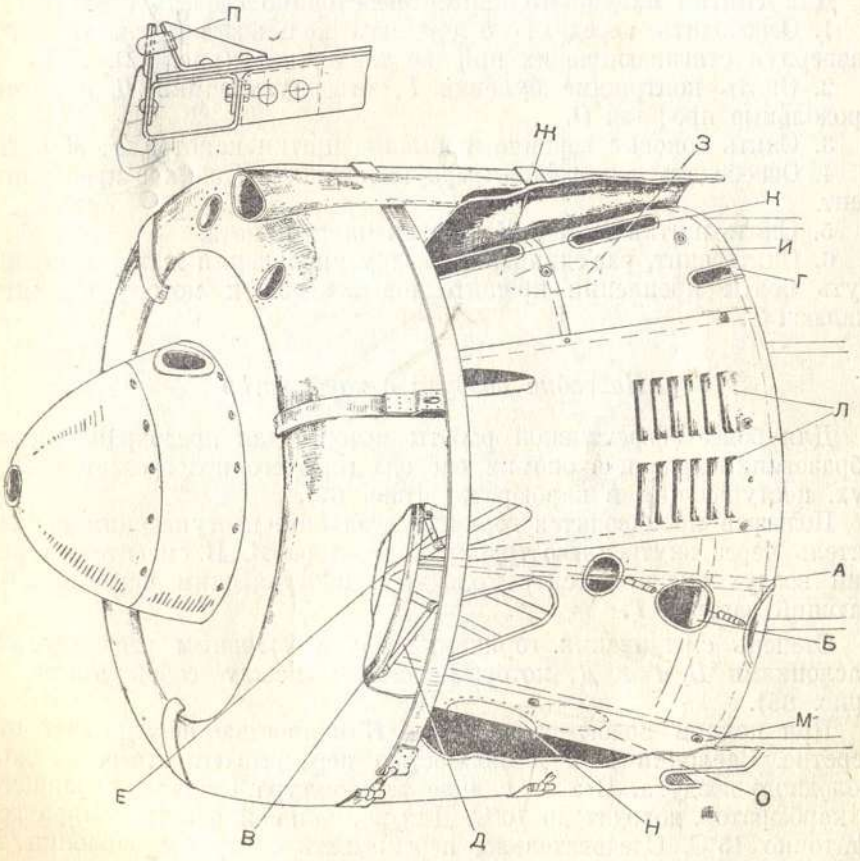


Рис. 86. Внутренний капот.

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 жабры *Л* для вентиляции.

В нижнем листе *М* имеются один продольный люк *Н* для подхода к бензофильтру и маслокрану 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 *И* 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°С. Для нормальной работы мотора достаточно 45°С. Следовательно, перекрывать отверстие заслонки *Б* полностью не следует.

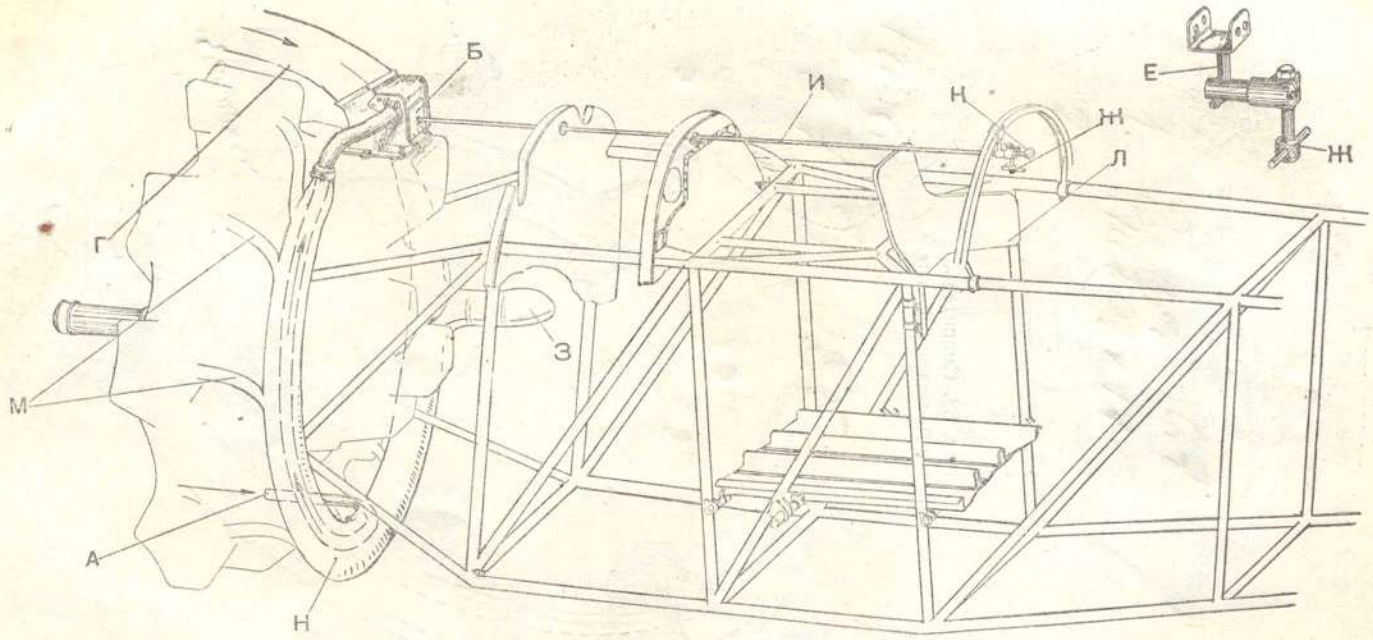


Рис. 87. Схема подогрева карбюратора.

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

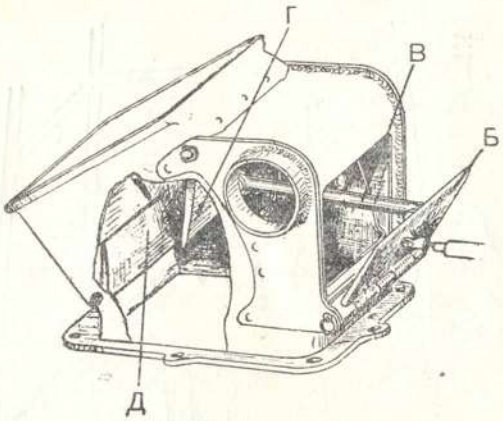


Рис. 88. Смеситель.
Б, Г и Д—заслонки, В—тяга.

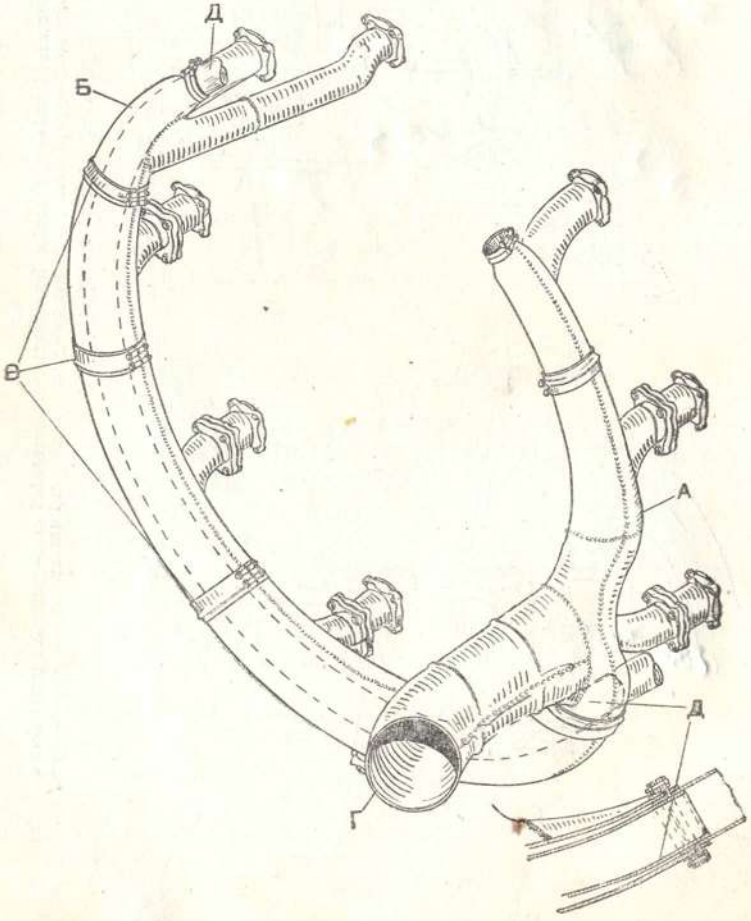


Рис. 89. Кольцевой коллектор мотора (1-й вариант).

При выключенном подогреве заслонка полностью открыта, горячий воздух выходит наружу. В карбюратор через всасывающий раструб 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 *Б* 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*.

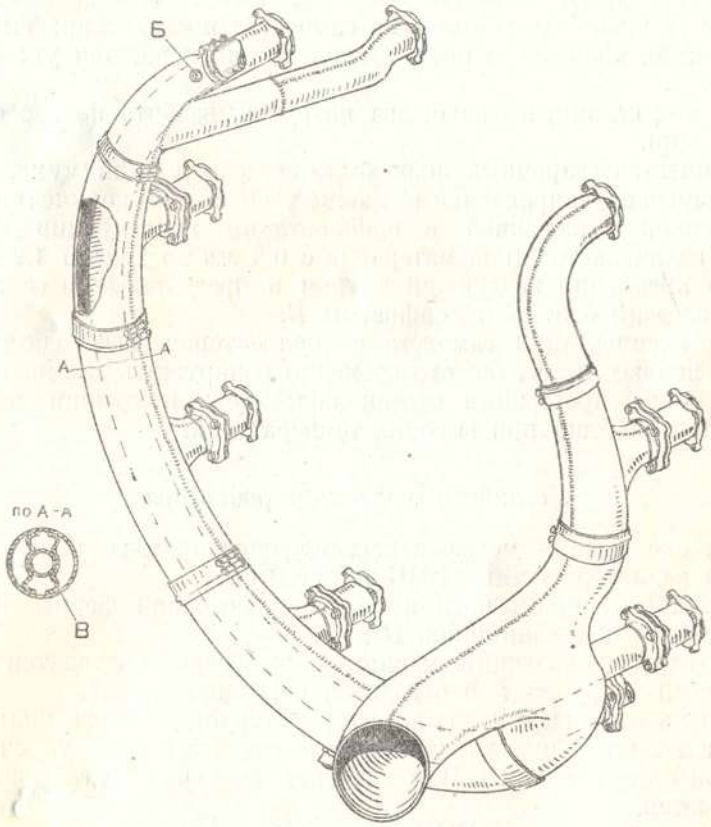


Рис. 90. Кольцевой коллектор мотора (2-й вариант).

Коллектор состоит из семи отдельных секций; из них средняя секция *А* и концевая *Б* 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 × 53 *мм*, изготовленная из стали марки 14Х19Н9А.

Секции коллектора состоят из двух половин.

В эксплоатации 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 эксплоатации 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 *Б* и диафрагмы *В*.

При эксплоатации 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 *Б* 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*, фронтовая поверхность 0,0165 $м^2$ и поверхность охлаждения 1,20 $м^2$. Он имеет пробку для слива.

Соты 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.

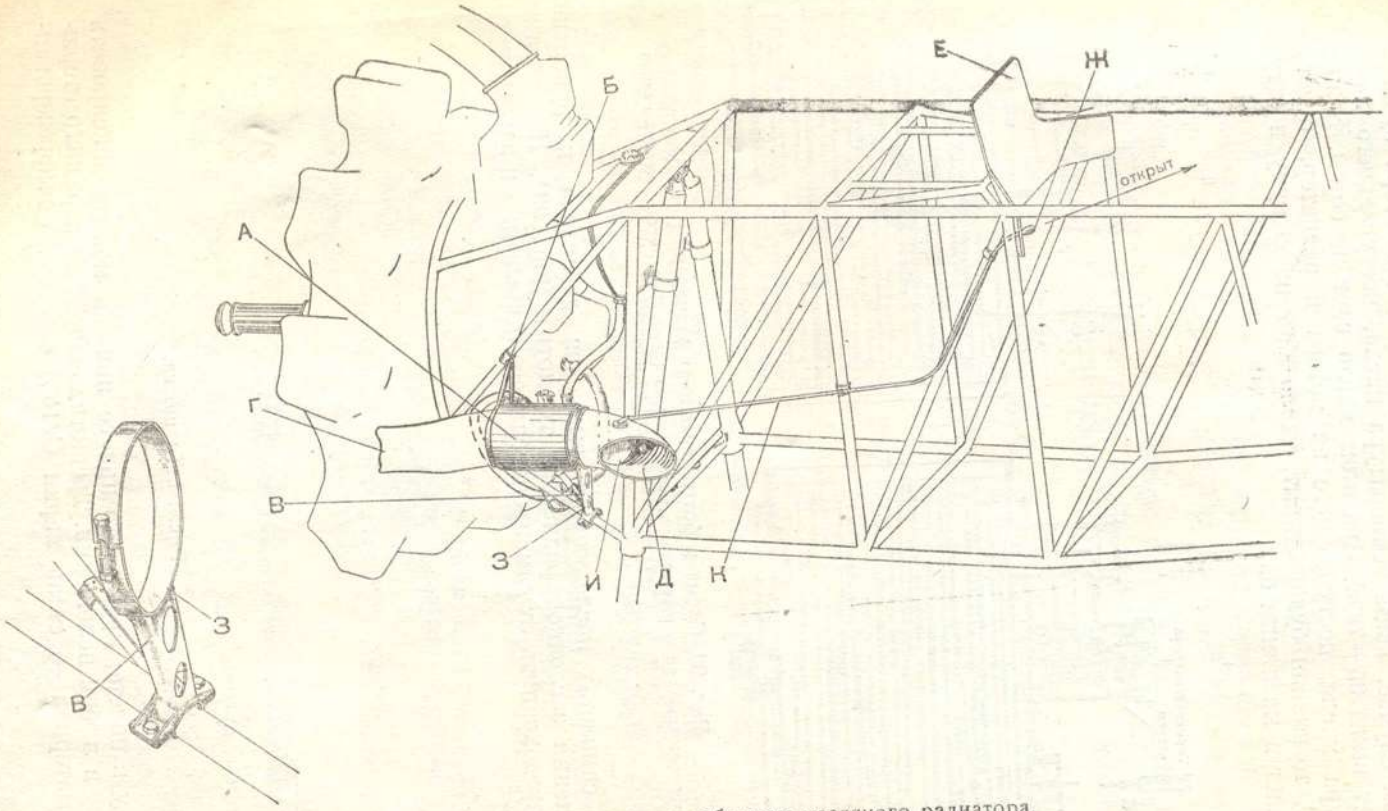


Рис. 91. Схема управления обдувом масляного радиатора.

А—радиатор, Б и В—кронштейны, Г—патрубок, Д—насадок, Е—арматурная доска, Ж—рукоятка заслонки с трещоткой, 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°С. При этом масло идет по сотам. Если температура масла, поступающего из мотора в радиатор, будет ниже 70°С, то клапан будет открыт, масло идет по кожуху и оттуда поступает в масляный бак.

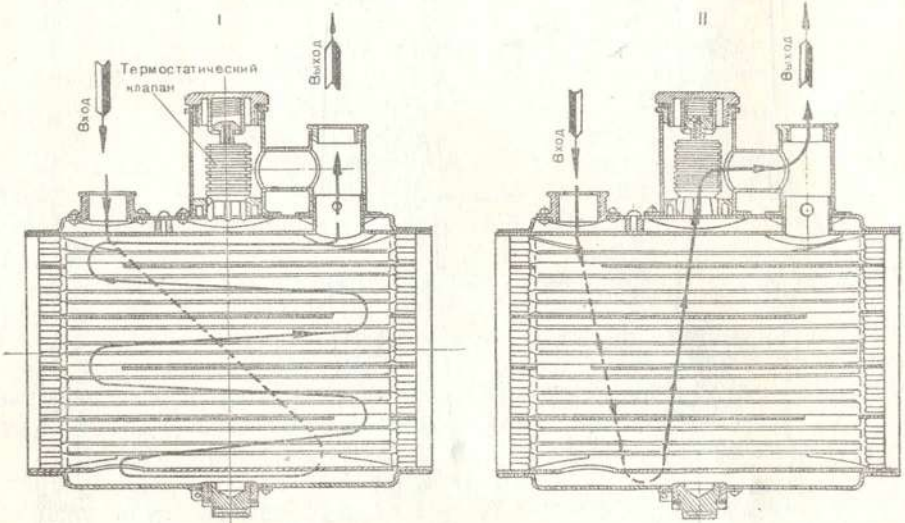


Рис. 92. Схема работы масляного радиатора ВМС-6.
I—термостатический клапан закрыт, масло идет по сотам, II—термостатический клапан открыт, масло идет по кожуху.

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

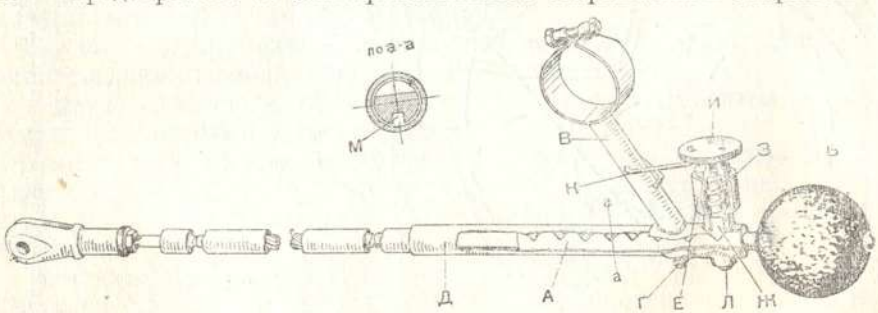


Рис. 93. Трещотка.

заслонку в полете; кроме того при ее помощи можно фиксировать заслонку в любом положении. Трещотка состоит из переднего стержня *А* (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 коэфициентом полезного действия 0,8.

Лопасти винта, имеющие максимальную ширину 217 *мм*, изготовлены из дюраля. 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 повертываются 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 электроинерционным 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

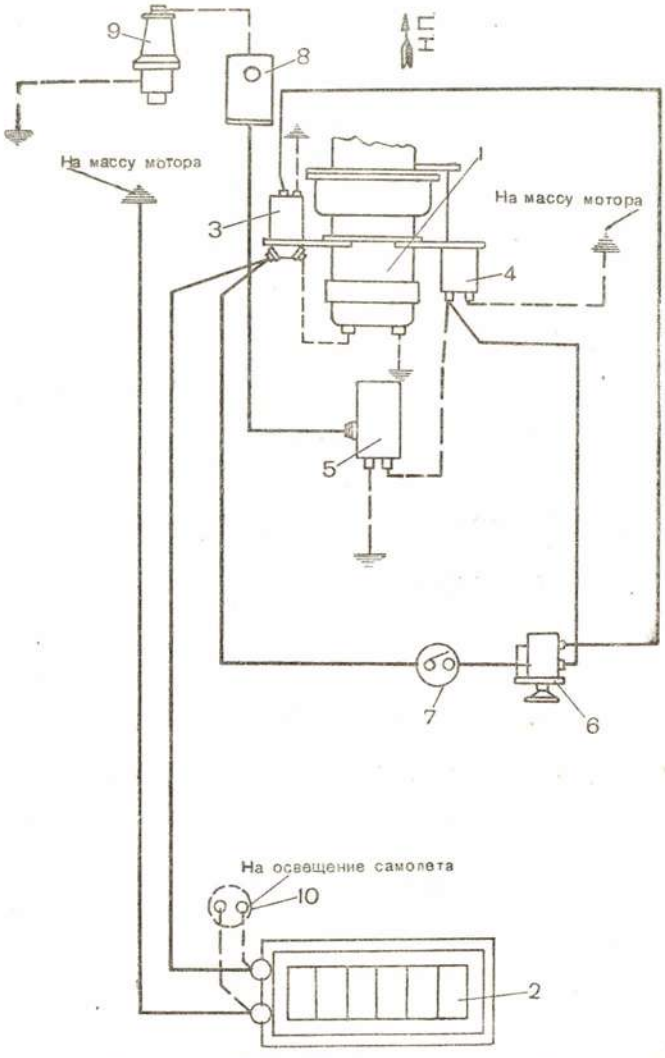


Рис. 94. Электроинерционный стартер РИ.

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 сделается 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 *Б* 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.

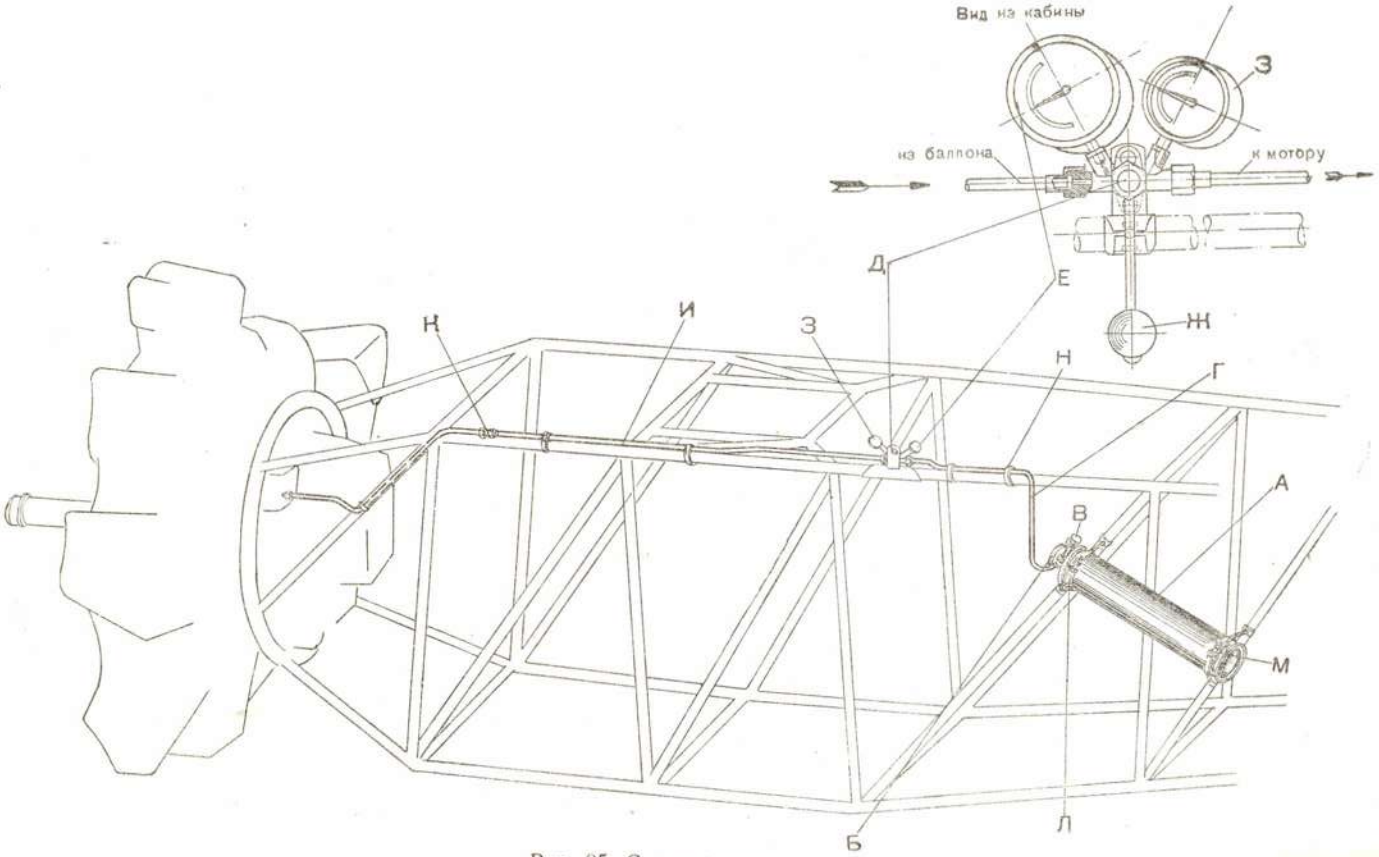


Рис. 95. Схема самопуска.

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).

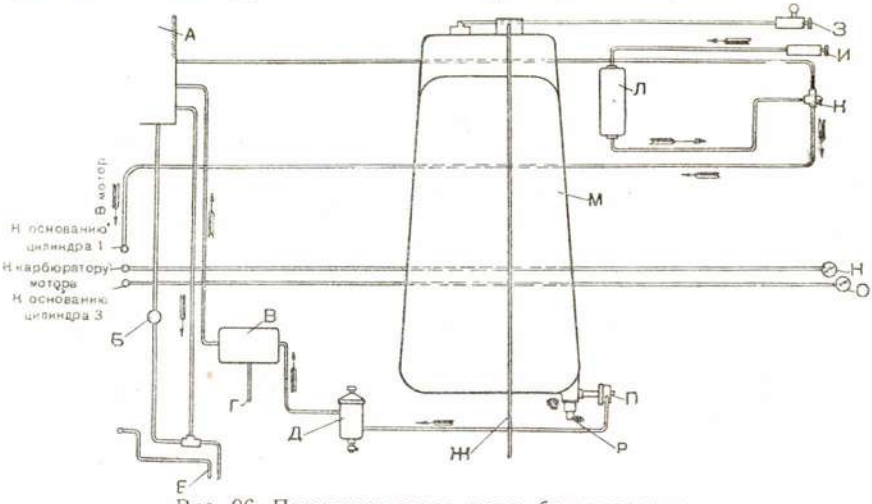


Рис. 96. Принципиальная схема бензопровода.

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 эксплоатации 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.

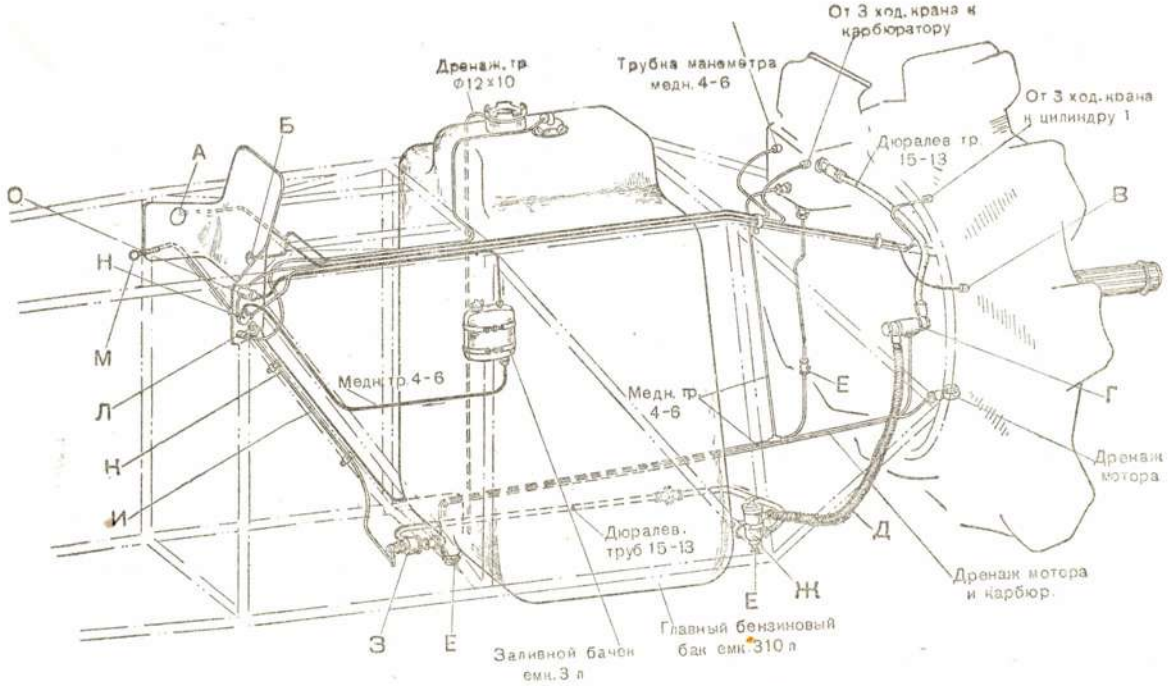


Рис. 97. Монтажная схема бензопровода.

А—моновакуумметр, Б—манометр, В—трубка моновакуумметра, 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.

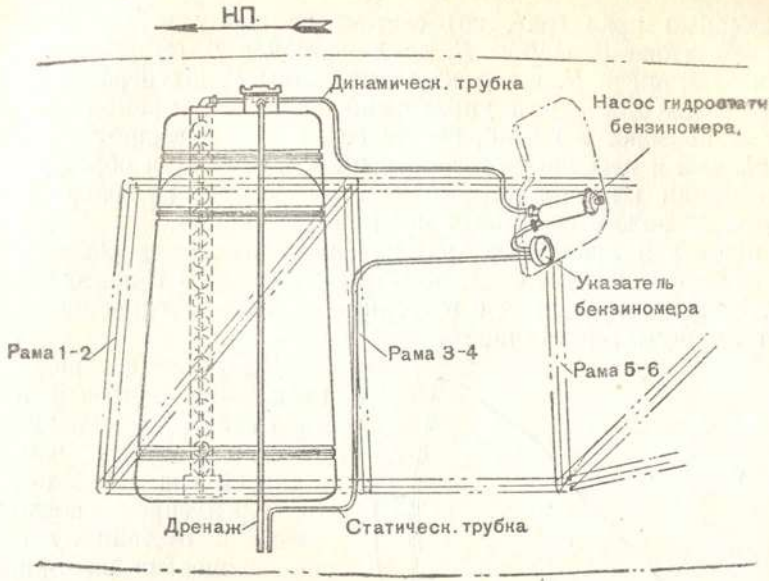


Рис. 97а. Схема проводки гидростатического бензиномера.

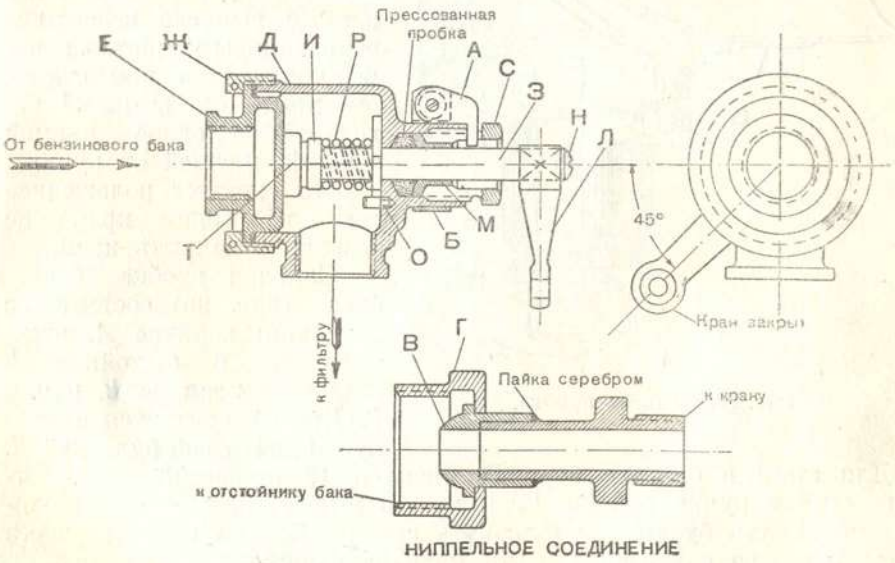


Рис. 98. Пожарный кран.

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°, 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.

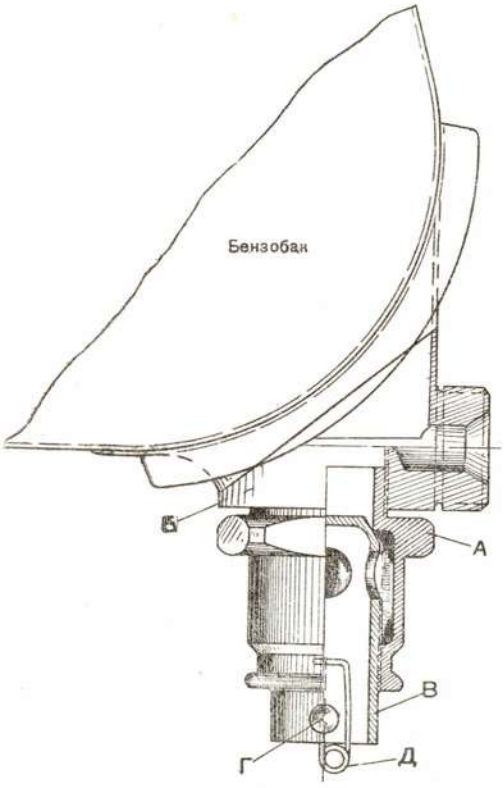


Рис. 99. Сливная пробка.

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*.

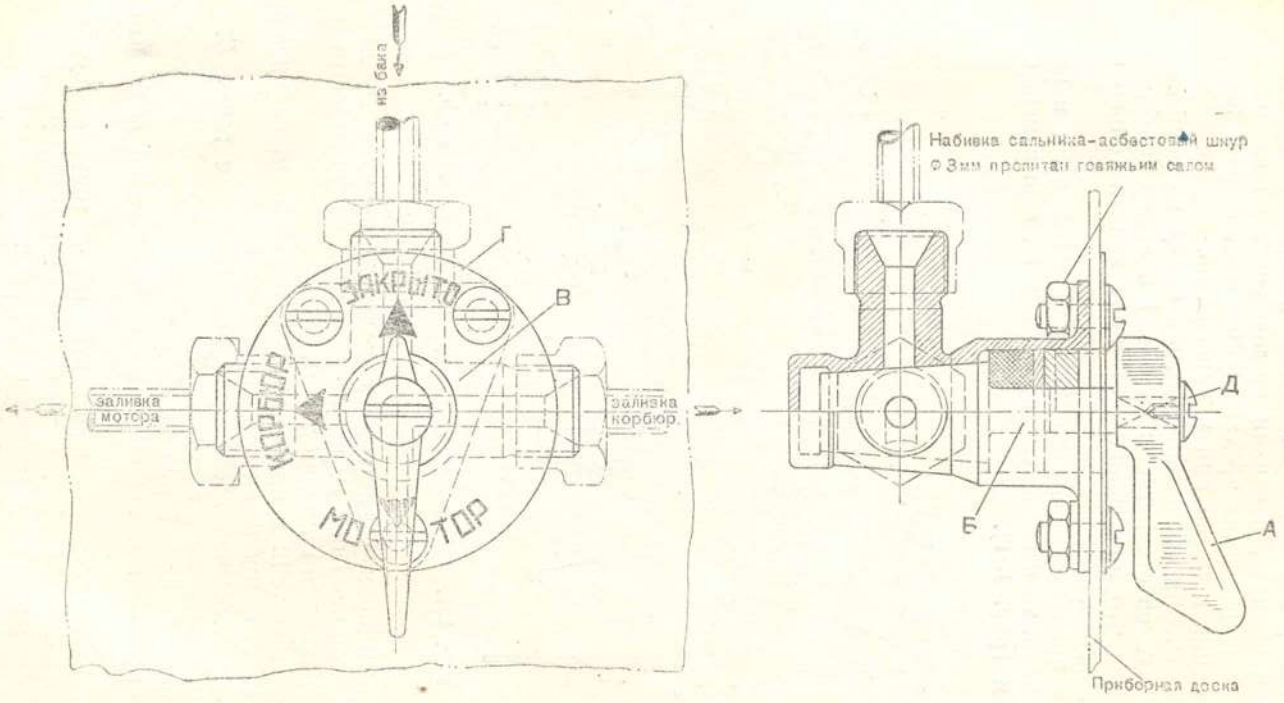


Рис. 100 Трехходовой бензиновый кран.

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 эксплоатации давал течь, то в последующих сериях он был заменен клапанным краном (рис. 101).

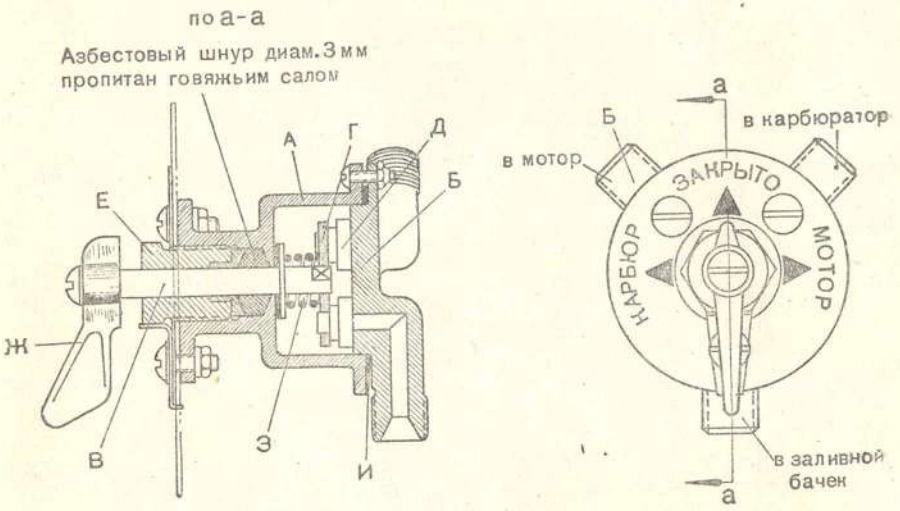


Рис. 101. Клапанный трехходовой бензиновый кран.

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 асбестового 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).

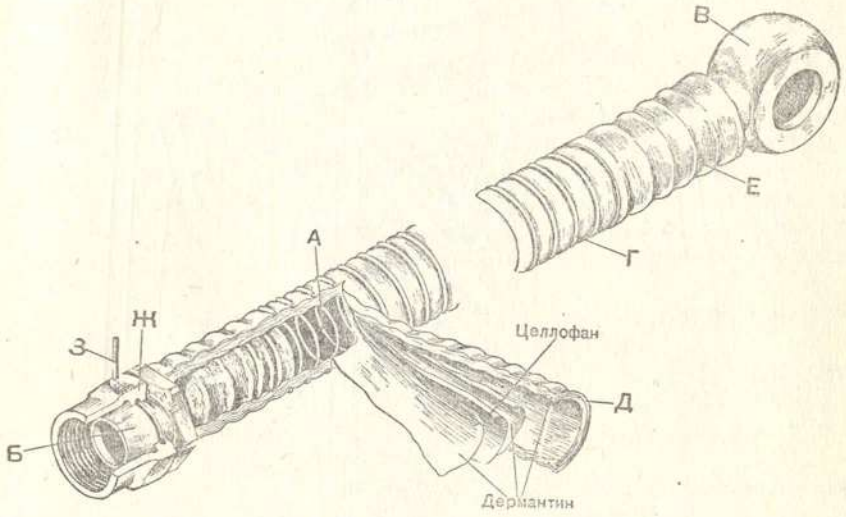


Рис. 102. Гибкий шланг.

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 *Б* 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 под'еме 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*² и хорошо сваривается.

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

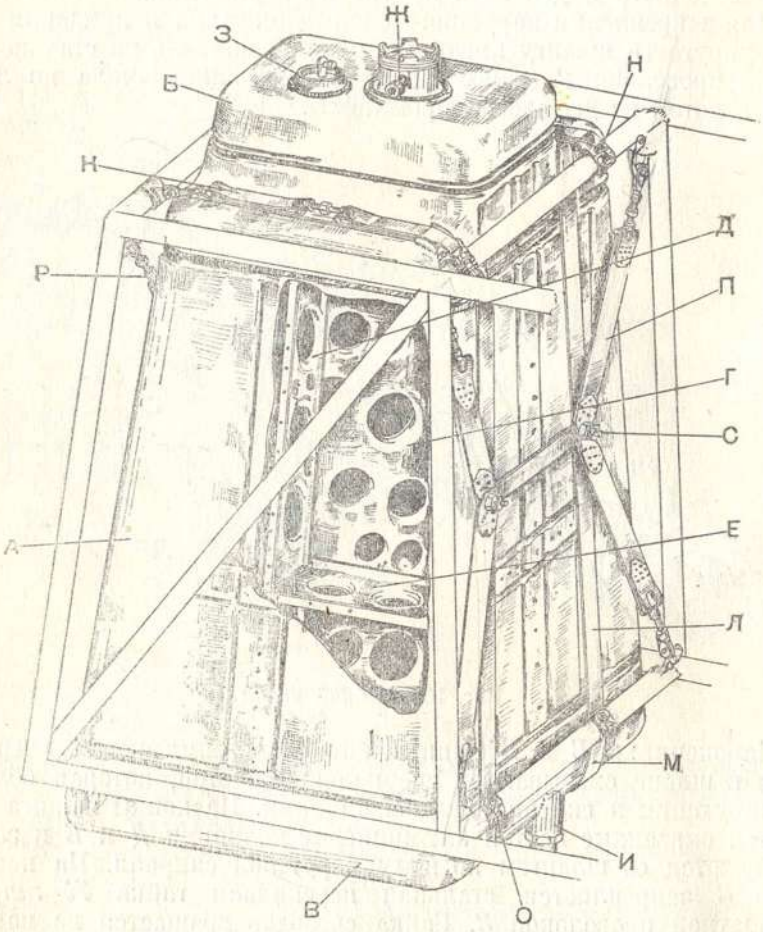


Рис. 103. Установка бензинового бака.

Обичайка бака *А* ужестчена продольными и поперечными зиговками.

Конструкция бака усилена дюралевыми перегородками *Г*, *Д* и *Е* толщиной 0,8 *мм*, края которых приварены к обичайке 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 суконные 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) опаивается 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, облегая плотно бак, при пробоине 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 горловина 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 наноса. Давление воздуха, создаваемое в бачке насоса, выгоняет из него бензин через штуцер *К* по трубопроводу и трехходовому крану.

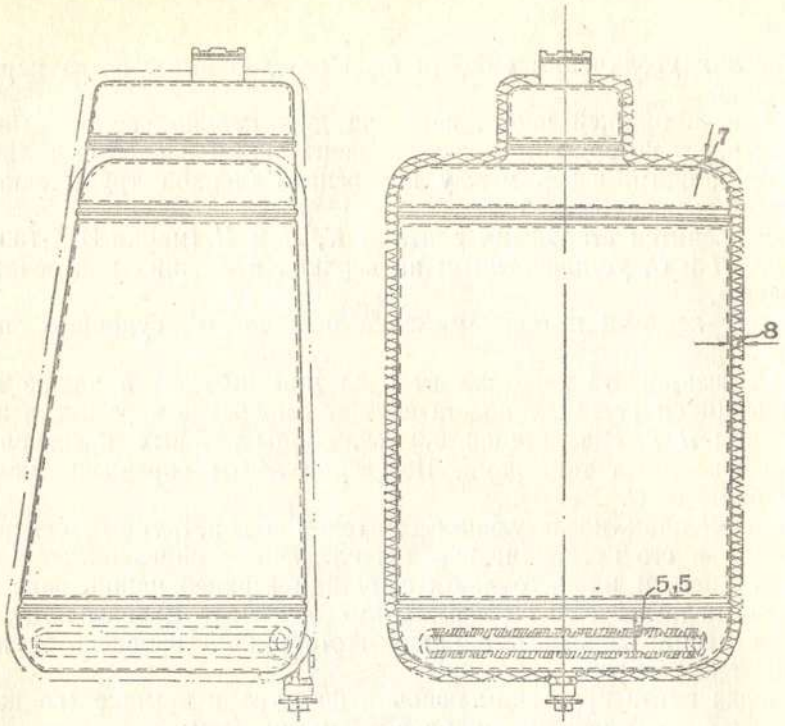


Рис. 104. Схема покрытия бака протектором.

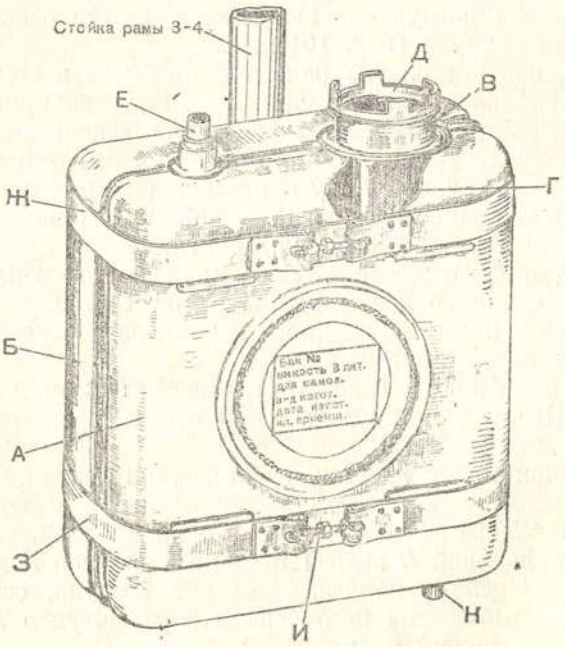


Рис. 105. Установка заливного бака.

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.

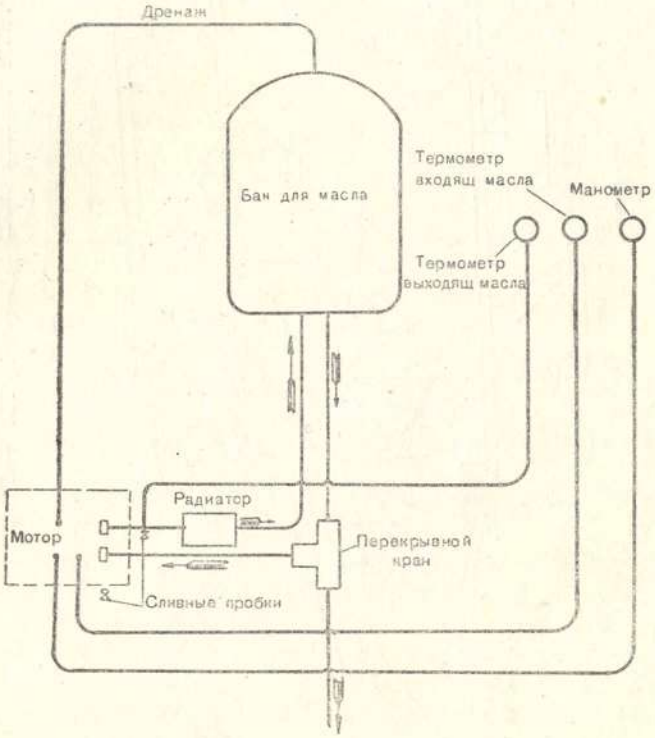


Рис. 106. Принципиальная схема маслопроводки.

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

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

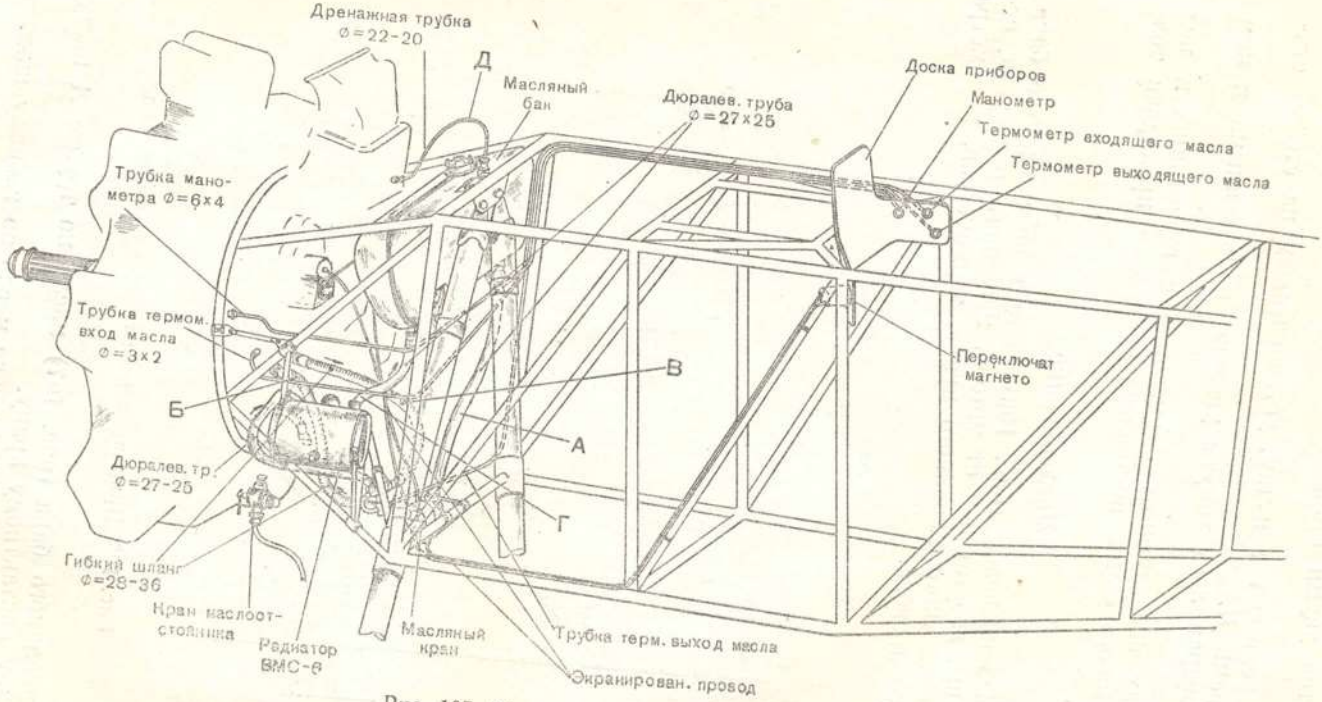


Рис. 107. Монтажная схема маслопроводки.

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 *Б* (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 *Б*. 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 *Б* 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 эксплоатации были случаи запуска горячего мотора при закрытом масляном кране, а также замасливание контактов, что приводило к отказу работы контактного крана.

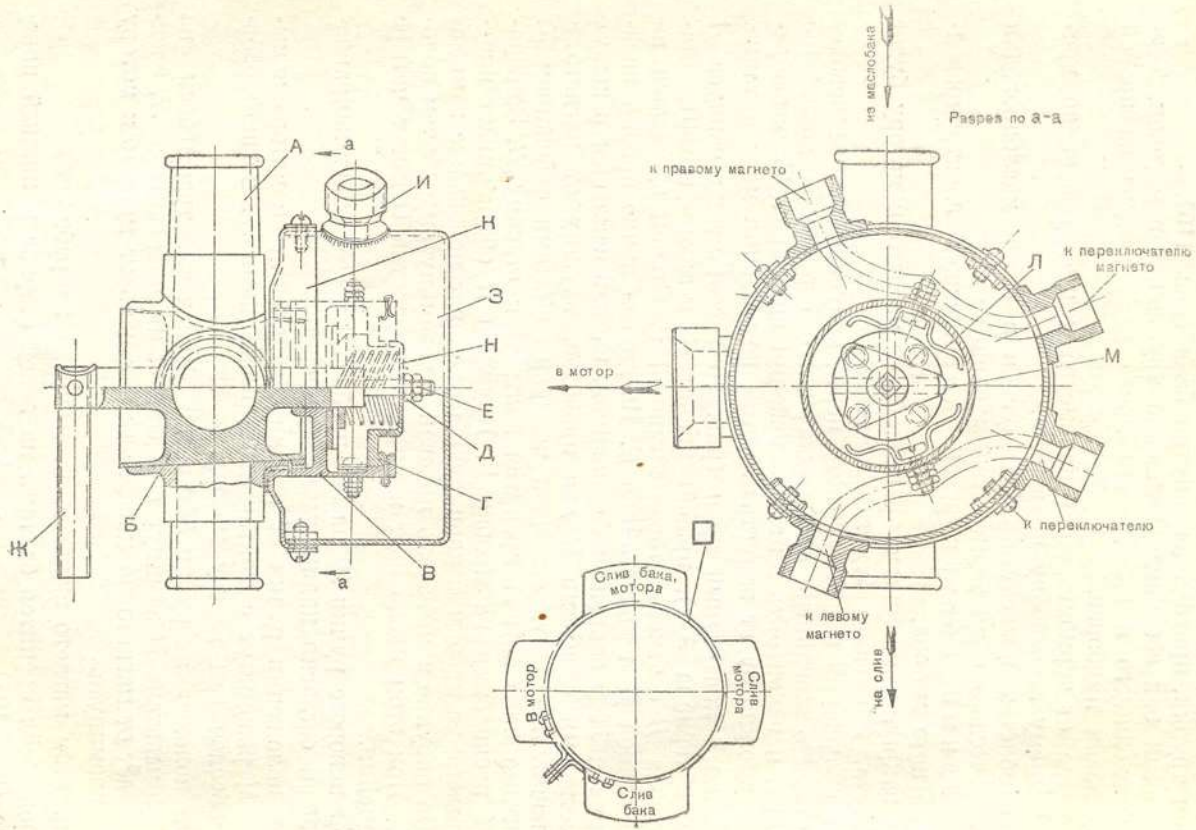


Рис. 108. Масляный контактный кран (в рабочем положении—масло поступает в мотор).

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.

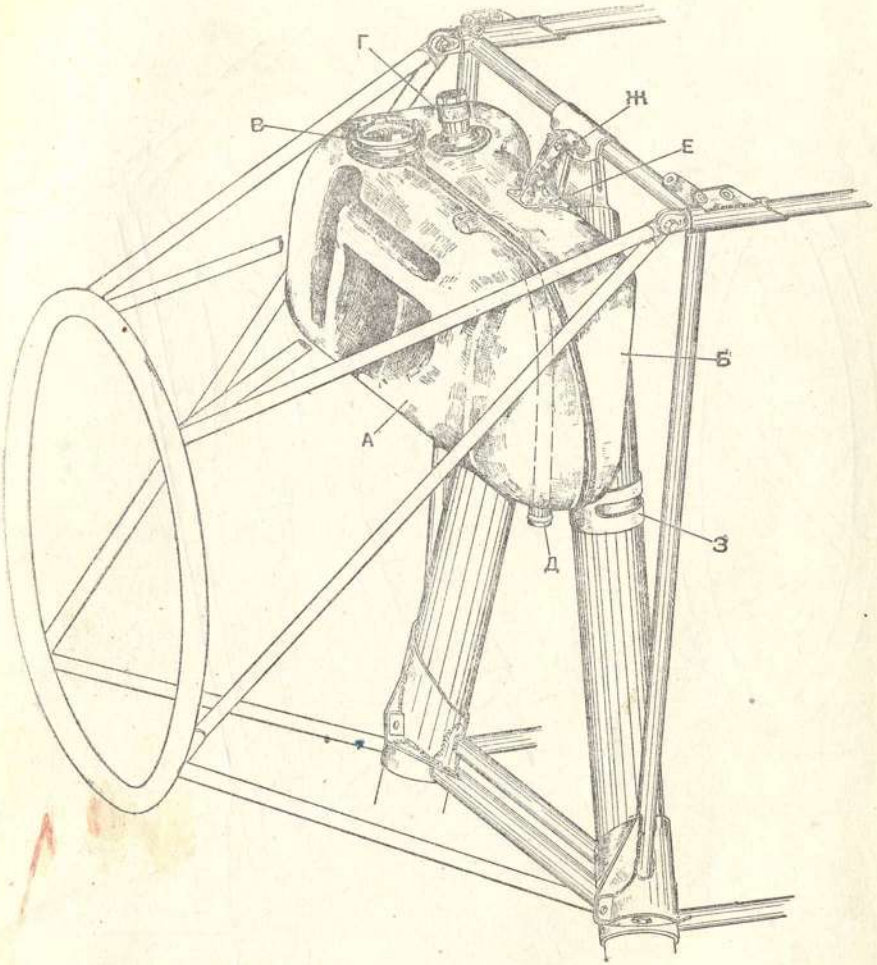


Рис. 109. Установка масляного бака (1-й вариант).

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 × 72 *мм*, за исправностью которой необходимо следить при эксплоатации 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.

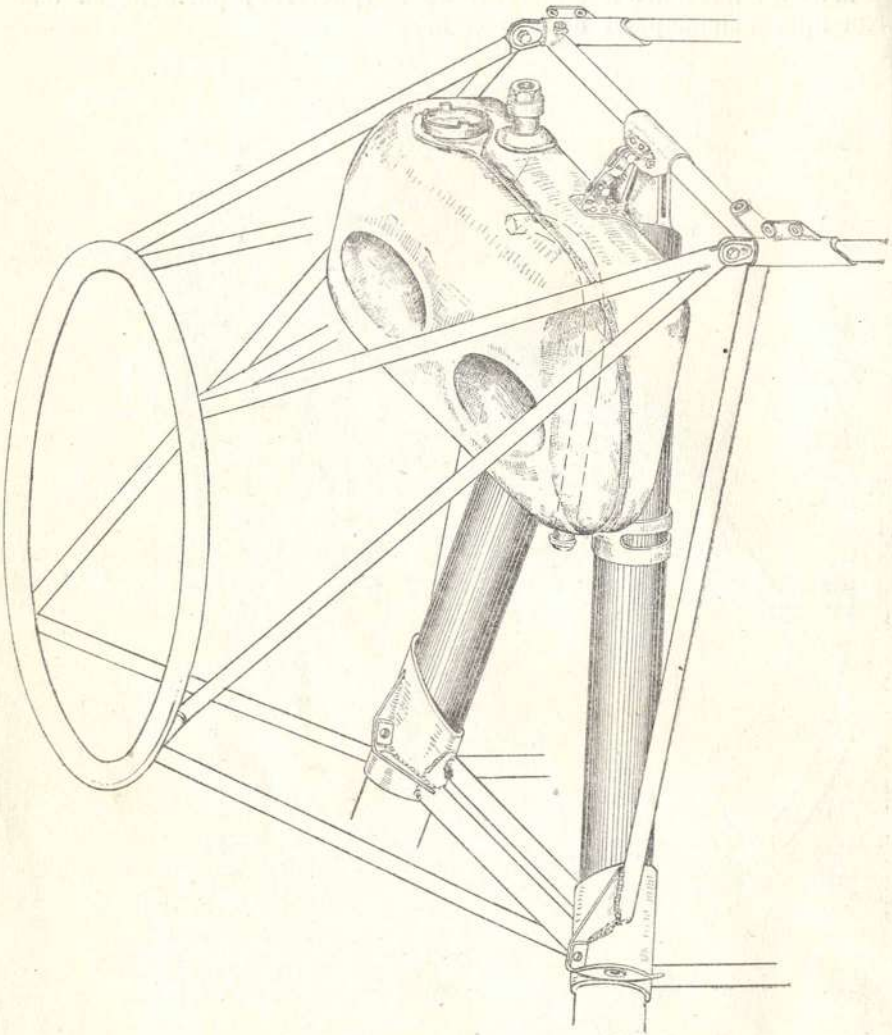


Рис. 110. Установка масляного бака (2-й вариант).

Сверху бак крепится болтами при помощи кронштейна *Е* и соединительной сережки *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 *Б* 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.

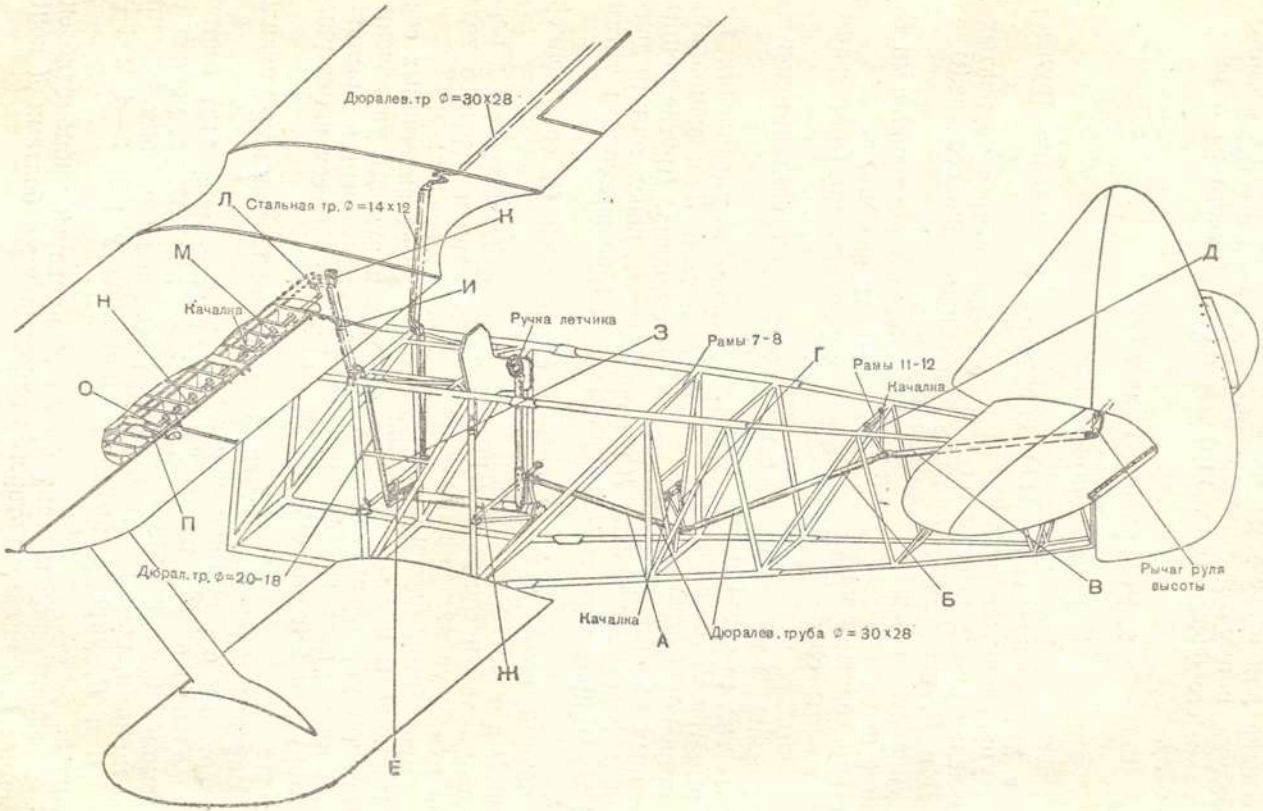


Рис. 111. Схема ручного управления.

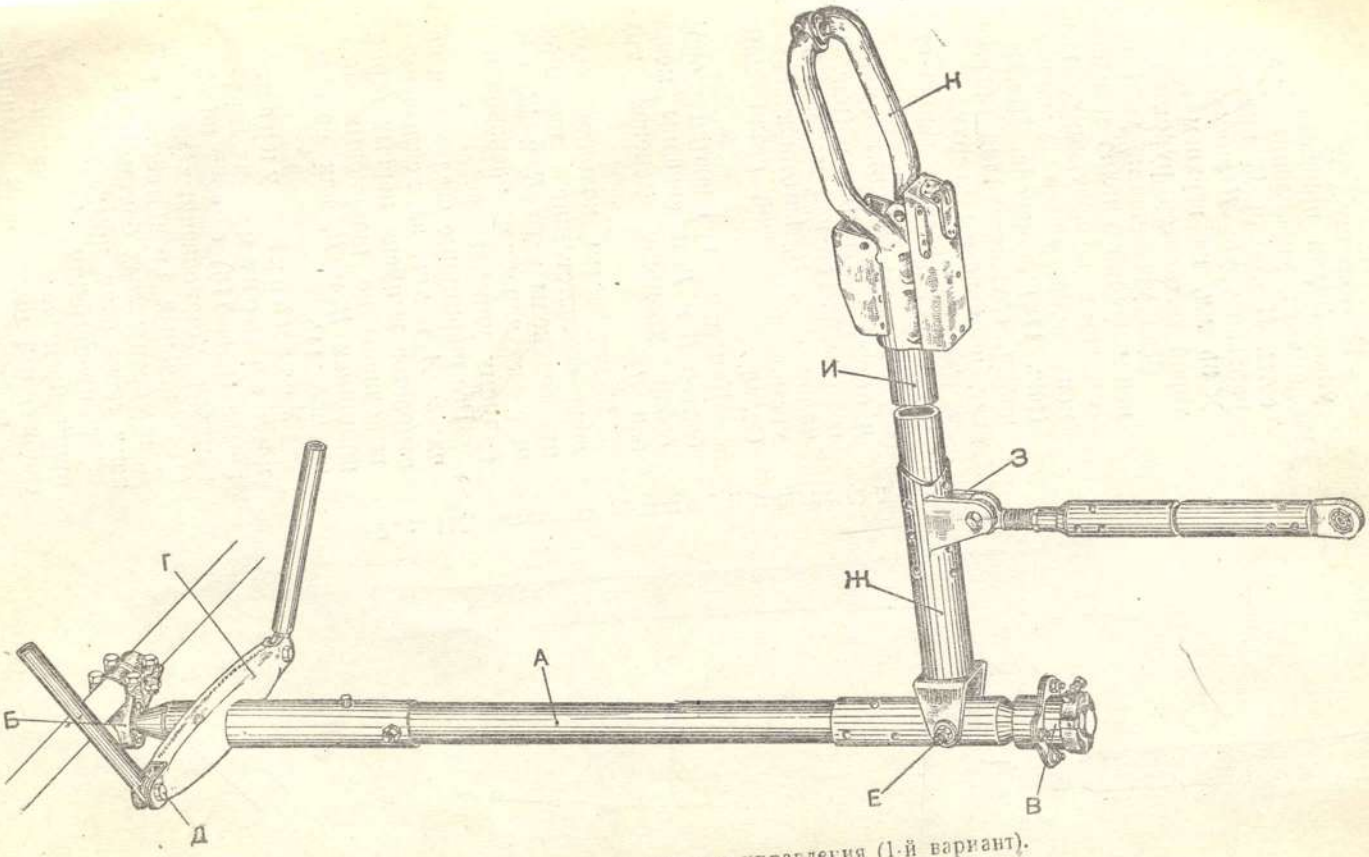


Рис. 112. Установка ручного управления (1-й вариант).

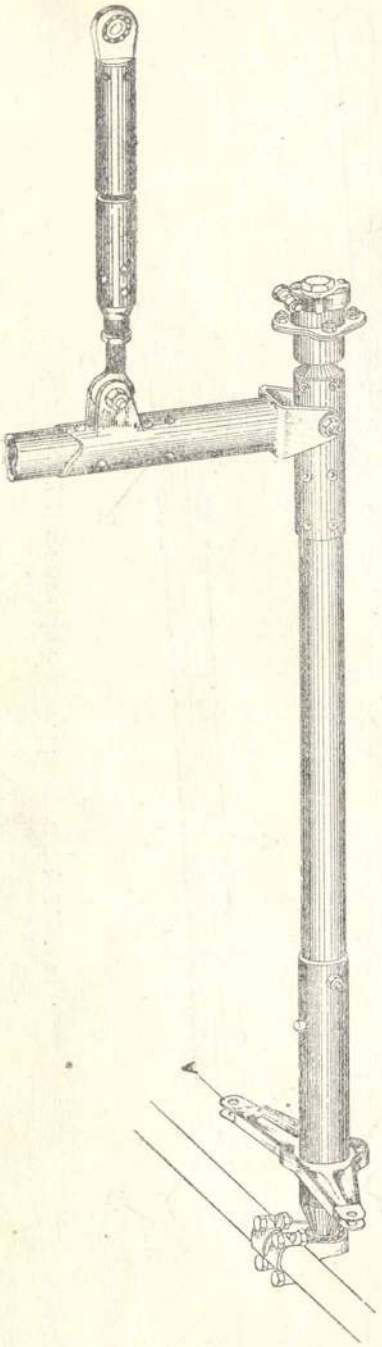


Рис. 113. Установка ручного управления (2-й вариант).

К стакану *Ж* приварены ушки *З* для присоединения конца тяги управления рулем высоты. В стакан *Ж* вклепана дюралевая труба *И* диаметром 40×35 *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 *Б* 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.

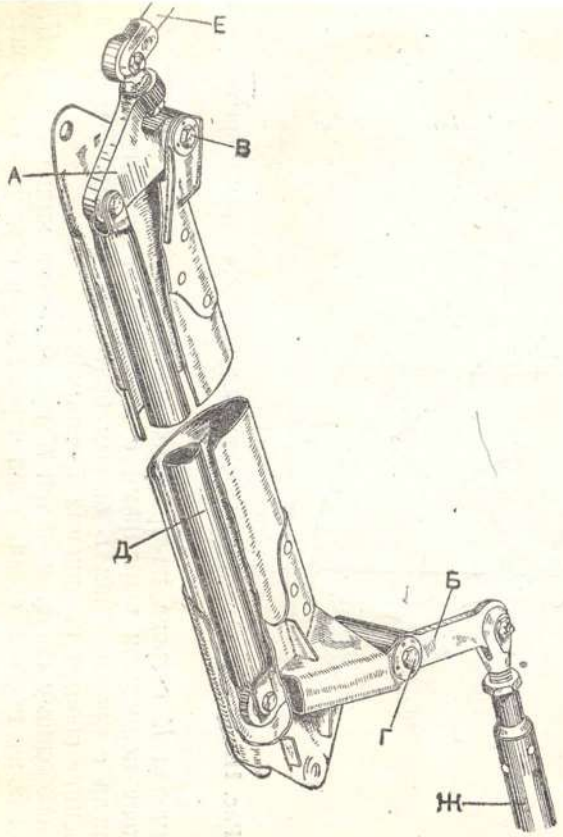


Рис. 114. Установка соединительной тяги в стойке центроплана (1-й вариант).

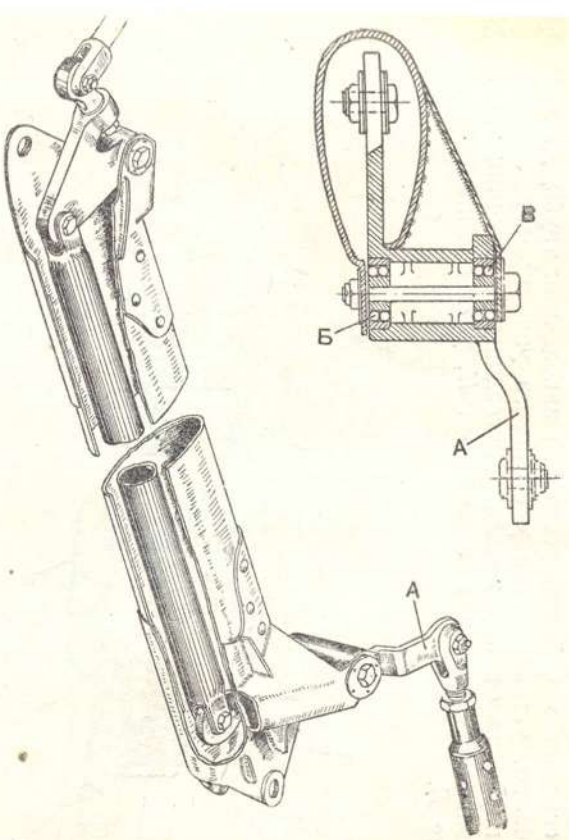


Рис. 115. Установка соединительной тяги в стойке (2-й вариант).

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 *Б*.

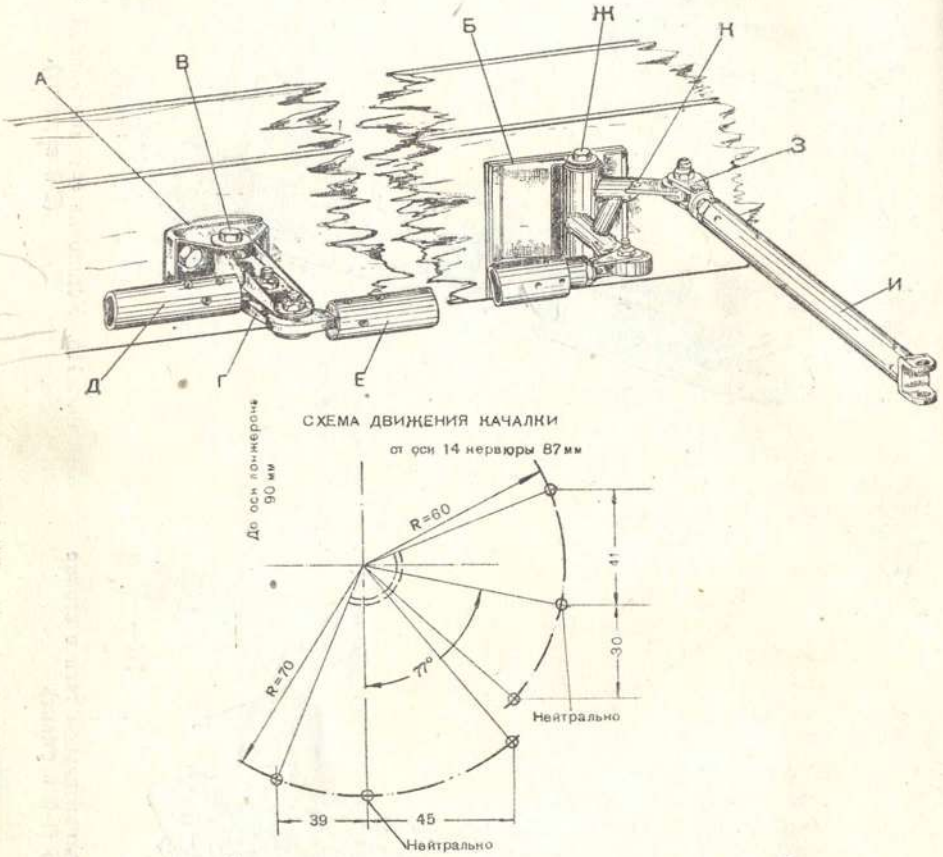


Рис. 116. Установка качалок управления элероном в верхнем крыле.

Качалка *К* сварена из хромомолибденовых труб марки С7360, снабжена концевыми шарнирами с шариковыми подшипниками и соединена с кронштейном *Б* 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°.

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° и вниз на 18°.

Конструкция вильчатого наконечника соединительной тяги элерона (рис. 117) на самолетах последующих выпусков изменена,

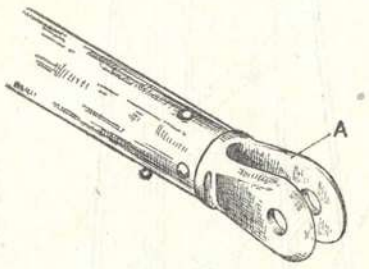


Рис. 117. Соединительная тяга управления элероном.

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 эксплоатации 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 *Б* к рычагам *В* руля поворота.

Ролики *А* изготовлены из дюраля. 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*.

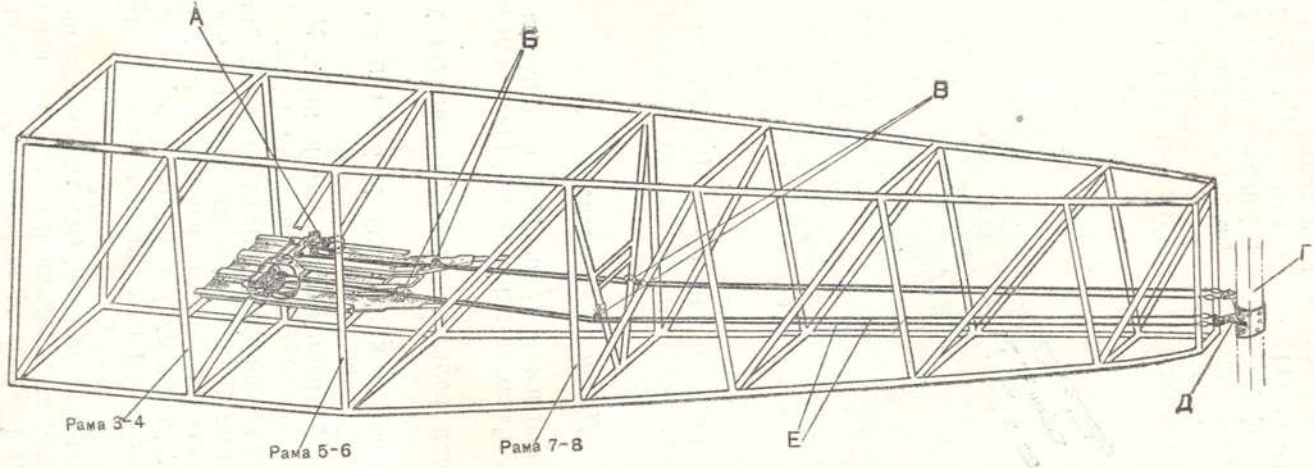


Рис. 118. Монтажная схема ножного управления (1-й вариант).

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.

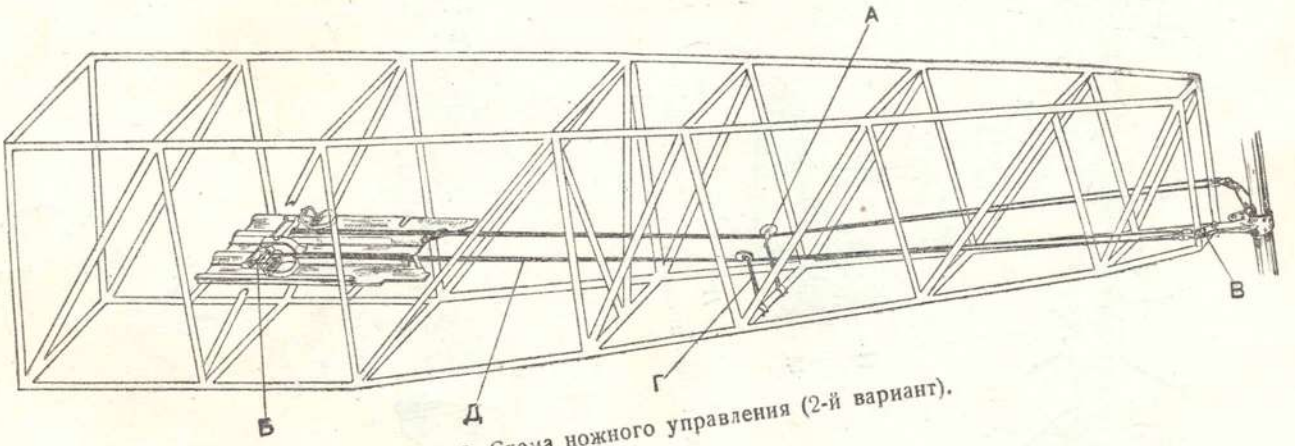


Рис. 119. Схема ножного управления (2-й вариант).

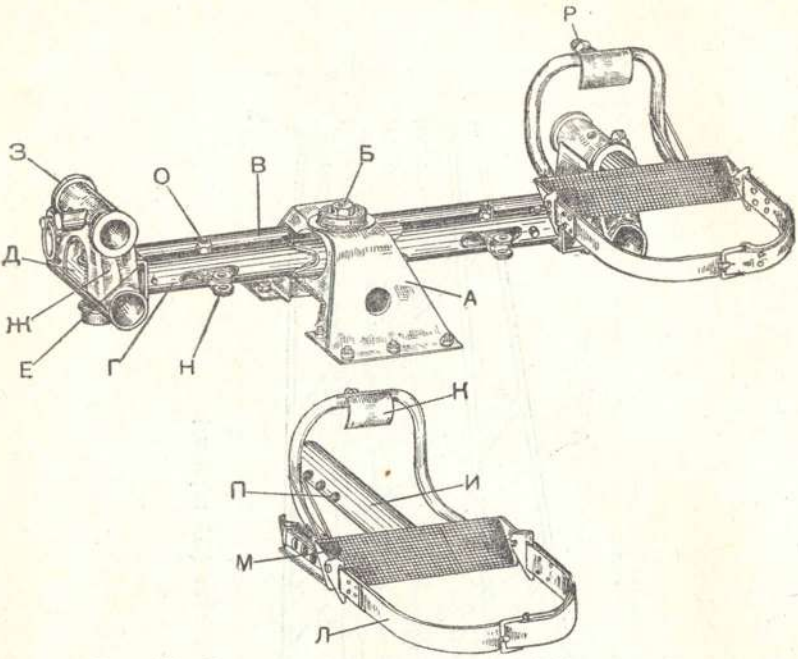


Рис. 120. Педаль ножного управления (1-й вариант).

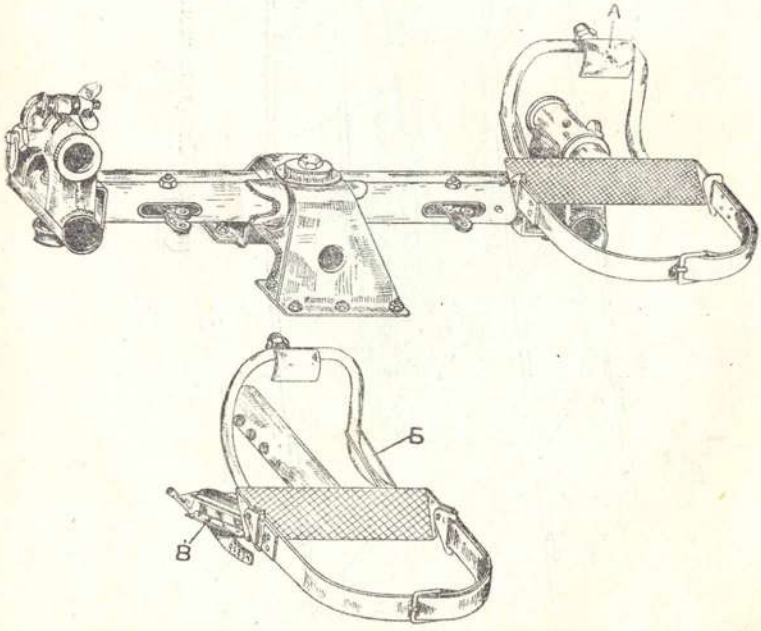


Рис. 121. Педаль ножного управления (2-й вариант).
А—тормозная педалька, Б—пружинка педальки, В—ограничитель.

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 сережки *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 эксплоатации 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 × 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 кверху.

На верхнем конце сектора нормального газа болт *Г* фиксатора входит головкой в углубление пластинки *Д*.

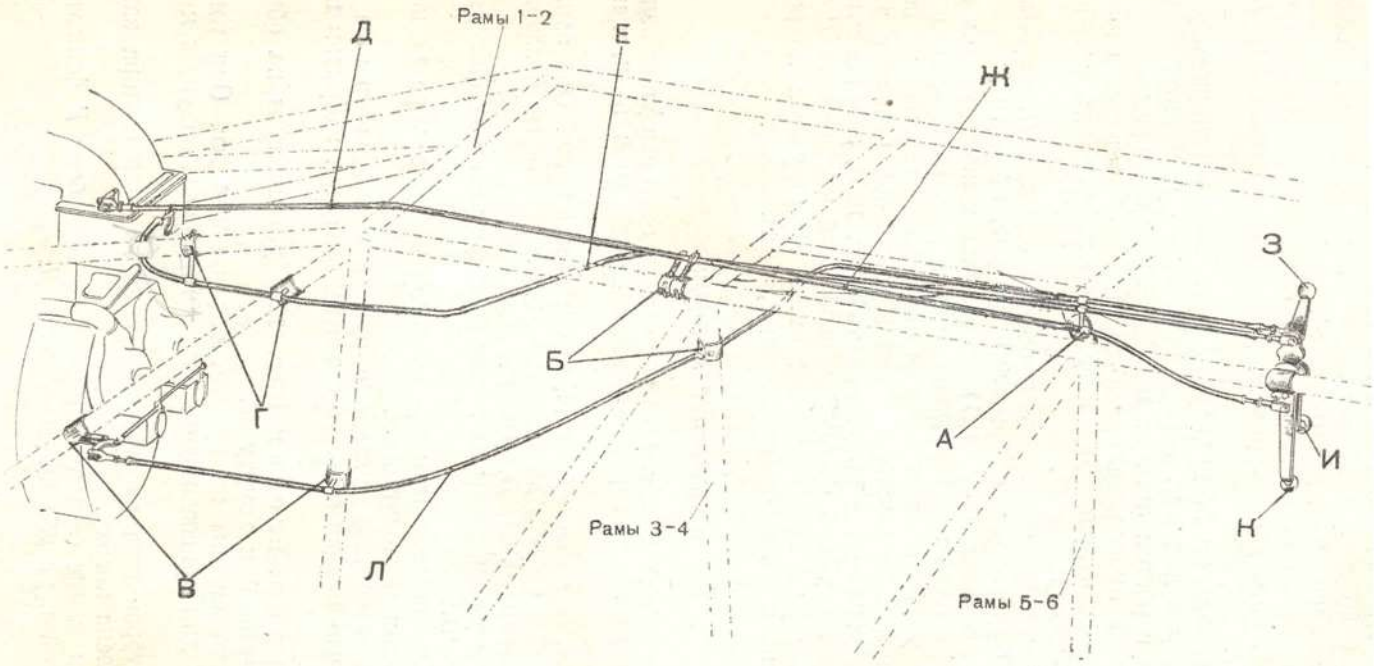


Рис. 122. Управление мотором.

А, Б, В, Г—кронштейны, Д—тяга высотного газа, Е—тяга нормального газа, Ж—жесткий трос в дюралевой трубке, З—сектор опережения зажигания, И—сектор нормального газа, К—сектор высотного газа, Л—тяга 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).

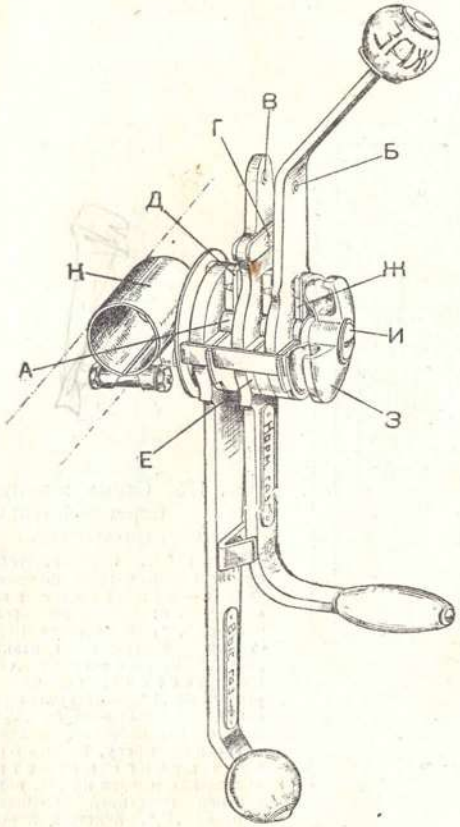


Рис. 123. Сектор газоуправления (1-й вариант).

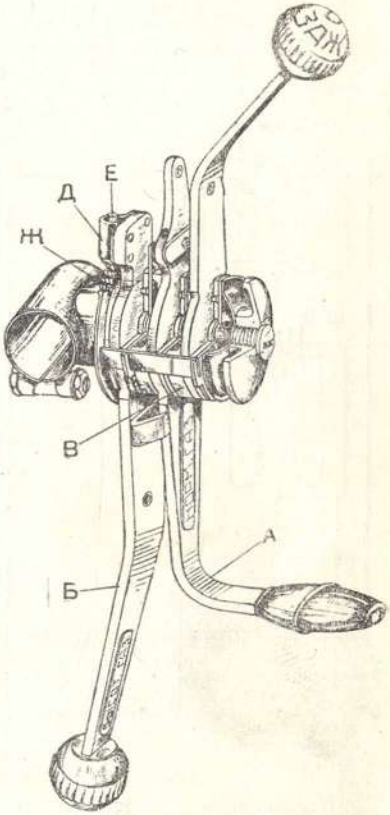


Рис. 124. Сектор газоуправления (2-й вариант).

Ручка *А* сектора нормального газа удлинена. Ручка *Б* 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.

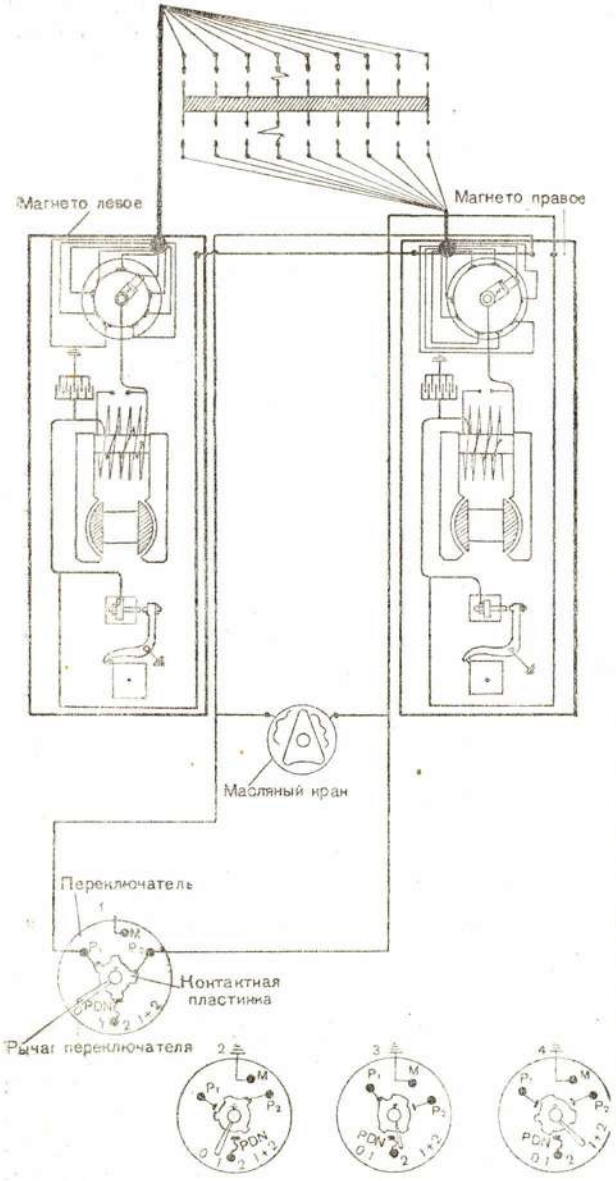


Рис. 125. Схема зажигания с переключателем „электрозавода".

I. В работе переключателя можно иметь четыре положения: 1 — зажигание выключено: положение рычага на „0", контактная пластинка замыкает контакт „P_1P_2", 2—работает левое магнето: положение рычага на „1", контактная пластинка замыкает контакт „P_2", тем самым включает правое магнето на массу, 3 — работает правое магнето: положение рычага на „2", контактная пластинка замыкает контакт „P_1", 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.

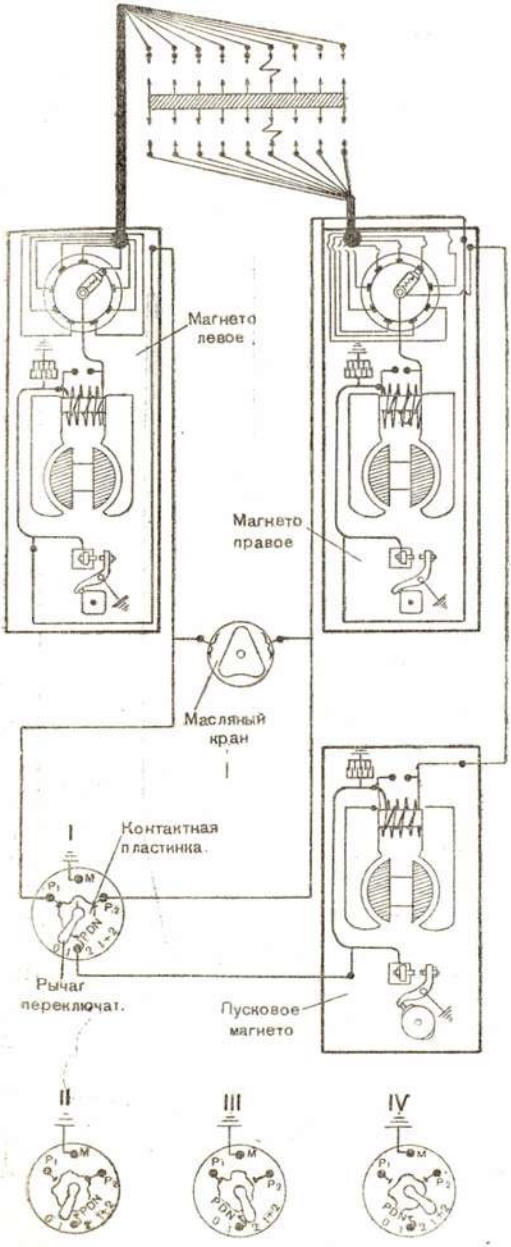


Рис. 126. Схема зажигания пускового магнето.

1. Работа переключателя магнето „Электрозавода". В работе переключателя можно иметь 4 положения: I — зажигание выключено: положение рычага на „0", контактная пластинка замыкает контакт „РДП", „P_1" и „P_2" на массу, II — работает левое магнето: положение рычага на „1", контактная пластинка замыкает контакт „P_2", тем самым включая правое магнето на массу, III — работает правое магнето: положение рычага на „2", контактная пластинка замыкает контакт „P_1", включая левое магнето на массу, IV — работают два магнето: правое и левое. Контактная пластинка не замыкает 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.

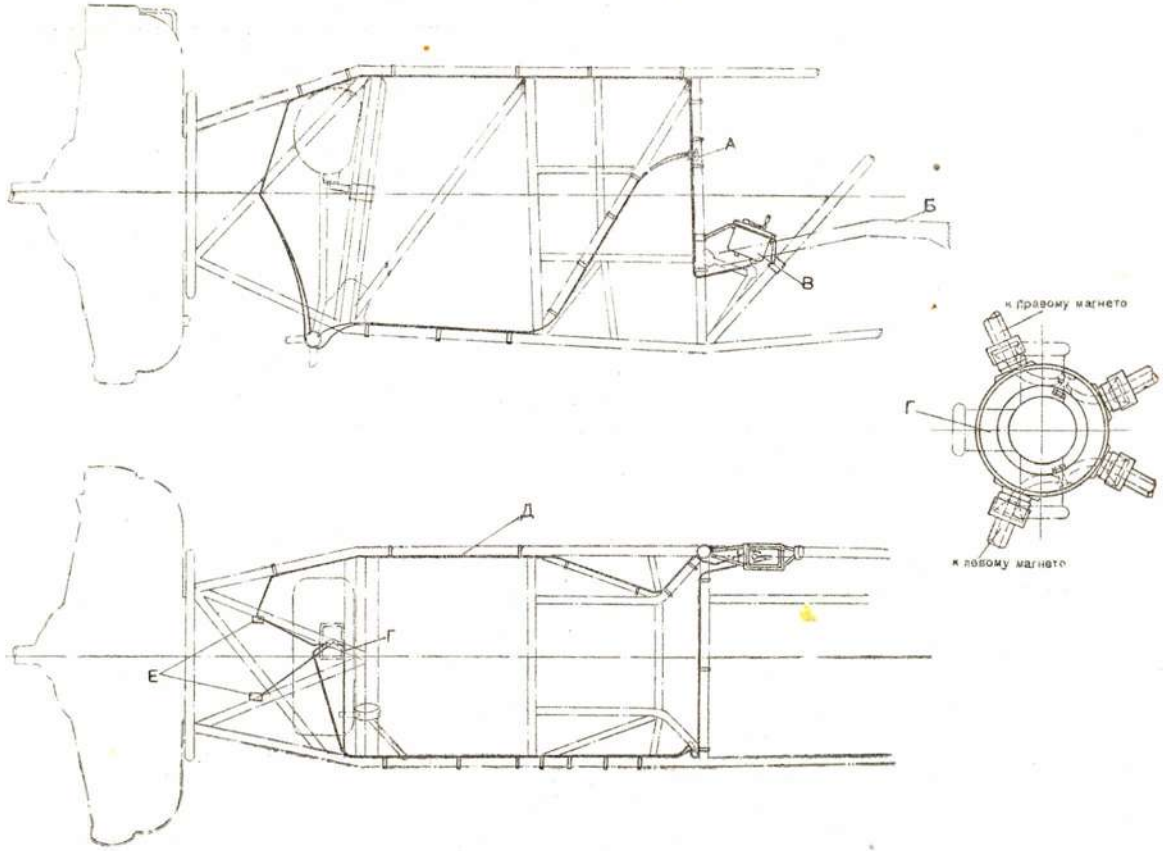


Рис. 127. Монтажная схема зажигания и установка пускового магнето.

А—переключатель, Б—балка сидения, В—пусковое магнето, Г—масляный кран, Д—провод Гуппера в экранированной оболочке, Е—рабочее магнето.

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 [1].

На самолетах И-15бис установлены приборные доски двух типов, отличающихся разным количеством и перекомпановкой 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 маслорадиатора	1	—	На 2-м типе самолетов 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	
4	Переключатель магнето	1	1	Экранированный.
5	Тахометр центробежный со шкалой 2200 *об/мин*.	1	1	
6	Указатель скорости со шкалой до 450 *км*, стандартный	1	1	

[1] На первых выпусках самолетов при наличии электростартера РИ и электросбрасывателя ЭСБР-3П на приборной доске были дополнительно установлены следующие приборы: вольтметр типа 4 МА с экраном, выключатель обогрева ЭСБР-3П 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 шкалой 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 приспособлением для устранения четвертной девиации.
11	Указатель поворота образца 1937 г.	1	1	С трубкой Вентури.
12	Термопара до 350°С	1	1	С экраном.
13	Вариометр на 30 *м/сек*, стандартный	1	1	С термосом и проводкой.
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 шкалой 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 (нестандартный)	1	—	
20	Термометр выходящего масла, стандартный	—	1	
21	Насос гидростатического бензиномера	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 дюраля, 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.

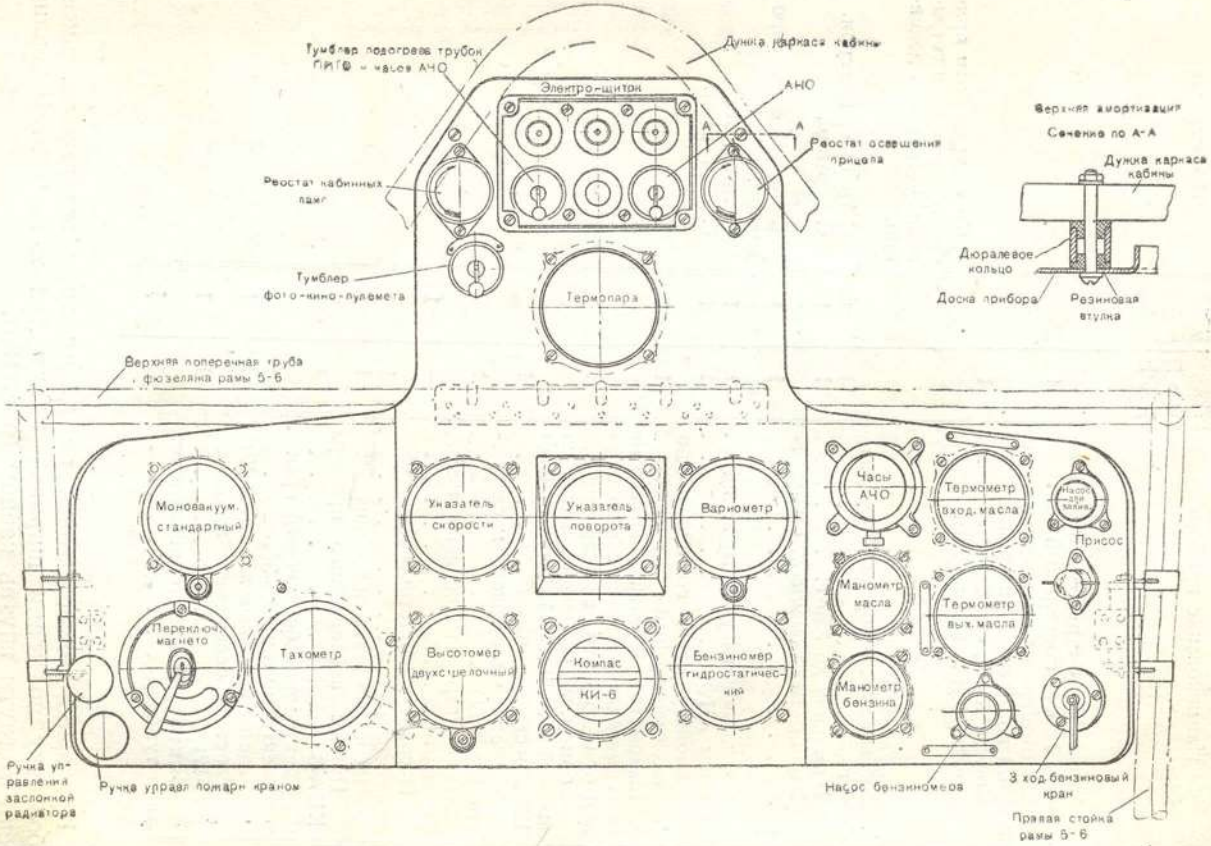


Рис. 128. Доска приборов (1-й вариант).

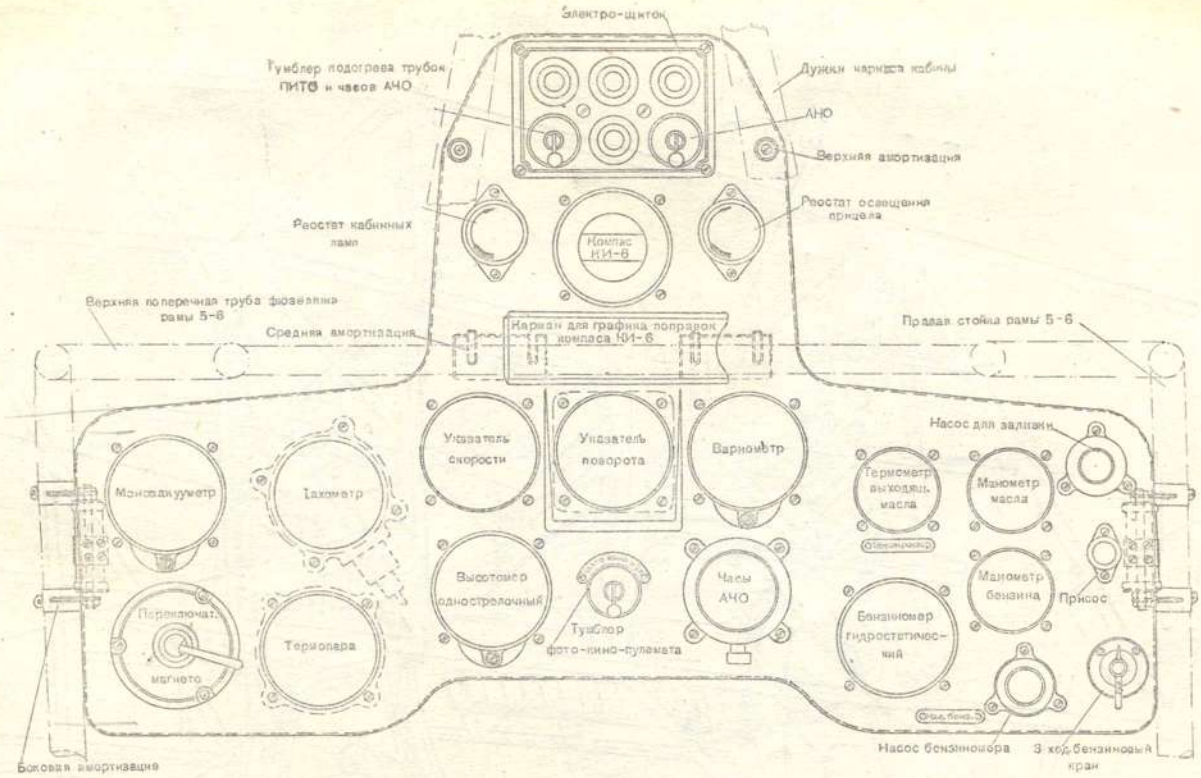


Рис. 129. Доска приборов (2-й вариант).

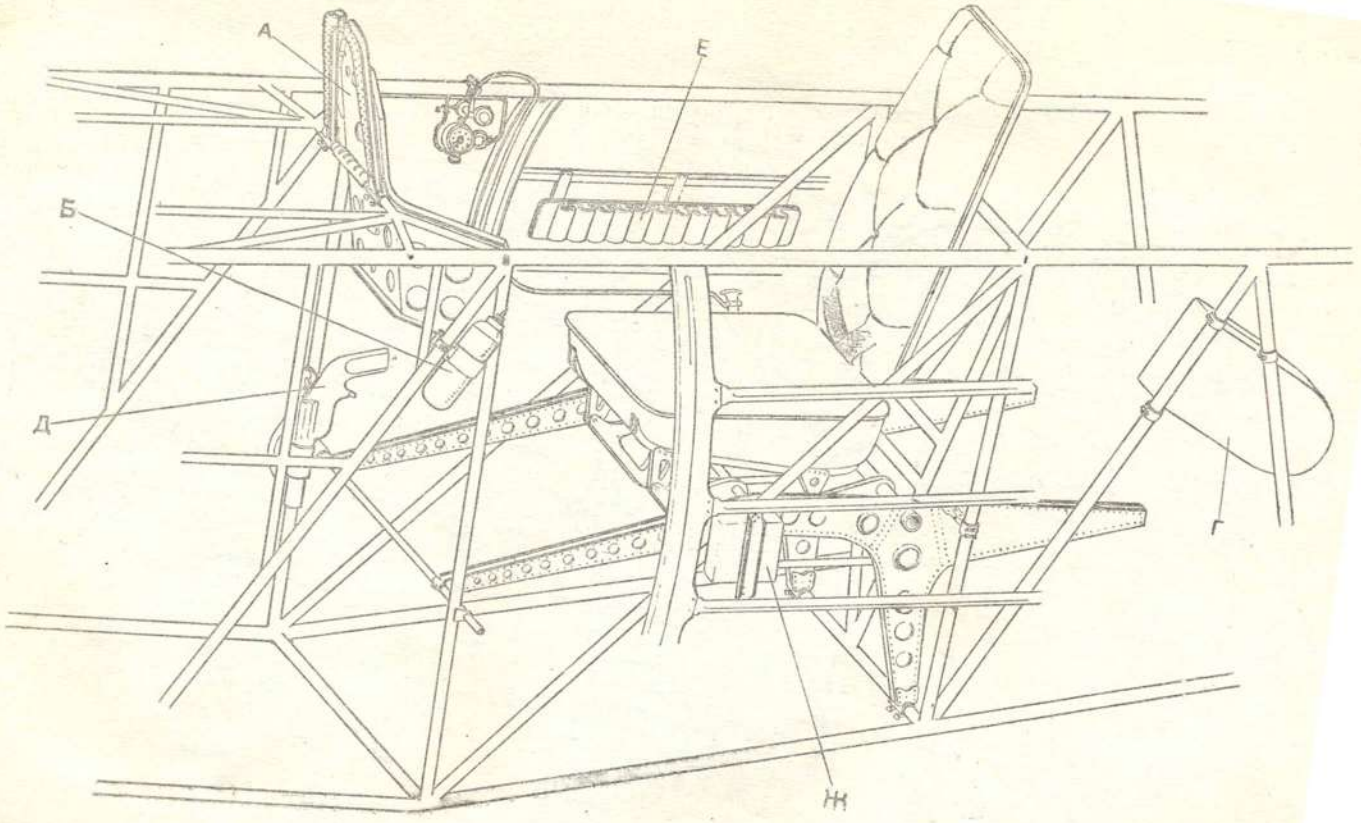


Рис. 130. Оборудование кабины (1-й вариант).

А—приборная доска, Б—баллон вариометра, Г—сумка для переносной лампы, Д—пистолет, Е—патронташ, Ж—аптечка

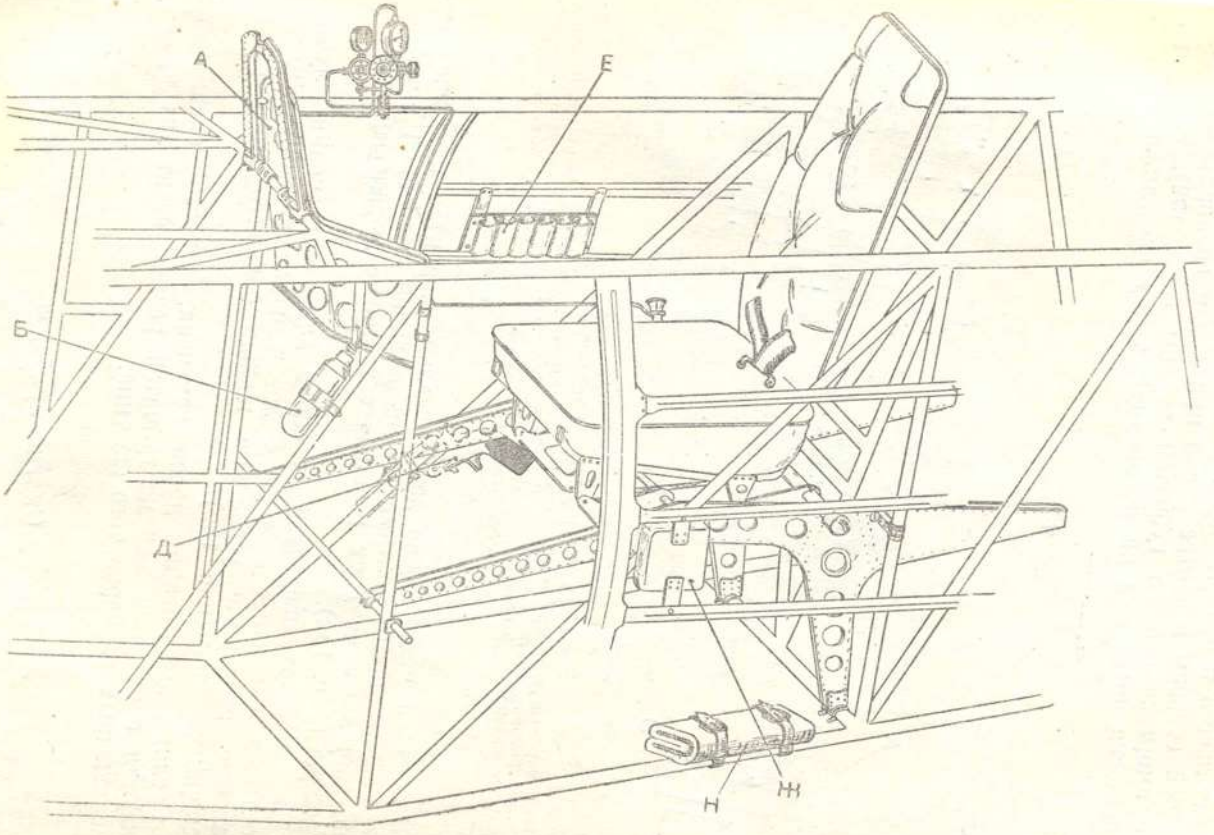


Рис. 131. Оборудование кабины (2-й вариант).

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.

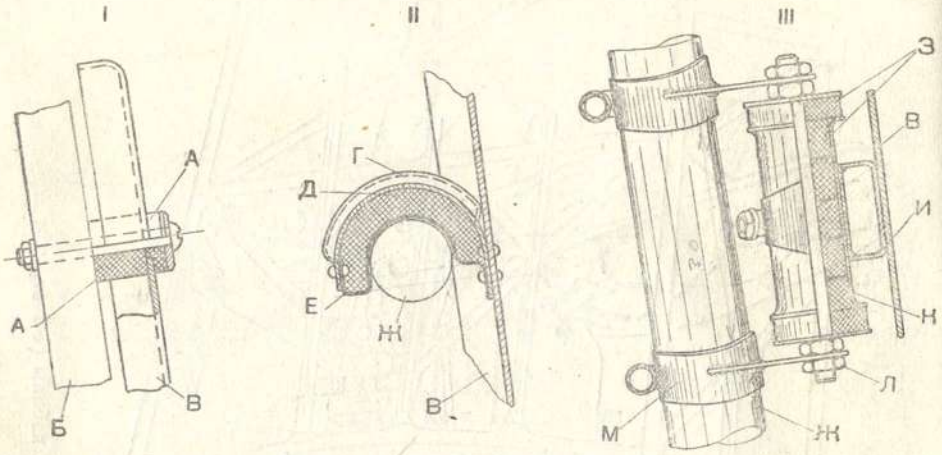


Рис. 132. Амортизаторы приборной доски.

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;

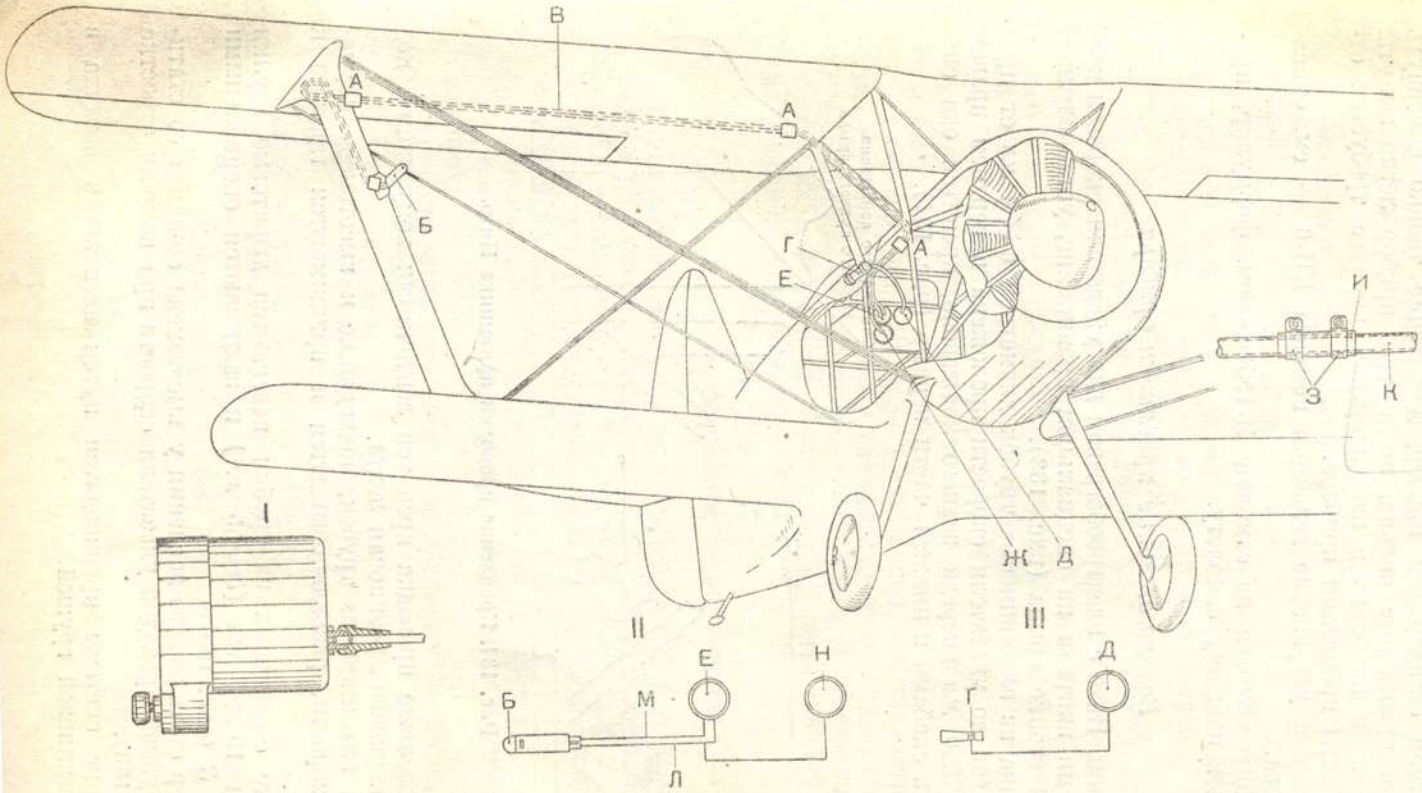


Рис. 133. Схема проводки от трубок Пито и Вентури.

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—дюритовая 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 6×4 *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 нервюр (рис. 134).

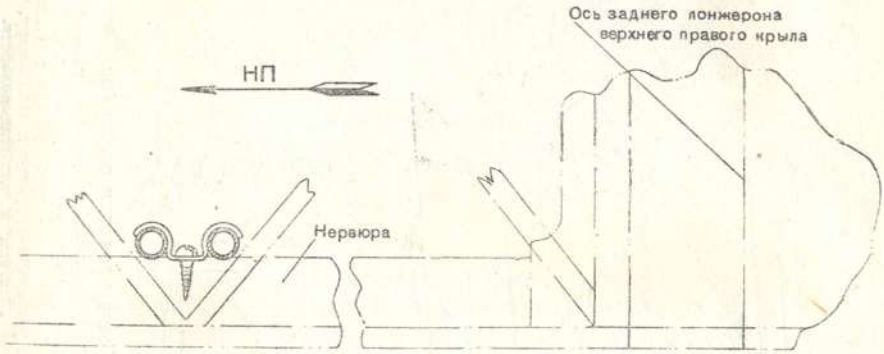


Рис. 134. Крепление проводки приемника Пито.

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 10×4 *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 отростка (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 *Б* 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 8×6 *мм*, которая в местах соединения с прибором и в местах сращивания имеет дюритовую втулку диаметром 14 × 8 *мм*, зажатую по концам специальными хомутами с барашками (рис. 133).

Для лучшей обтекаемости на самолетах последующих серий зажимные хомутики 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;

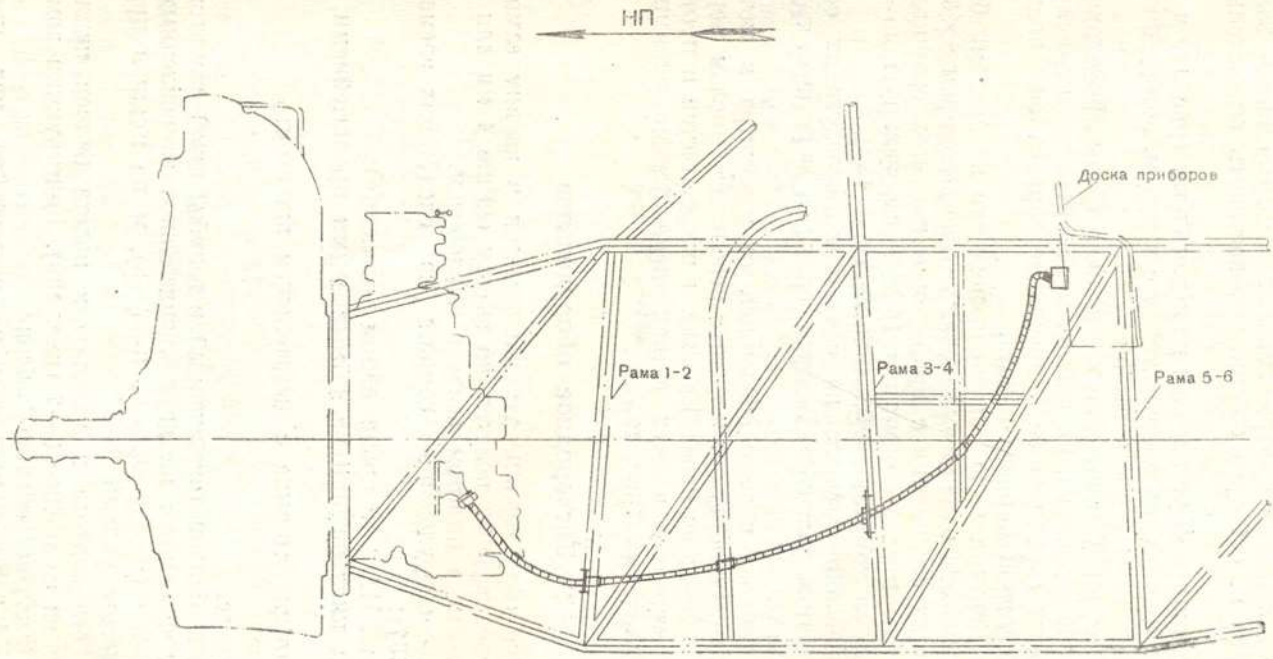
4) присоска;

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° к пилоту (рис. 139).



Примечание: Проводку вести по правому борту

Рис. 135. Установка центробежного тахометра.

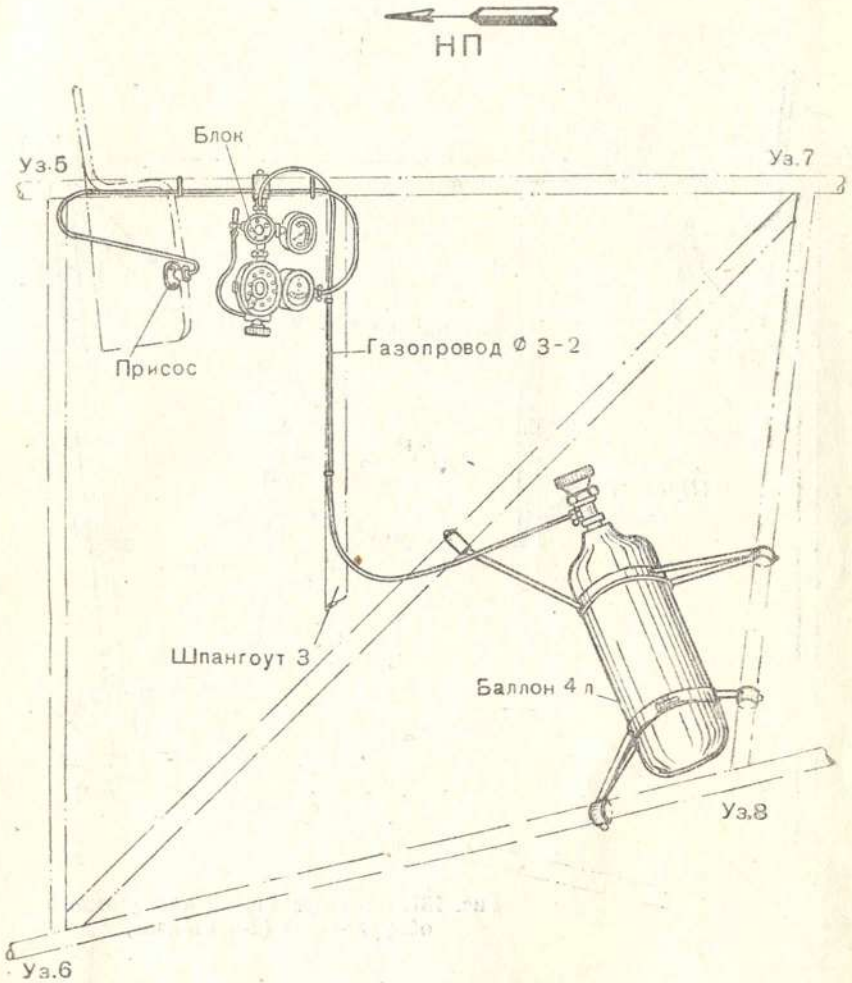


Рис. 136. Схема установки кислородного оборудования (1-й вариант).

На самолетах последующих серий, для более удобного пользования кислородным прибором, КПА-3 поставлен над лонжероном с вывернутыми манометром и индикатором потока под углом 30° к летчику (рис. 140).

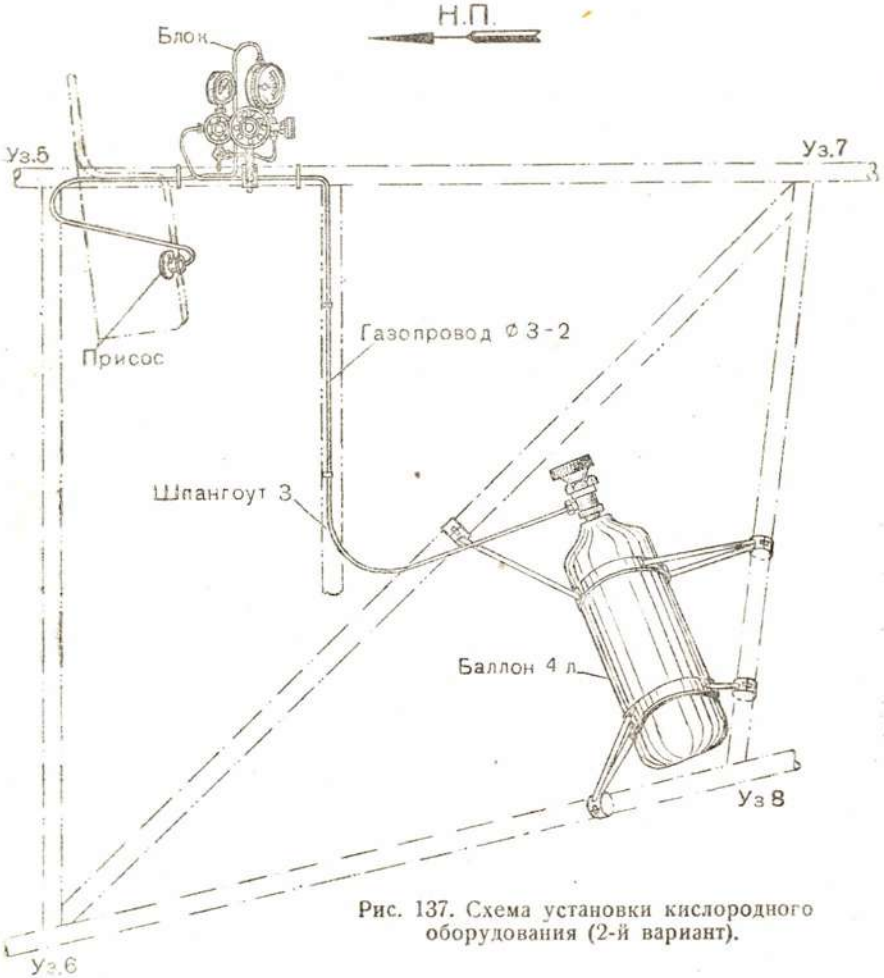


Рис. 137. Схема установки кислородного оборудования (2-й вариант).

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 хомутиками с резиновыми прокладками шириной 8 *мм*.

Газопровод зажимается болтиками в нормальных хомутиках на подкосе рамы.

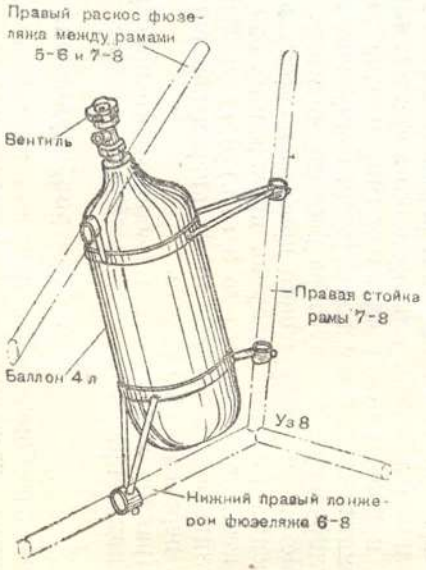


Рис. 138. Установка кислородного баллона.

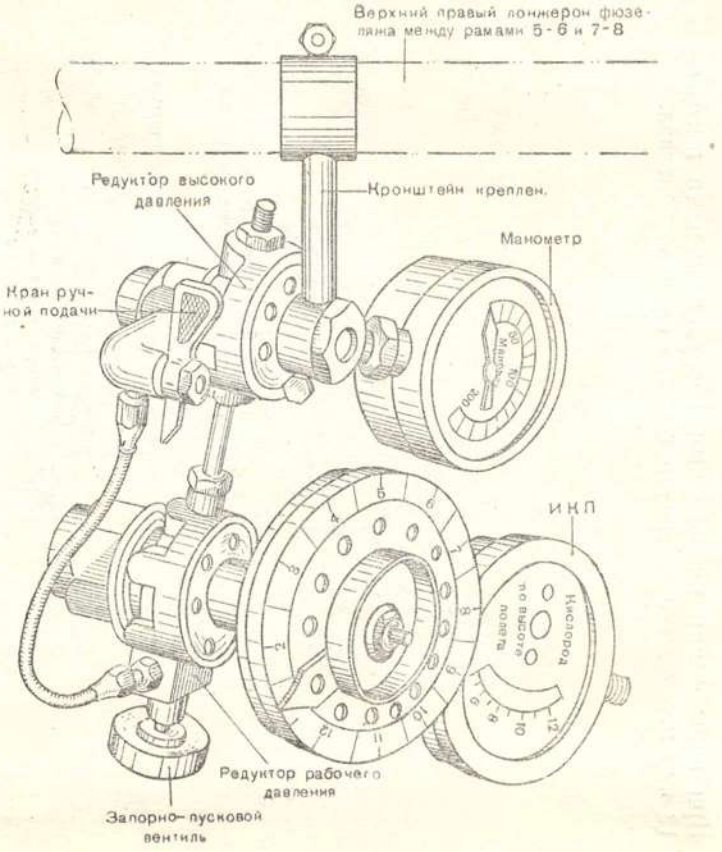


Рис. 139. Установка кислородного прибора (1-й вариант).

При пользовании кислородным оборудованием (с высоты от 4 до 12 *км)* необходимо отвернуть вентиль баллона доотказа.

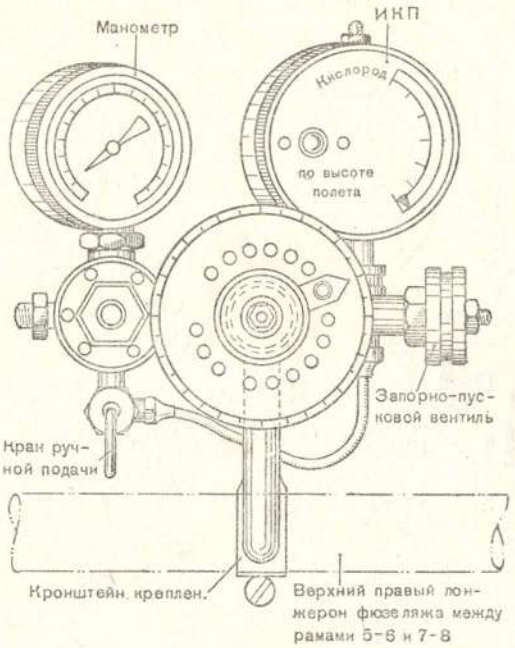


Рис. 140. Установка кислородного прибора (2-й вариант).

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 эксплоатации кислородного прибора приводятся в инструкции, прилагаемой к каждому самолету.

3. Электрооборудование

Электрооборудование самолета предназначено для освещения кабины обогревания 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
	I. Источник электроэнергии			
1	Аккумуляторная батарея	6АТИ-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.
	II. Наружное освещение			
2	Бортовой огонь (арматура и лампа 10 *W* 12 *V* плафонного типа) . .	БС-35	2	
3	Хвостовой огонь (арматура и лампа с цоколем Сван-Миньон)	ХС-35	1	По группе аэронавигационного оборудования.
4	Факелодержатель съемный	—	2	Посадочные огни.
	III. Внутреннее освещение			
5	Кабинные лампы створчатые (арматура и лампа плафонного типа 5 *W* 12 *V*)	КЛС-35	2	
6	Переносная лампа	ПЛ-36	1	
	IV. Обогреватели приборов			
7	Трубка Пито	БОС	1	По группе аэронавигационного оборудования.
8	Часы	АЧО	1	
	V. Распределительные приборы			
9	Распределительная коробка	РК-34	1	
10	Электрощиток	ЭЛ-36	1	
11	Реостат кабинных 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 последующих серий снят.
24	Проводка разного сечения	ЛПРГС	—	
25	Жгут кабинных ламп	ЭС-744	—	С самолетов последующих серий снят.

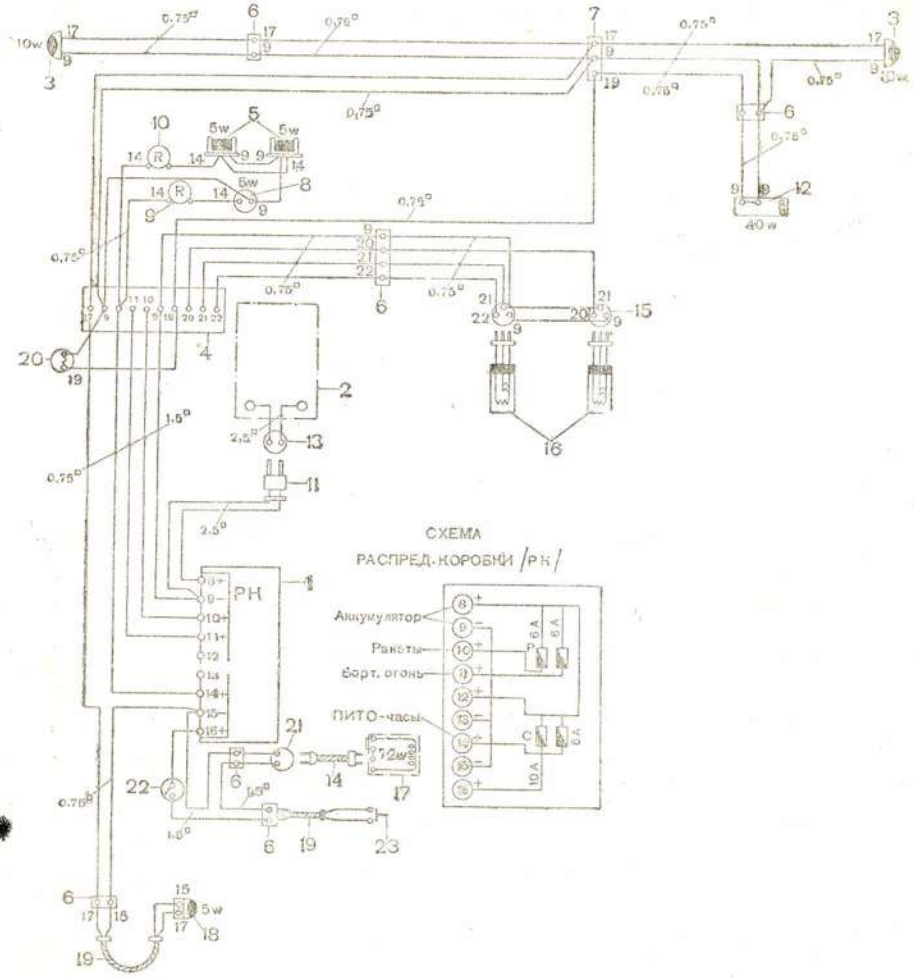


Рис. 141. Принципиальная схема электропроводки.

1—РК (распределительная коробка), 2—аккумулятор 6АТИ-3, 3—бортовые огни типа БС-35, 4—модернизированный щиток ЭЛ-36, 5—створчатые кабинные лампы КЛС-35, 6—двухклеммная проходная коробка, 7—трехклеммная проходная коробка, 8—штепсельная розетка для прицела, 9—реостат штепселя для прицела, 10—реостат ламп РЛ-12, 11—штепсельная вилка для „7к", 12—обогреватель типа БОС-ЦАГИ, 13—штепсельная розетка „7к", 14—жгут от фотокинопулемета, 15—патрон для сигнальных ракет, 16—ракета с держателем, 17—фотокинопулемет, 18—хвостовой огонь типа ХС-35, 19—гибкий шланг типа „А", 20—обогреватель часов АЧО, 21—гнезда для фотокинопулемета, 22—тумблер включения фотокинопулемета, 23—одинарная кнопка фотокинопулемета.

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 хомутиками (С91) через каждые 350—400 *мм*.

В крыльях и центроплане жгуты крепятся дюралевыми скобками (рис. 144).

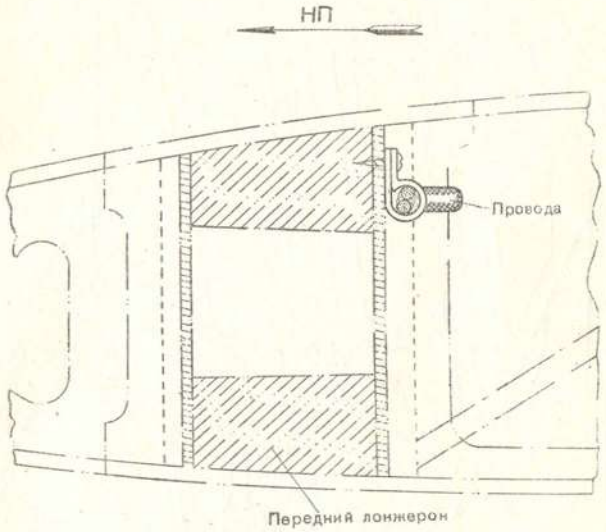


Рис. 144. Крепление проводки в крыле

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 *Б* 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 кверху 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 *Е*, сняв его с крючка скобы *Г*, развести в обе стороны скобы *Г* и *Д* и вынуть аккумулятор из ванны.

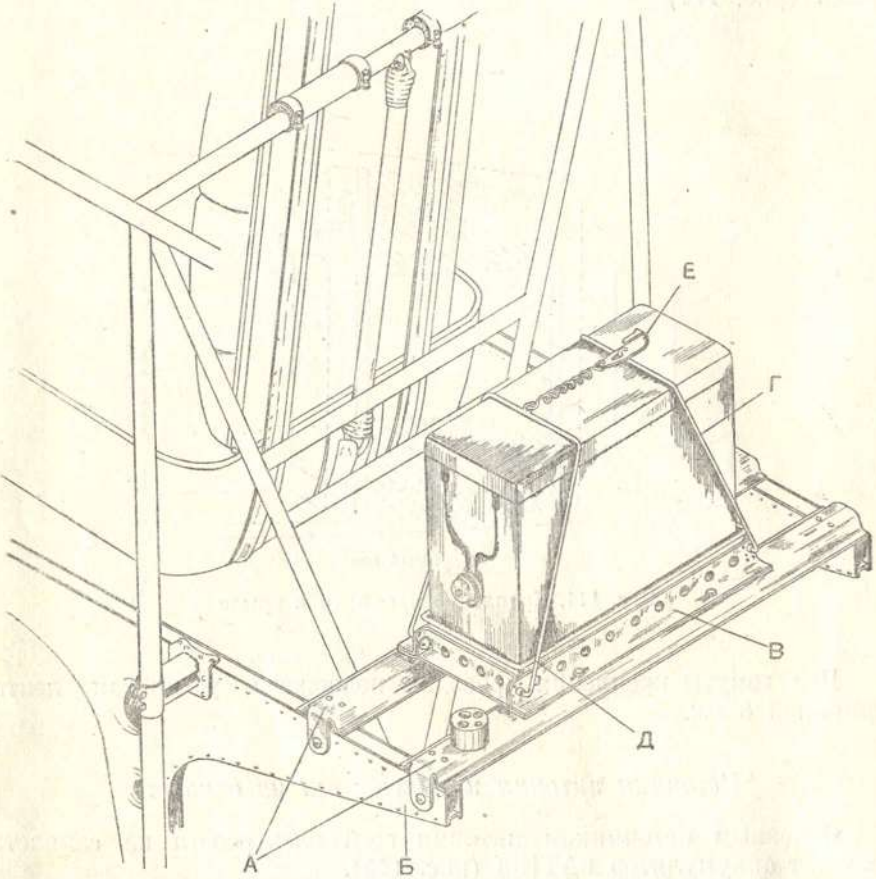


Рис. 145. Установка аккумулятора 6АТИ-3 (1-й вариант).

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 дюраля 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).

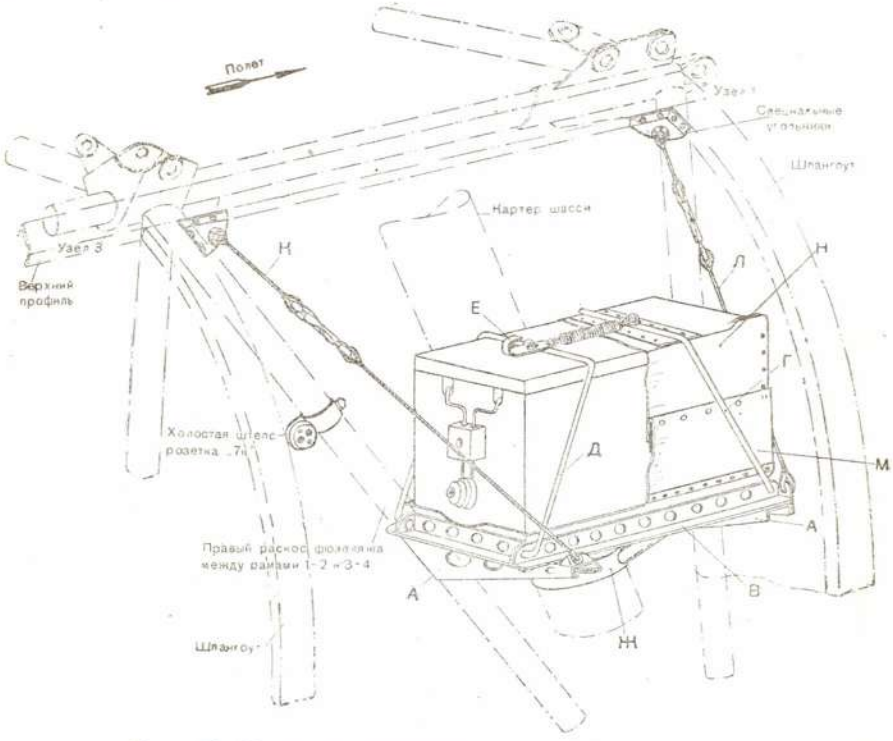


Рис. 146. Установка аккумулятора 6АТИ-3 (2-й вариант).

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 штепсельной 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).

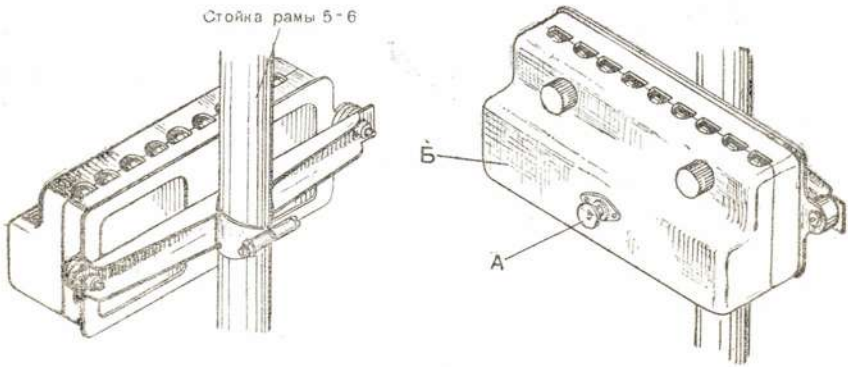


Рис. 147. Установка распределительной коробки.

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).

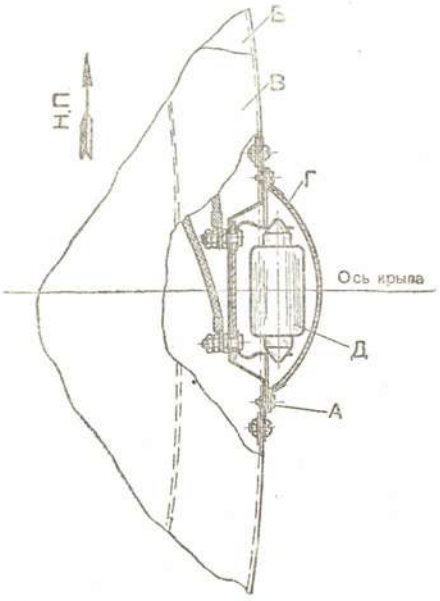


Рис. 148. Крепление бортового огня.
А—винт, Б—дуга, В—обшивка крыла, Г—бортовой огонь типа БС-35, Д—лампа 10 W.

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 шурупами, по левую и правую сторону оси 13-й нервюры, на расстоянии 230 *мм* друг от друга.

Для лучшего обтекания самолета подкрыльные факелы сделаны раз'емными (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*.

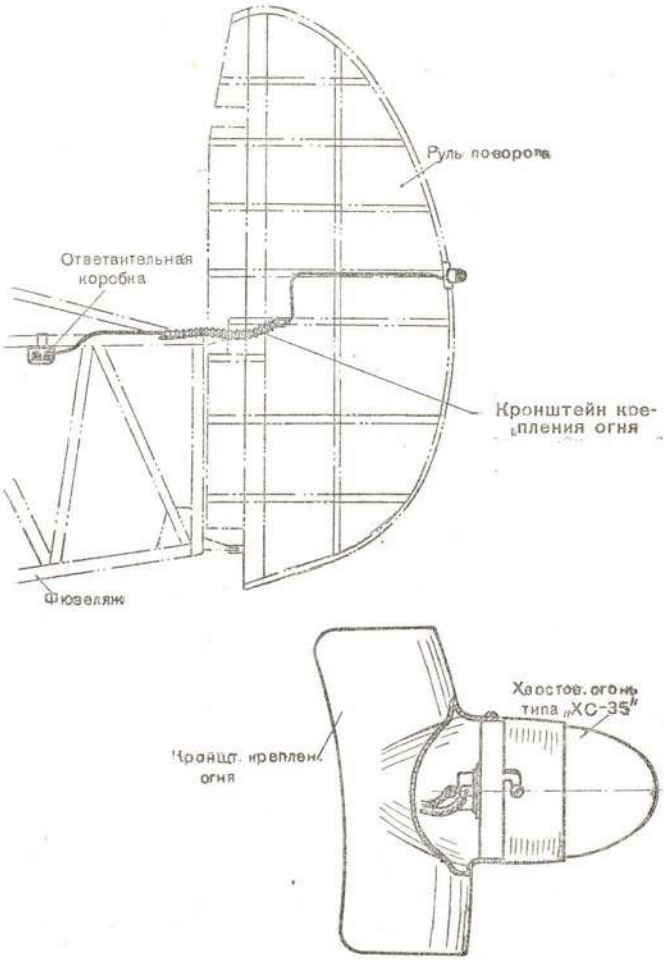


Рис. 149. Установка хвостового огня.

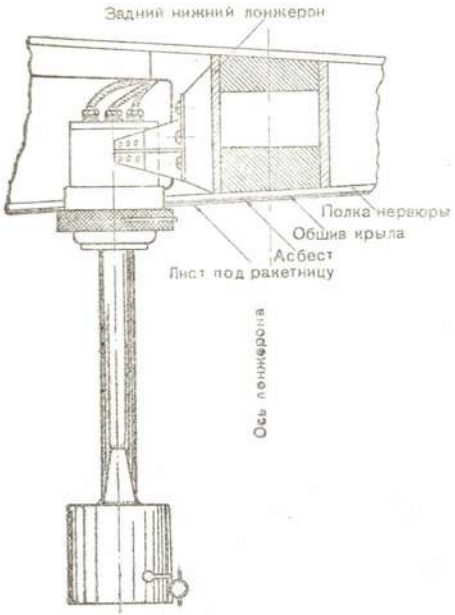


Рис. 150. Крепление факелодержателя.

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 кабинных ламп типа РЛ-12.

Между кабинными лампами и доскою приборов к верхнему профилю каркаса кабины, расположенному по оси самолета, крепится штепсельная розетка типа «7к» для освещения прицела (рис. 152).

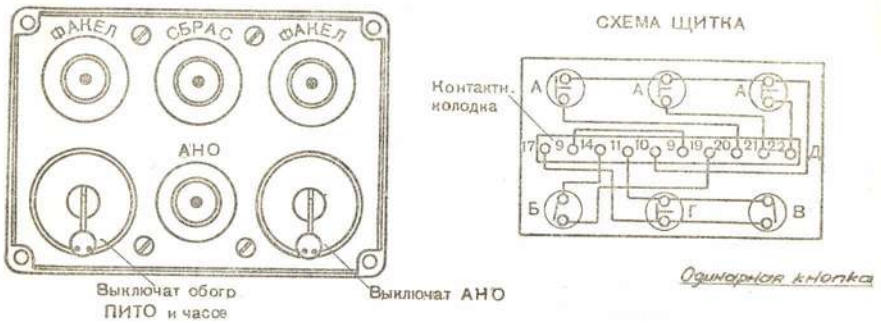


Рис. 151. Электрощиток.

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.

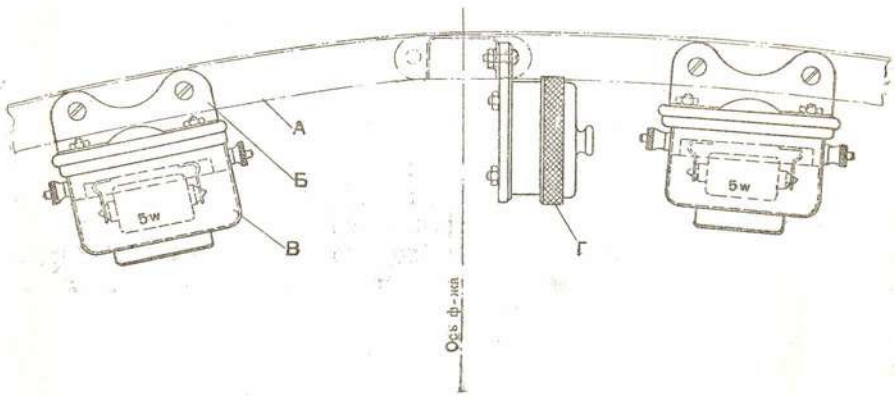


Рис. 152. Установка кабинных ламп и штепселя для прицела.

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 целости сети, в нескольких местах раз'ема (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 чистотою 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 спссобами: 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).

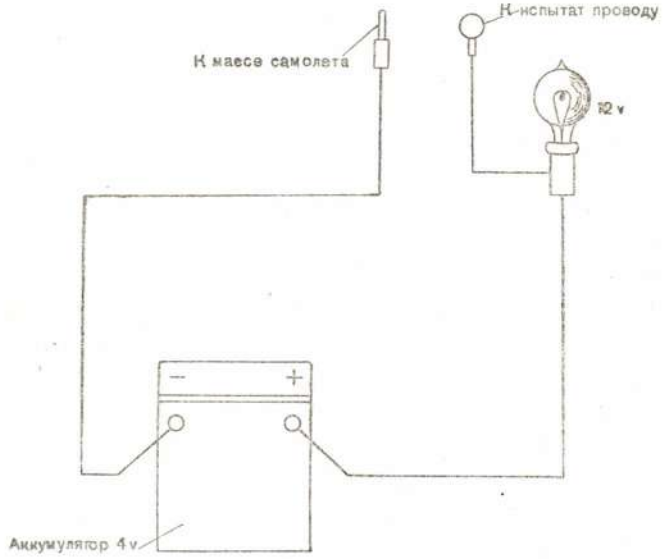


Рис. 153. Проверка исправности сети электроосвещения.

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, разобранным 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 сшитая 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 дерматина (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, привернутой 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 разъему.

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 эксплоатации самолета в зимних условиях на масляный бак надевается специальный теплый чехол, сшитый из дермантина с войлоком.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

Приказ начальника военных воздушных сил РККА № 0246 3

Глава 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

Глава 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

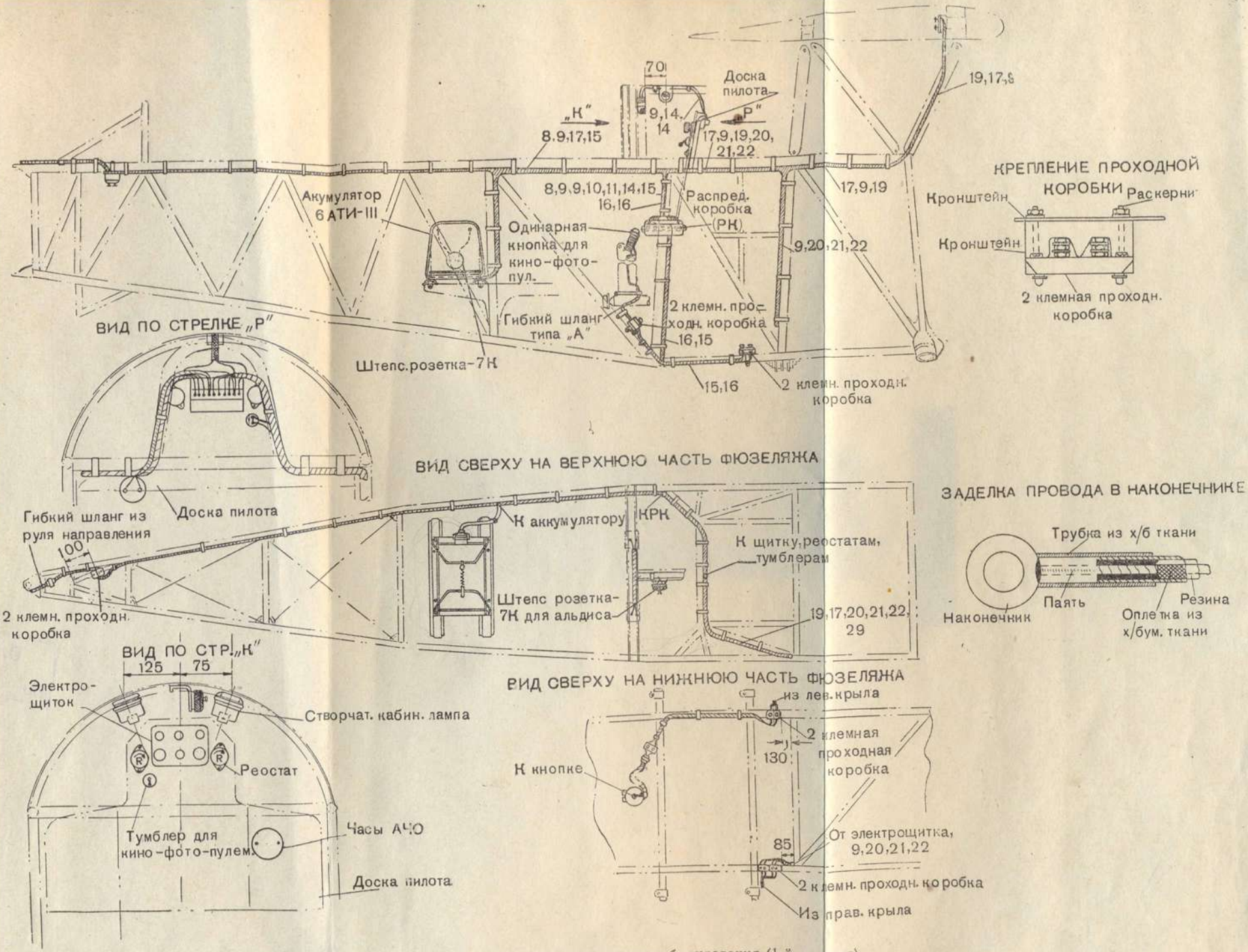


Рис. 142. Монтажная схема электрооборудования (1-й вариант).

Сечение проводов брать по принципиальной схеме. На проводах в гребенках РК, щитка пилота, в переходных коробках напаиваются наконечники: у щитка 1,5 а, у переходных коробок 2,5 а, у РК—4 а. Под хомуты подкладывать резиновую ленту РЗЛ-1 шириной 8 мм.