

629.7

С 17

ОДНОМ КОМИССАРИАТ
ПРОМЫШЛЕННОСТИ СОЮЗА ССР

№ 10
21. 10 1933

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.




121

О П Е Ч А Т К И

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° ±1°*	Угол установки винта 30° ±1°*
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» 

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 объявленное при сем «Техническое описание самолета И-15бис, книга 1» 

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 полутороплан 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 Наса, поставленным вместо кольца Тауненда;

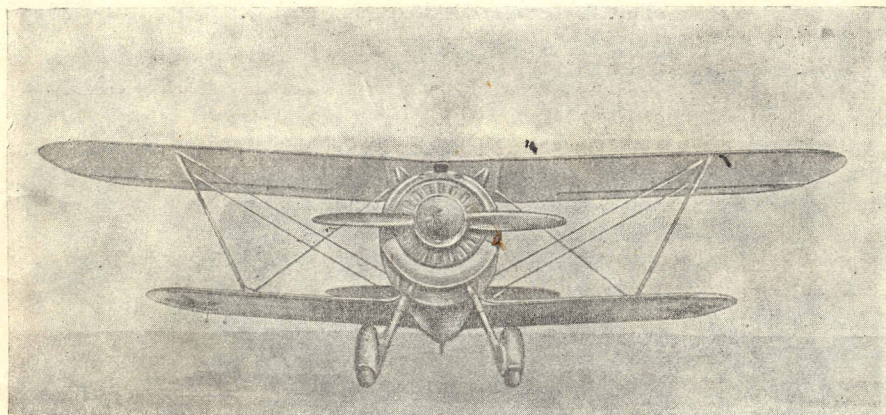


Рис. 1. Самолет И-15бис (вид спереди).

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

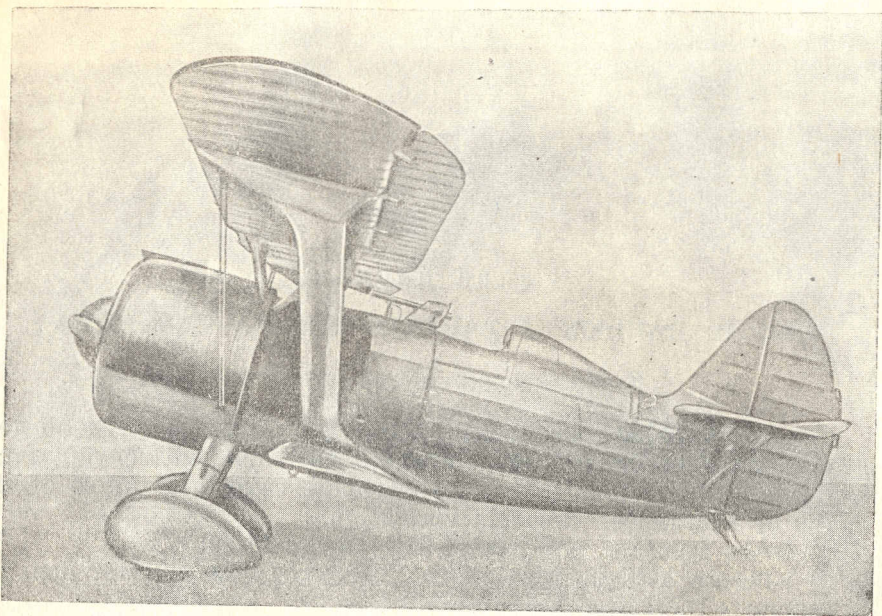


Рис. 2. Самолет И-15бис (вид сбоку).

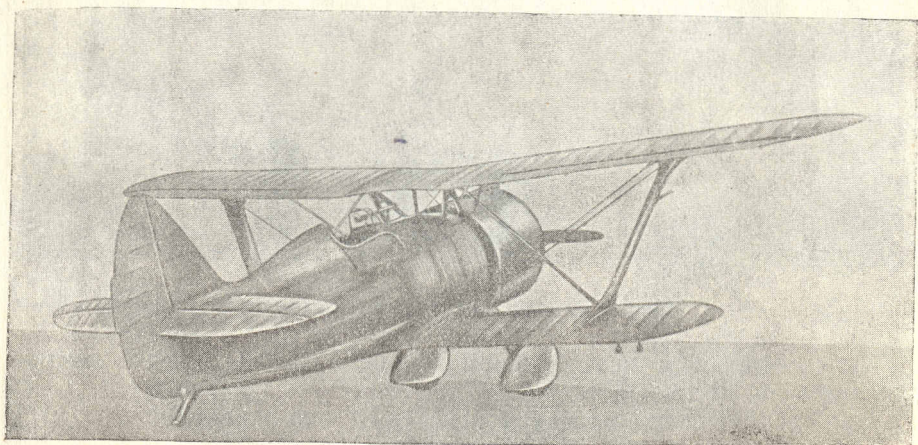


Рис. 3. Самолет И-15бис (вид сзади).

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 $V_{\text{макс.}} = 370 \text{ км/час}$ до $V_{\text{пос.}} = 100 \text{ км/час}$), 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 перегрузки 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 большими 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 подема.

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 $28^{\circ}30'$

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

Максимальные горизонтальные скорости (рис. 4)

H м	V км/час	n об/мин	P_k 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

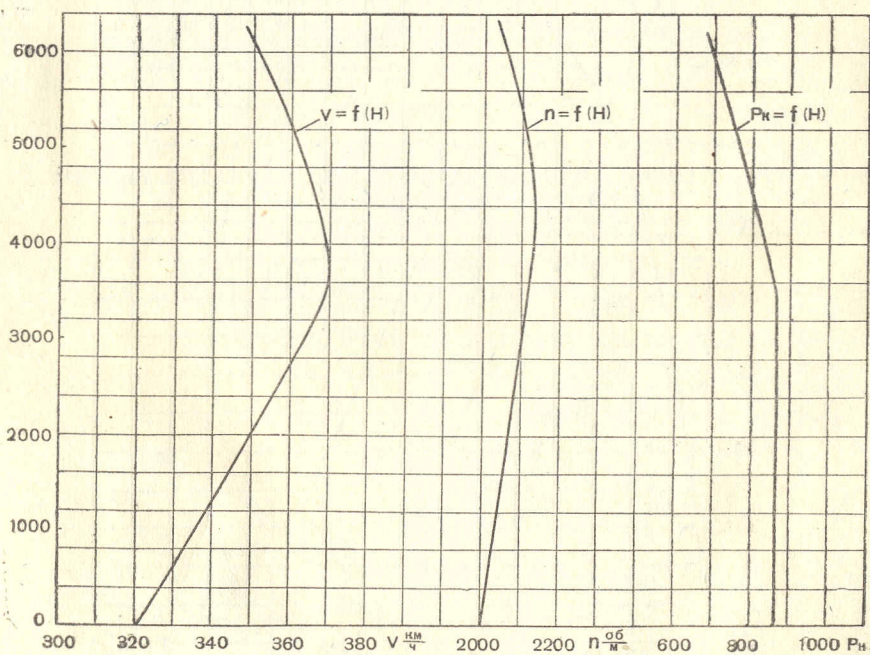


Рис. 4. Кривые максимальных горизонтальных скоростей.

Скороподъемность (рис. 5)

<i>H</i> м	<i>T</i> мин.	<i>U</i> м/сек	<i>R_к</i> мм рт. ст.	<i>n</i> 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	—	—

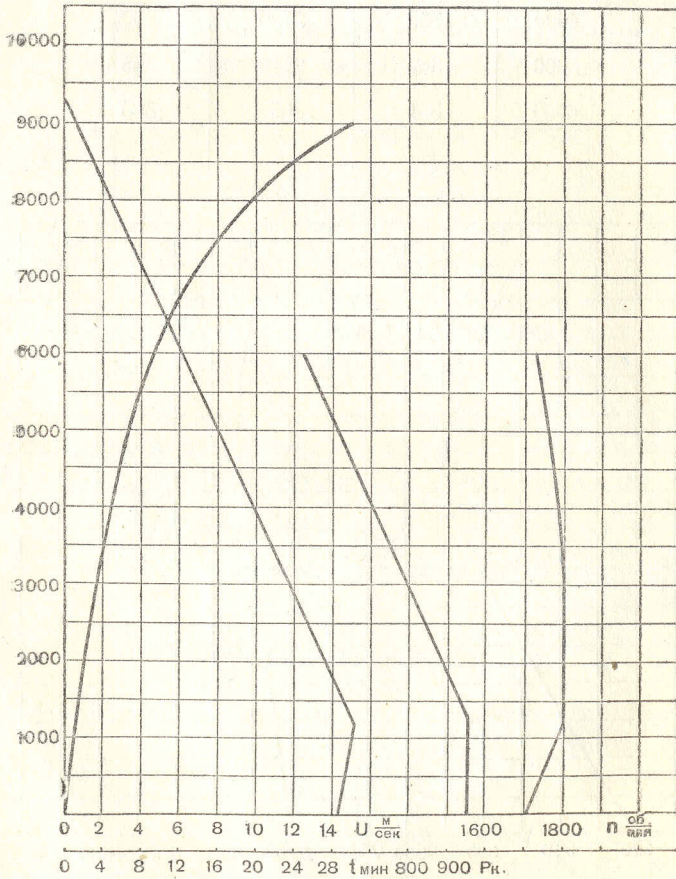


Рис. 5. Кривые скороподъемности.

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 эксплуатации 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 подъем 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 подъем 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.	R_k 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
		1800	300	306	800	125	0,410
$H_{ст} = 960$	{	1900	320	323	888	150	0,485
		2000	335	338	980	185	0,550
		1500	240	260	500	70	0,270
$H_{пр} = 1000$	{	1600	250	270	580	85	0,315
		1700	265	284	620	94	0,332
		1800	285	304	700	115	0,380
		1900	300	312	800	140	0,435
$H_{ст} = 1500$	{	2000	320	340	880	170	0,500

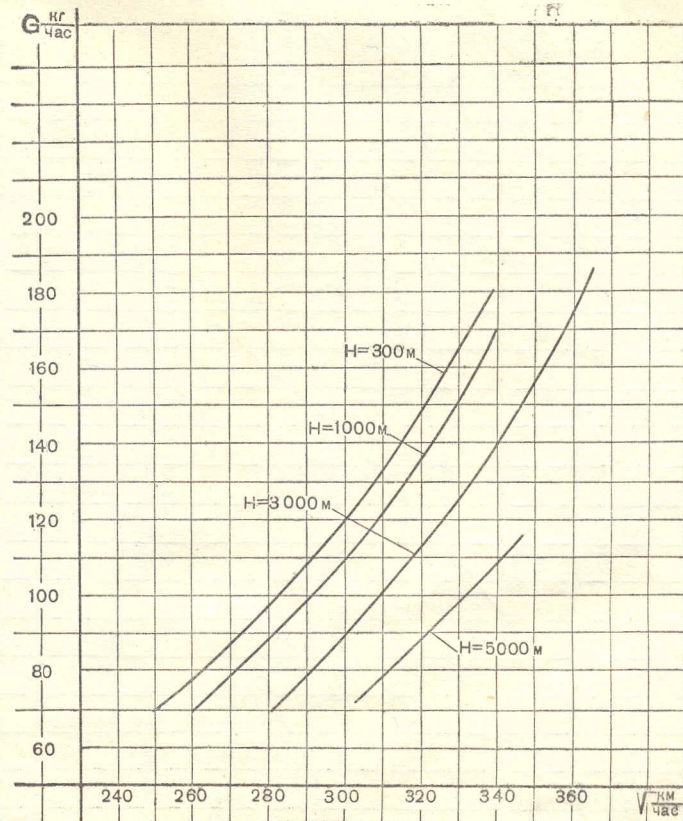
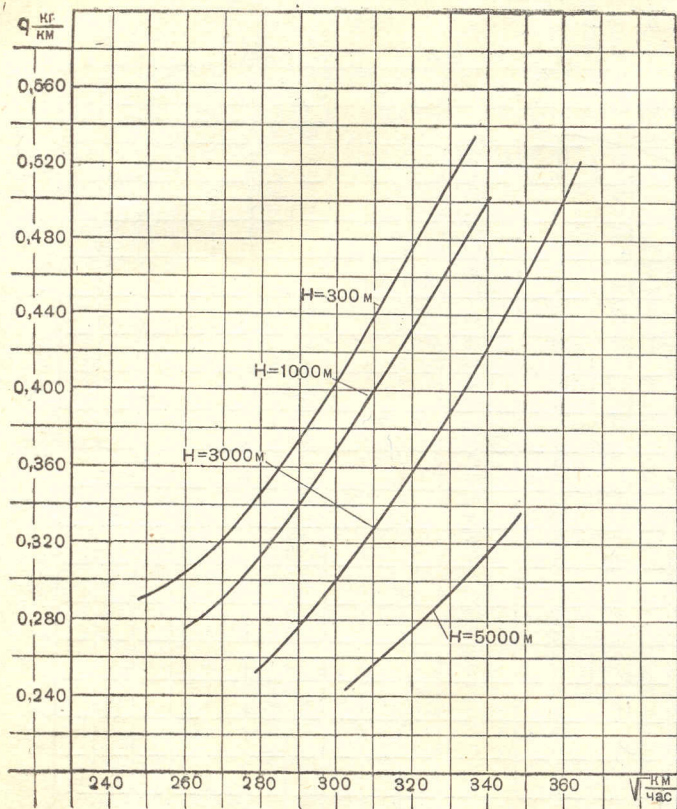


Рис. 6. Кривые километрового и часового расхода горючего при полете по прямой.

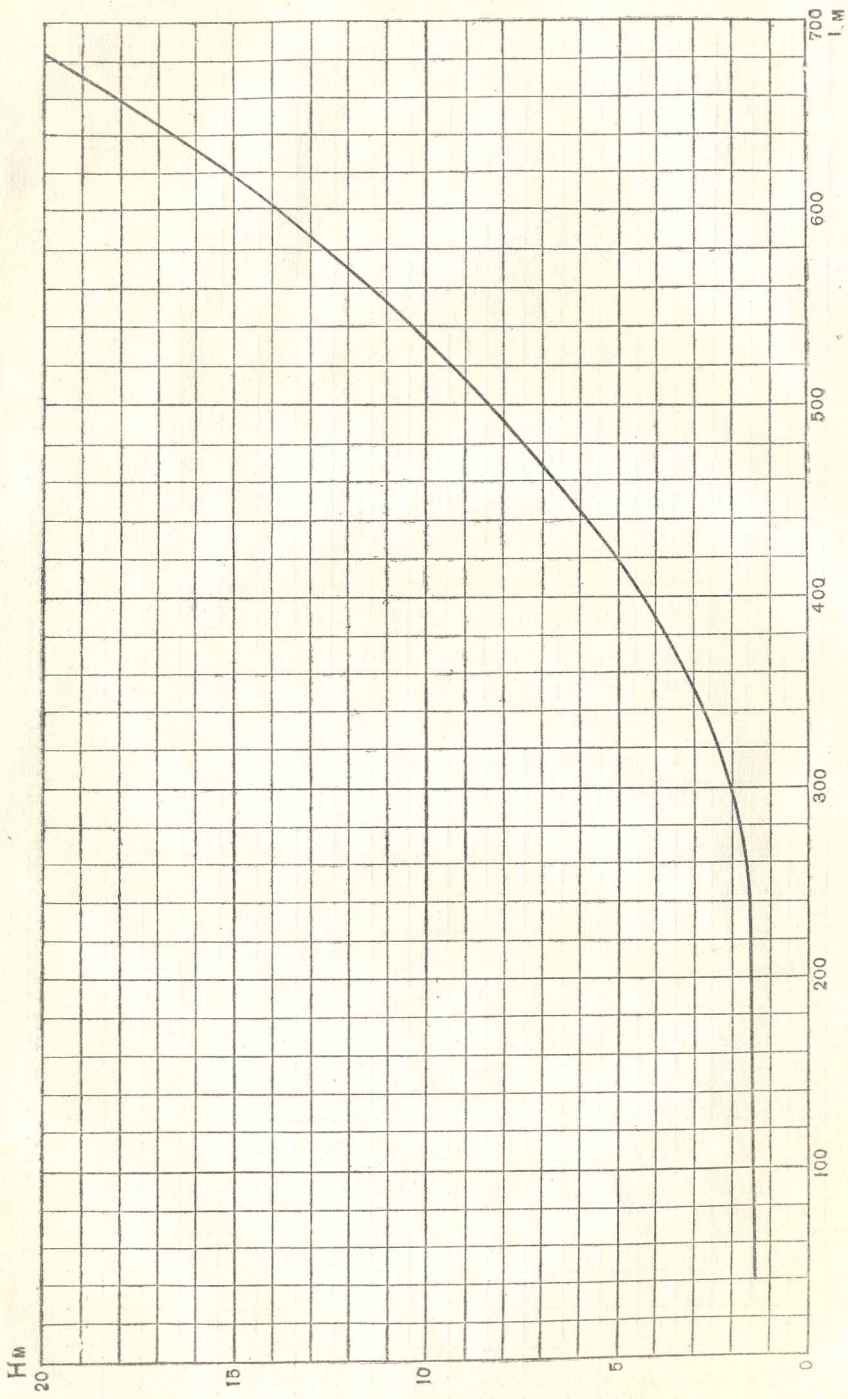


Рис. 7. Траектория взлета.

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 боееспособность 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 „

В с е г о 1638 кг

В вес пустого самолета входит:

Силовая установка	659,8 кг
Конструкция	489,2 „

В с е г о 1149,0 кг

В вес полной нагрузки входит:

Полезная нагрузка	322,0 кг
Горючее и смазочное	167,0 „

В с е г о 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 "

В с е г о 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 "

В с е г о 322,0 кг

Горючее и смазочное:

Бензин	150,0 кг
Масло	17,0 "

В с е г о 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 БАТИ-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 м² 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.

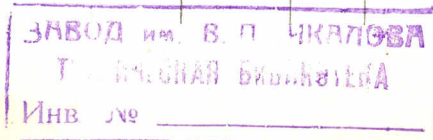
Так, например: самолет И-15бис с полетным весом 1700 кг выполняет вираж на высоте 1000 м в 10,5 сек.; разгруженный до 1420 кг делает вираж в 9 сек. (испытания НИИ ВВС).

Вес деталей самолета и оборудования и размещение их
 на самолете

Ось X-ов—продольная ось самолета

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

№ по пор.	Наименование нагрузки	P. X.	Абсцисса X в м	Вес P в кг	Ордината Y в м	P. Y.
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, гильзотводы и звенья отводы	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 Вен- тури, 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



№ по пор.	Наименование нагрузки	Р. Х.	Абсис-са Х в м	Вес Р в кг	Ордина-та У в м	Р. У.
	Вспомогательное оборудование . . .	39,698	—	14,55	—	—1,15
19	Паращют	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
	Несъемная 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 Наса	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	6,146	1,04	5,9	-0,315	-1,86
39	Заливной бачок	1,836	1,765	1,04	0,2	0,208
40	Жалюзи капота Наса	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 X в м	Вес P 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 X в м	Вес P в кг	Ордината У в м	Р. У.
66	Окрашка 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 БАТИ-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	191,0	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 БАТИ-III, установленный за сиденьем летчика (первые серии)	38,82	3,235	12,0	0,065	0,78

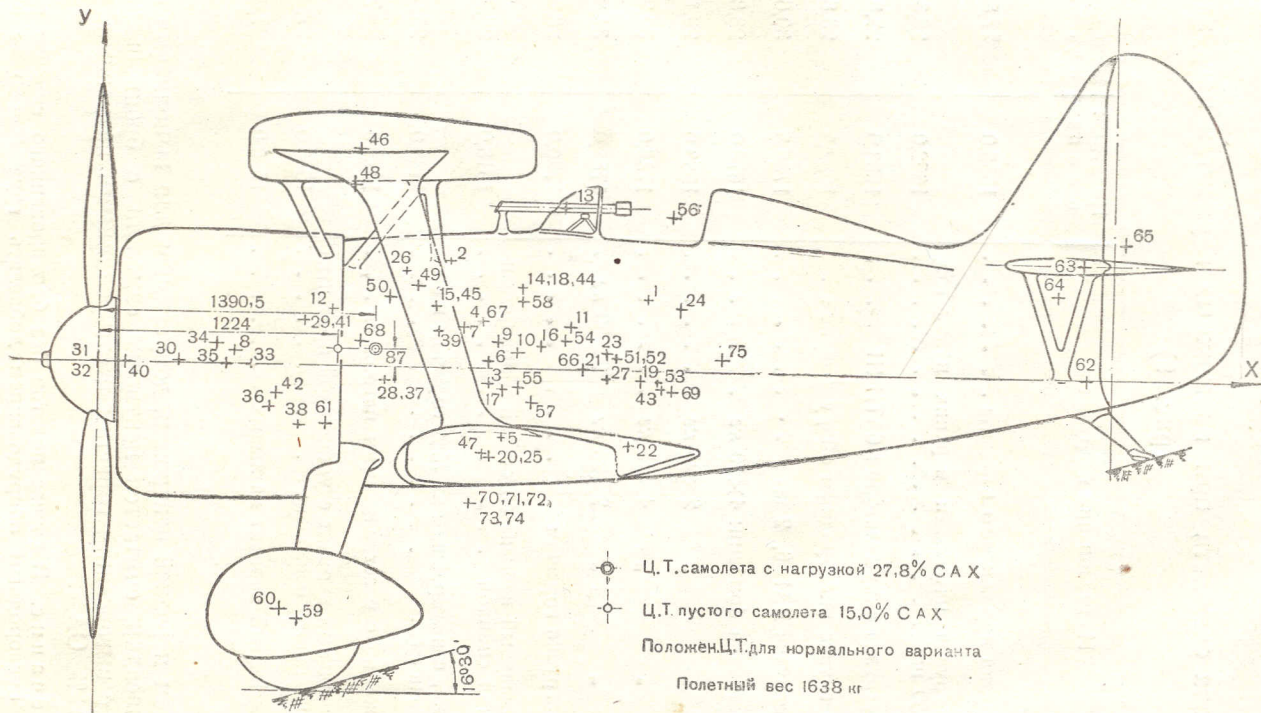


Рис. 8. Размещение оборудования на самолете.

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 БАТИ-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 сидением, 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.

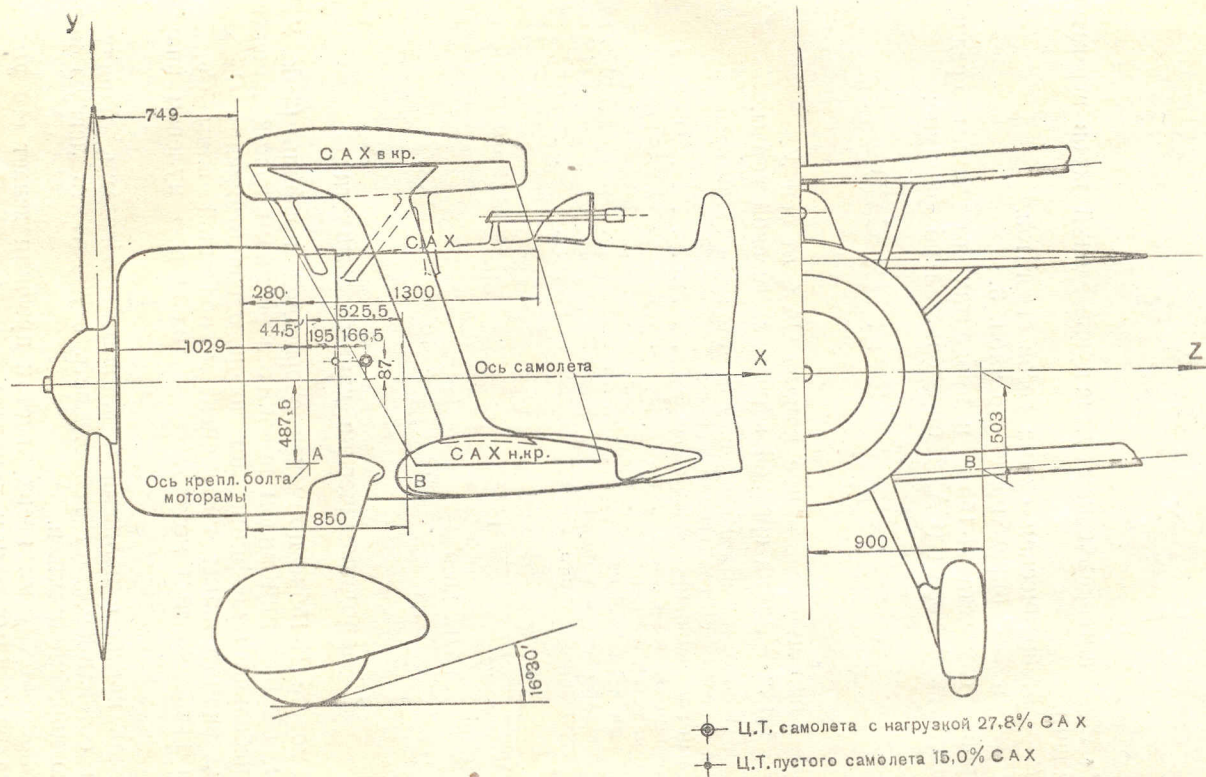


Рис. 9. Центровка и САХ самолета.

Способ подсчета центровки

Расстояние центра тяжести самолета от оси X определяется по формуле:

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

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:

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

где:

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

$L_{\text{сах}} = 1,3 \text{ м}$ — 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:

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

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 коэффициентом лобового сопротивления $C_{x_{\text{min}}} = 0,0058$, значительным коэффициентом подъемной силы $C_{y_{\text{max}}} = 0,64$ и коэффициентом момента $C_{m_0} = 0,032$ 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%.

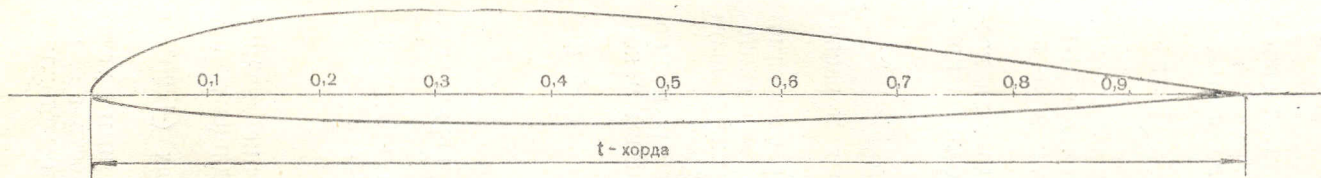


Рис. 10. Профиль крыльев Clark УН.

Таблица координат

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 коэффициентов

α°	-16°	-14°	-12°	-10°	-8°	-6°	-4°	-2°	0°	2°	4°	6°	8°	10°	12°	14°	16°	18°	20°	22°
C_u	-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
C_x	0,1014	0,0748	0,0474	0,0250	0,0127	0,0033	0,0063	0,0058	0,0063	0,0031	0,0113	0,0156	0,0214	0,0296	0,0384	0,0478	0,0588	0,0731	0,0800	0,1193
C_m	-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 коэффициента подъемной силы всего самолета C_y от коэффициента 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 $\varphi = 29^\circ$.

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 подъеме $U = t(H)$ и время подъема на высоту $T = t(H)$.

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 $\alpha = 18^\circ - 22^\circ$, и появление двойных режимов соответствует обычному явлению, происходящему при срыве обтекания на критическом режиме.

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

Указанный срыв потока происходит за посадочным углом ($\alpha = 16^\circ 30'$) 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.

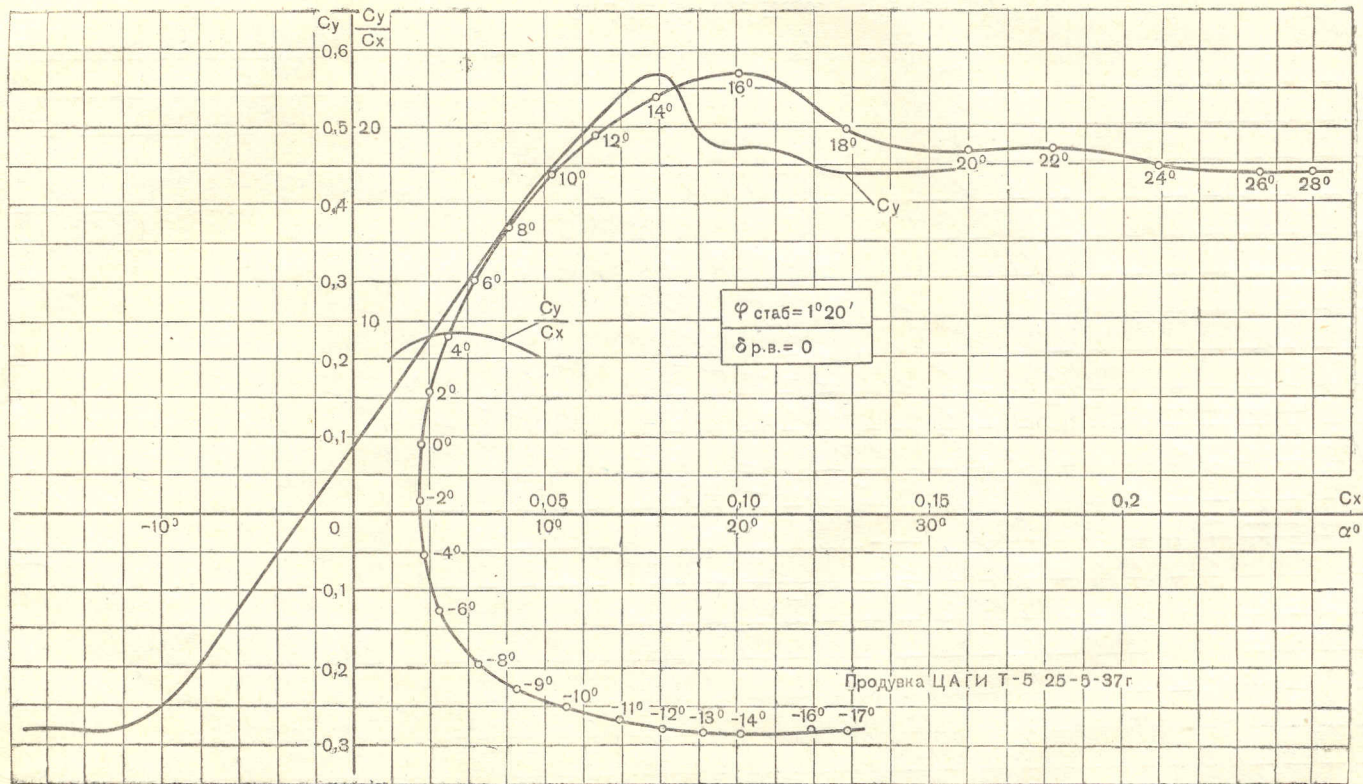


Рис. 11. Поляра самолета.

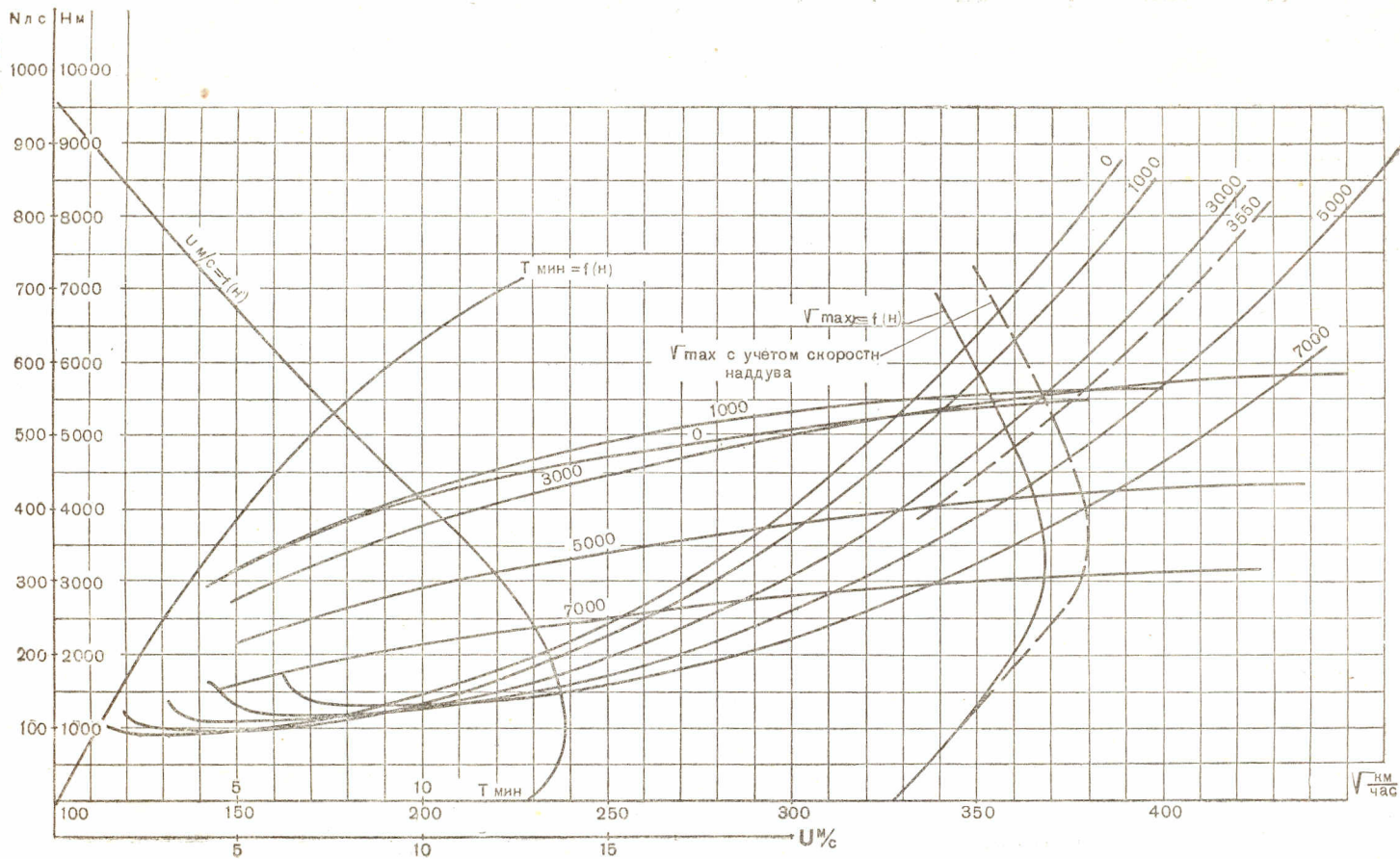


Рис. 12. Кривые Пено.

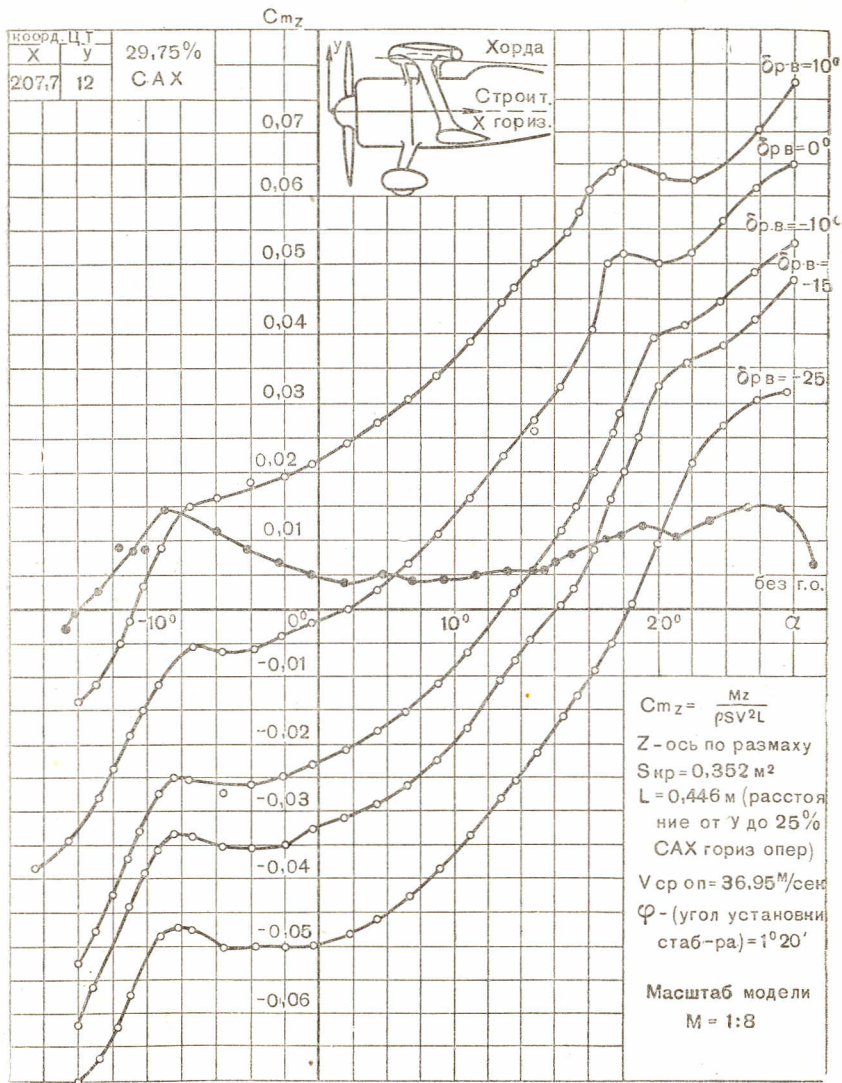


Рис. 13. Диаграмма испытаний на $C_{mz} = f(\alpha)$.

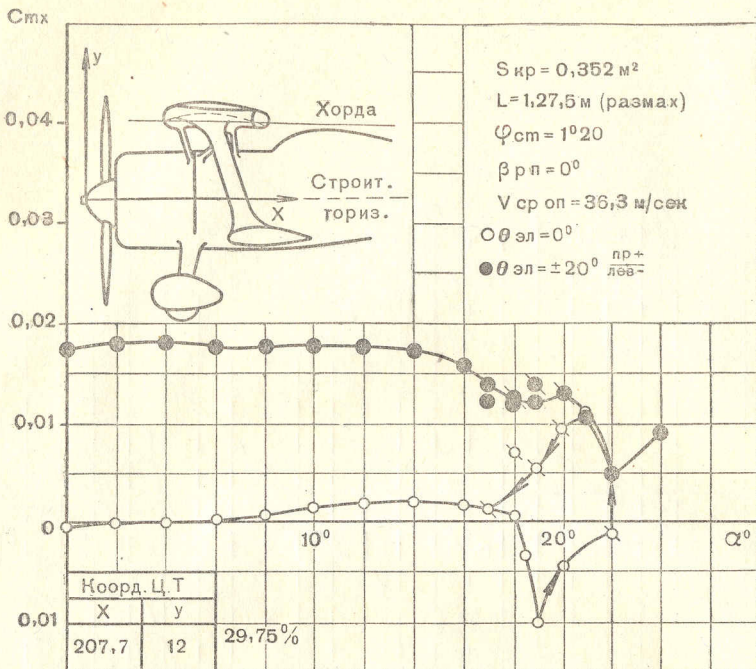


Рис. 14. Диаграмма испытаний на $Cm_x = f(\alpha)$.

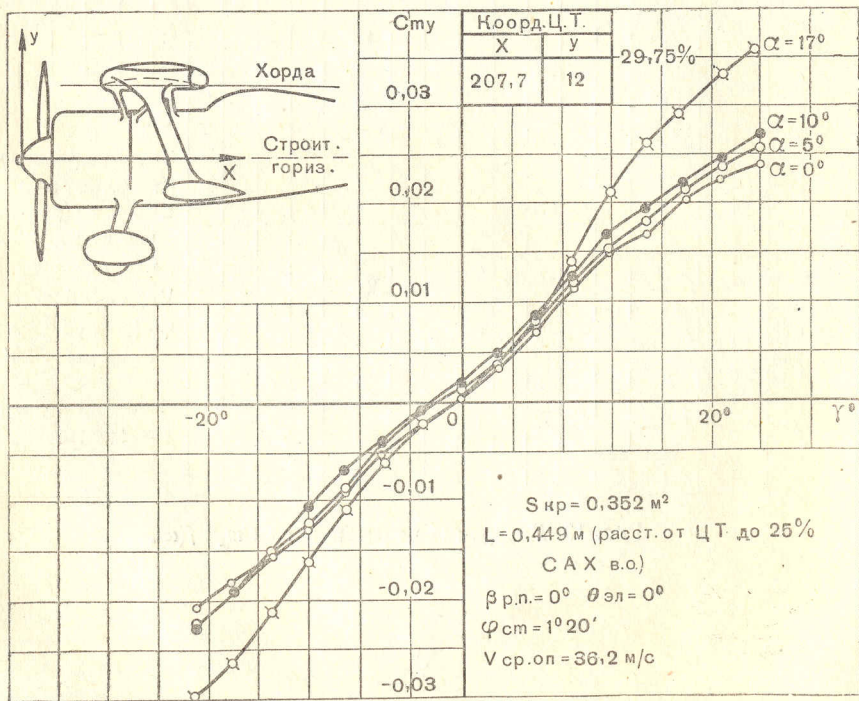


Рис. 15. Диаграмма испытаний на $Cm_y = f(\gamma)$.

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

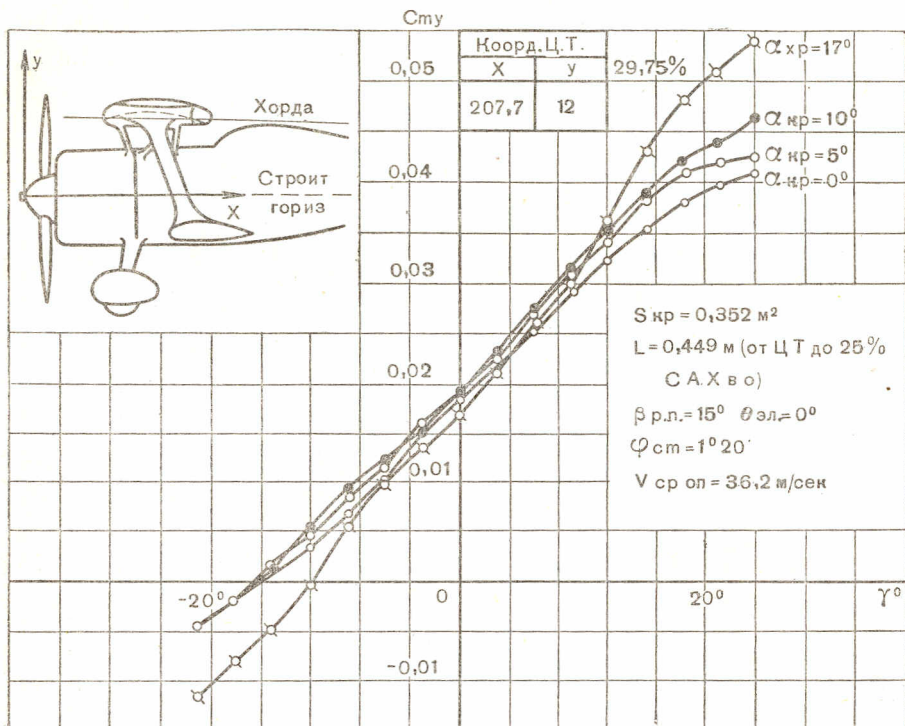


Рис. 17. Диаграмма испытаний на $C_{m_y} = f(\gamma)$.

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 $73 \times 525 \text{ мм}$.

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 $73 \times 525 \text{ мм}$ вызвала явление перекompенсации 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.

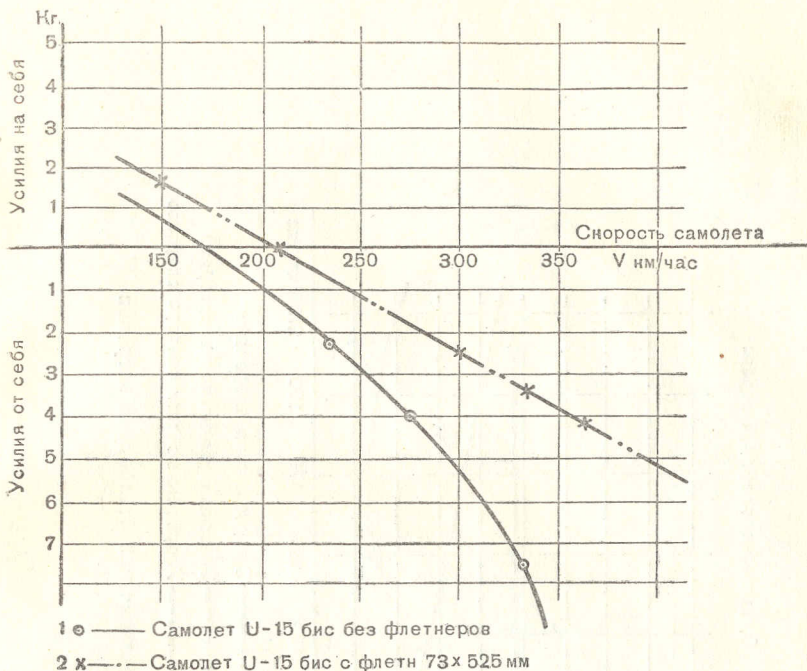


Рис. 18. Усилия на ручку в горизонтальном полете.

Усилия на виражах

И-15бис
без флетнера

$V=160-170$ км/час

$n=1700$ об/мин

усиления на себя 8—7,2 кг

И-15бис
с флетнером

$V=170-180$ км/час

$n=1700-1750$ об/мин

усиления 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 ($S_{\text{комп}} = 24\% S_{\text{элэр}}$ 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 эксплуатации.



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

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 вырубивании 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/см²);
- 2) температуру выходящего масла (не ниже 60°С зимой и не выше 85°С зимой и летом; температуру регулировать, открывая заслонки маслорадиатора и жалюзи);
- 3) давление бензина (0,18—0,25 кг/см²);
- 4) показания термомпары (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), дапо 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°C мотор необходимо прогреть на 900 об/мин с закрытыми жалюзи. После того как мотор достаточно прогрет, что определяется по температуре головок цилиндров ($120\text{--}130^{\circ}\text{C}$) и температуре выходящего масла (60°C), 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 подъемного 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 гасит 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 $R_k = 865$ мм и $n = 1500\text{--}1600$ об/мин, с форсированным мотором — до $R_k = 955$ мм и $n = 1750\text{--}1800$ об/мин.

Форсировать мотор свыше $R_k = 955$ 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 P_k 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 $P_k = 865$ мм, что соответствует 1600—1650 об/мин. Разрешается форсировать мотор до $P_k = 955$ 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 подъеме на полном наддуве ($P_k = 955$ мм) мотор дает на установившемся режиме 1700—1800 об/мин, чему соответствует неполное открытие дросселя. Открытие дросселя до P_k больше 955 мм у земли запрещается во избежание перегрузки мотора и повреждения его. В первые 10 часов работы мотора не применять форсаж выше $P_k = 865$ 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°C.

Давление масла 3,5—5,6 кг/см².

Температура входящего масла 60—75°C.

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°C, однако, при пикировании температура

головок цилиндров понижается до 70—80°C, вследствие чего ухудшается приемистость мотора. Переохлаждать головки цилиндров ниже 120°C 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 убратъ газ и идти 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°C
Максимально допустимая (в течение 3 мин., не более)	260°C
Минимальная для хорошей приемистости	120°C

Температура входящего масла

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

Температура выходящего масла

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

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 задресселированным 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
Виравж 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 опущать 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 $10-15^\circ$.

Парашиотирование

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 «взд».

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		В в о д		В ы в о д		Потеря вы- соты Н м
Допущено	Запаздыва- ние	V км/час	n об/мин	V км/час	n об/мин	
Л е в ы й ш т о п о р						
1	—	90—120	900	180	1000	120
2	1,5	90—120	900	200	1100	220
3	2—2,5	90—120	900	210	1150	350
4	2,5	90—120	900	250	дан газ	600
П р а в ы й ш т о п о р						
1	—	90—120	900	190	1050	180
2	1,5	90—120	900	195	1100	200
3	1,8	90—120	900	215	1170	450
4	2,0	90—120	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 $50-60^\circ$. 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 режимом «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 всевременно 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

1. 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 $\pm 0^{\circ}30'$ относительно оси самолета, что соответствует углу возвышения пулемета на дистанцию 800 м.

Регулировка пулеметов допускается $0^{\circ}30'$ 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.

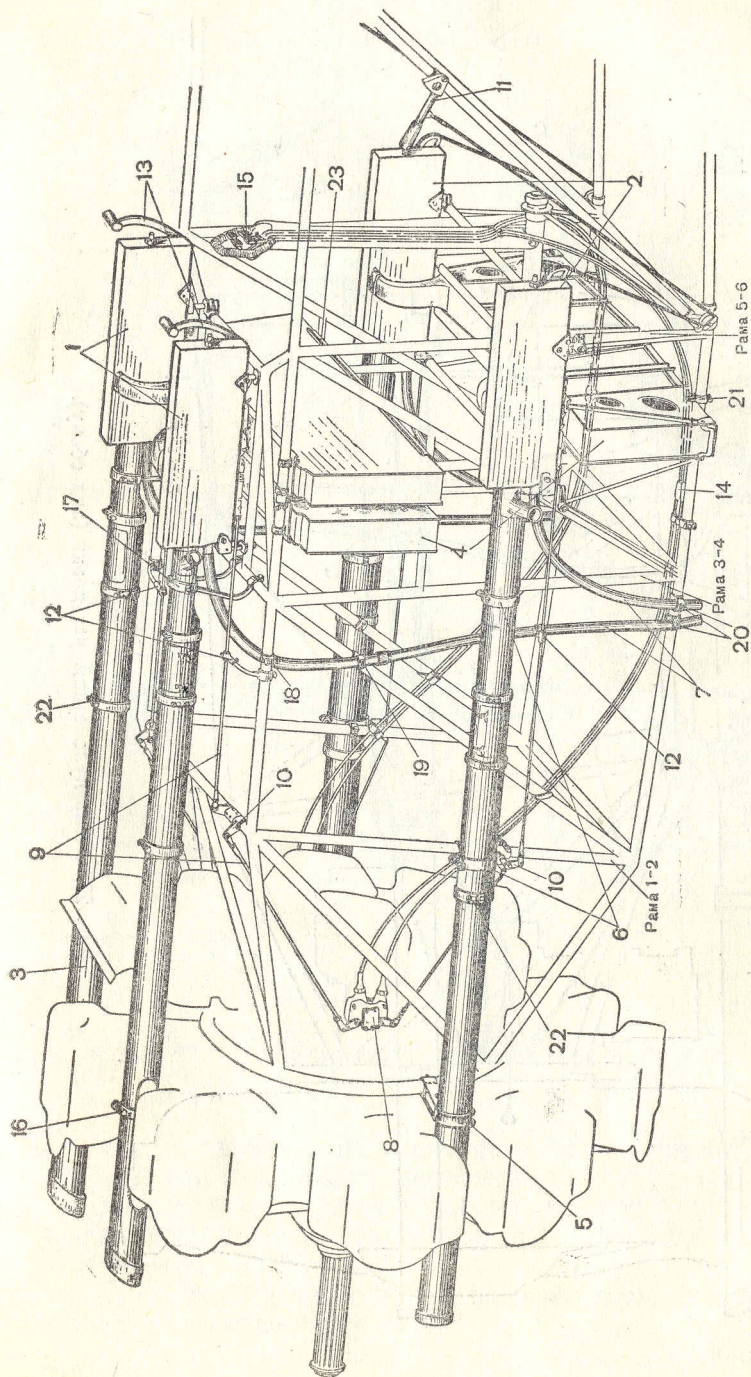


Рис. 21. Общий вид пулеметной установки.

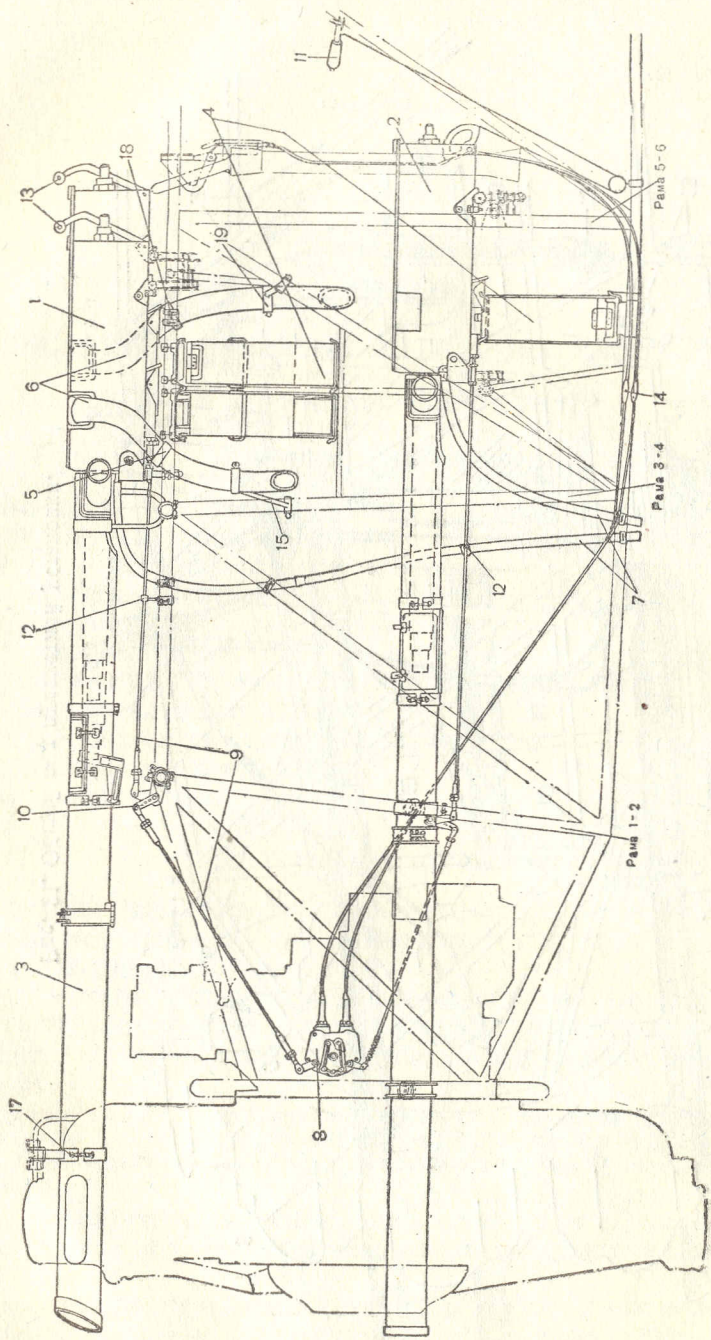


Рис. 22. Схема пулеметной установки (вид сбоку).

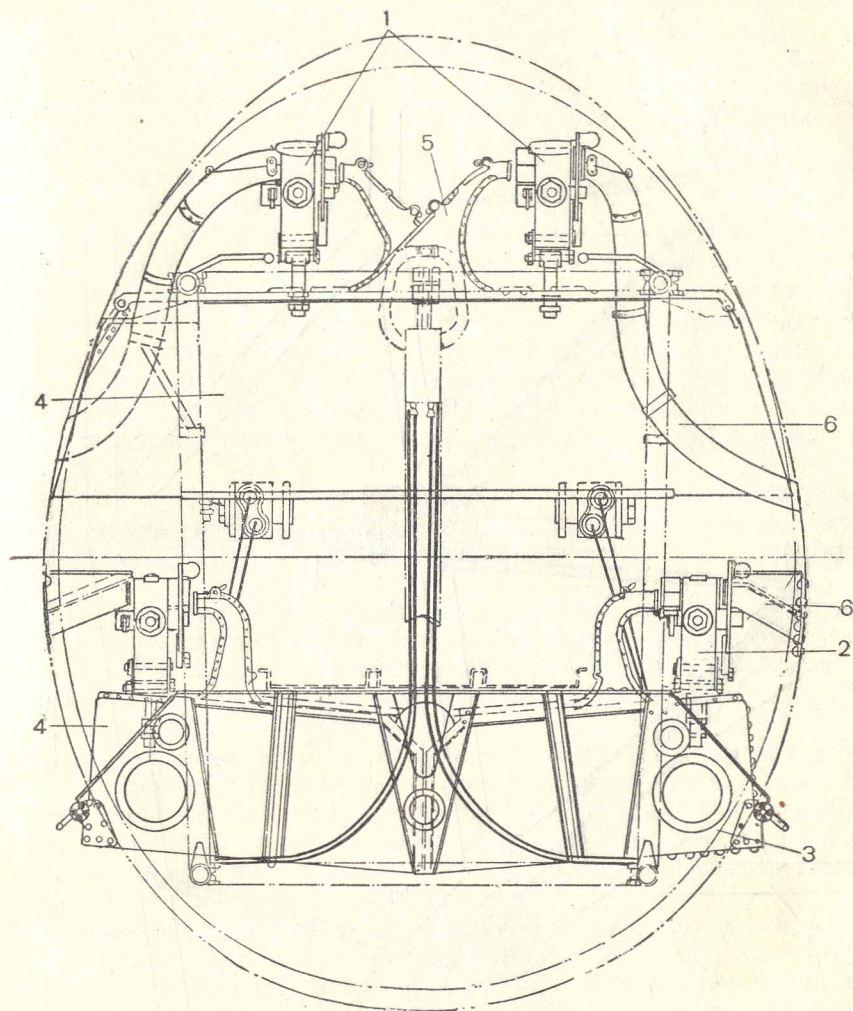


Рис. 23. Схема пулеметной установки (вид по полету).

Пулеметы установлены по бокам фюзеляжной фермы (с внешней стороны) на специальной жесткости (рис. 24), состоящей из двух сваренных 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, сваренными в лонжерон фюзеляжа.

Каждый конец задней трубы также подкреплен трубочкой 4.

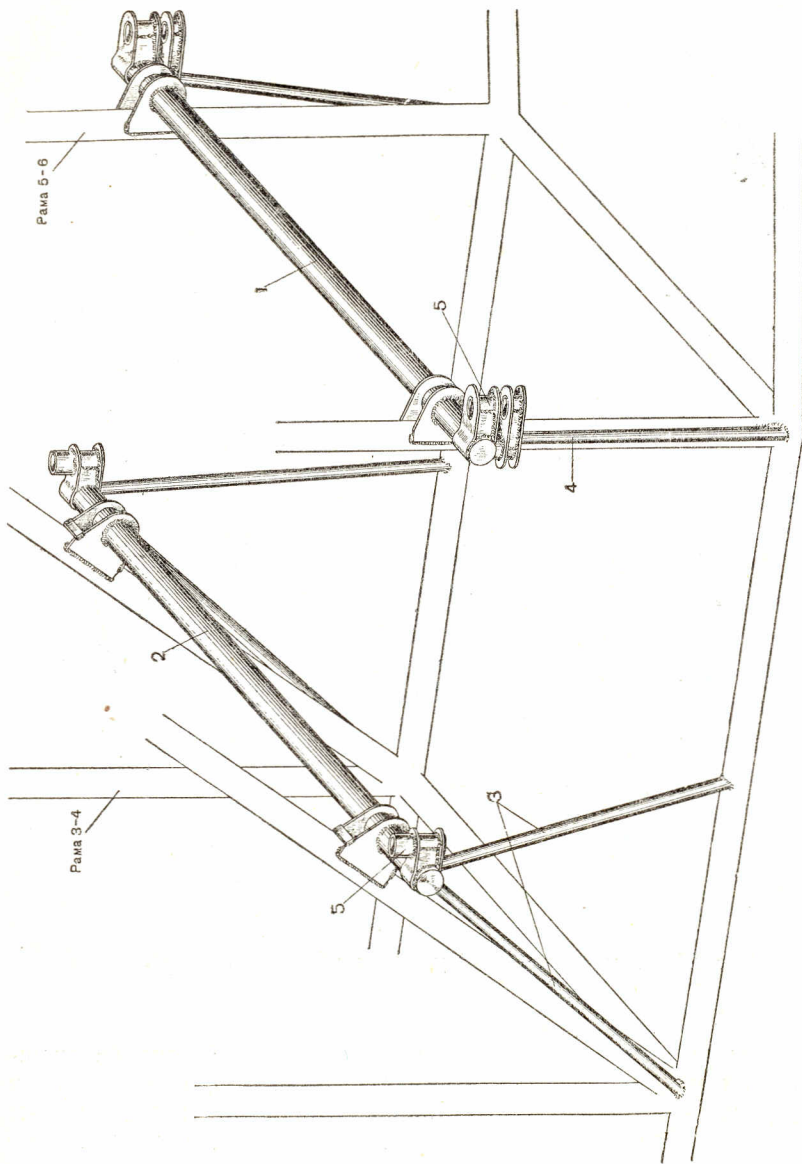


Рис. 24. Нижняя пулеметная жесткость.

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 разъемные (рис. 25) (разъем труб 22, рис. 21), состоят из двух частей: передней и задней.

Задняя часть трубы, надеваемая на кожух пулемета, на участке АВ (от короба пулемета до надульника) изготовлена из листового плакированного дюралюминия толщиной 0,8 мм. На участке ВС (от надульника до раз'ема, в месте наибольшего нагревания при стрельбе) имеется внутренняя труба 1 из листовой хроманселевой 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 патрубков 4. На самолетах первых серий патрубков 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, запираемые 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 хроманселевой 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 контрольной булавкой или же двумя шплинтами. С незаконтренными крышками запуск мотора воспрещается.

Для предохранения от коррозии дюралюминиевые трубы анодно оксидированы, стальные хроманселевые 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.

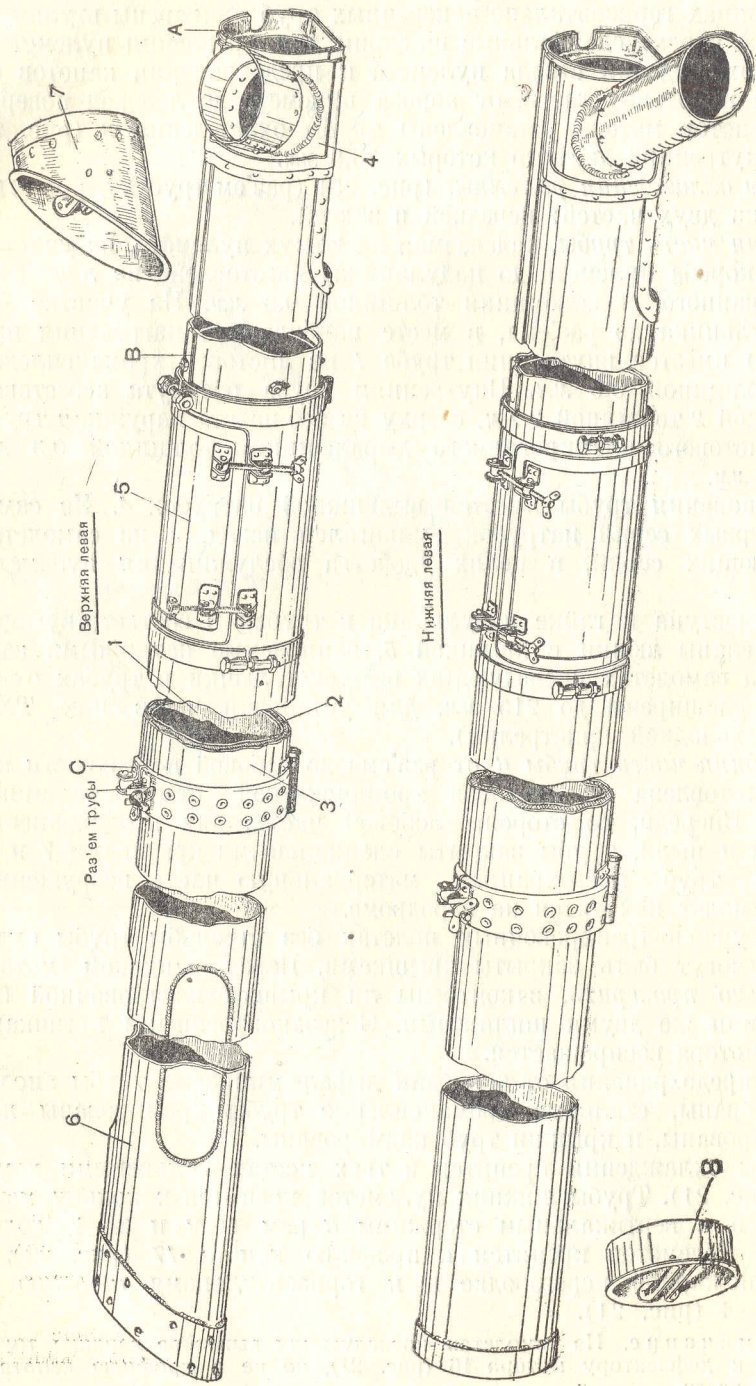


Рис. 25. Трубы охлаждения.

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.

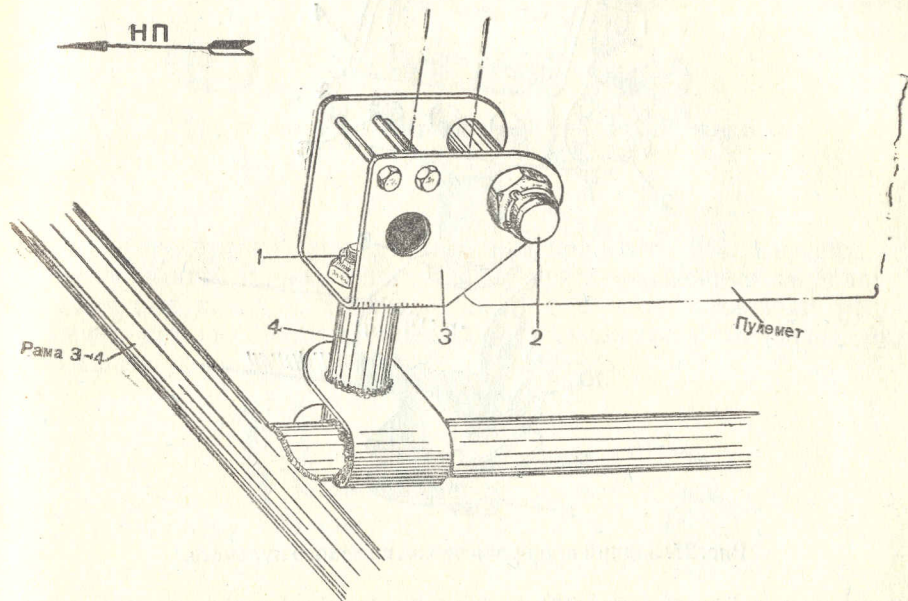


Рис. 26. Передний шкворень верхнего левого пулемета.

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

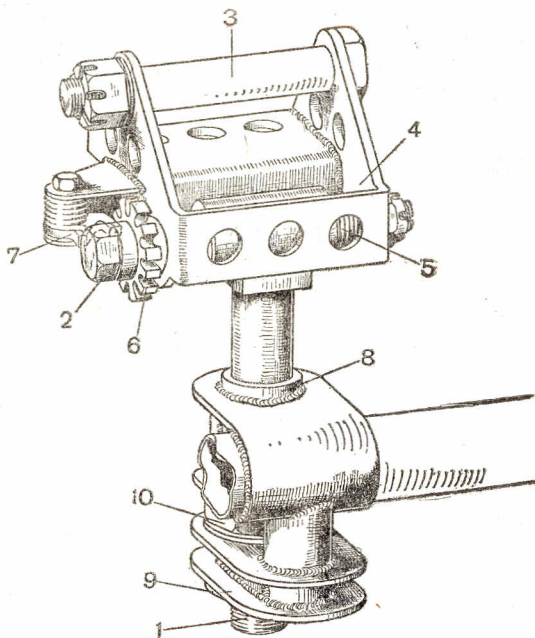


Рис. 27. Задний шкворень верхнего левого пулемета.

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

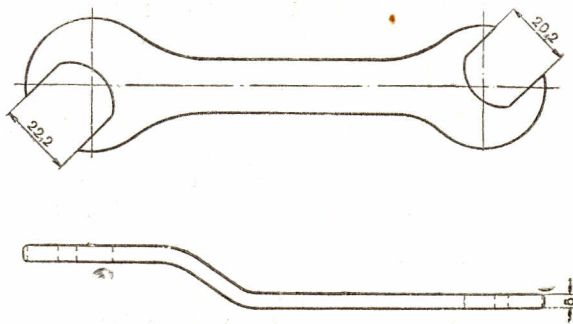


Рис. 28. Ключ для вертикальной регулировки пулемета.

(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 $0^{\circ}30'$ 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, изготавливаемый 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

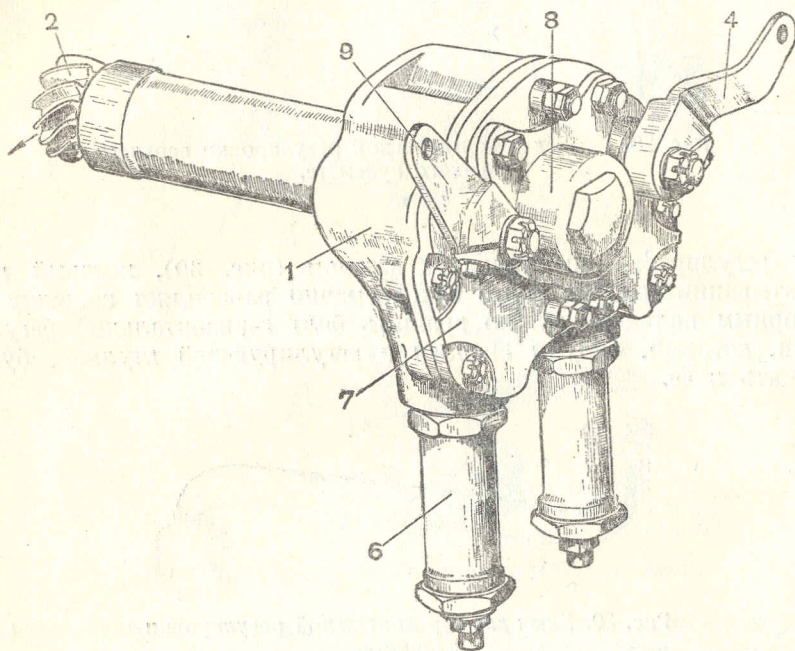


Рис. 31. Общий вид синхронизатора.

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. 32).

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.

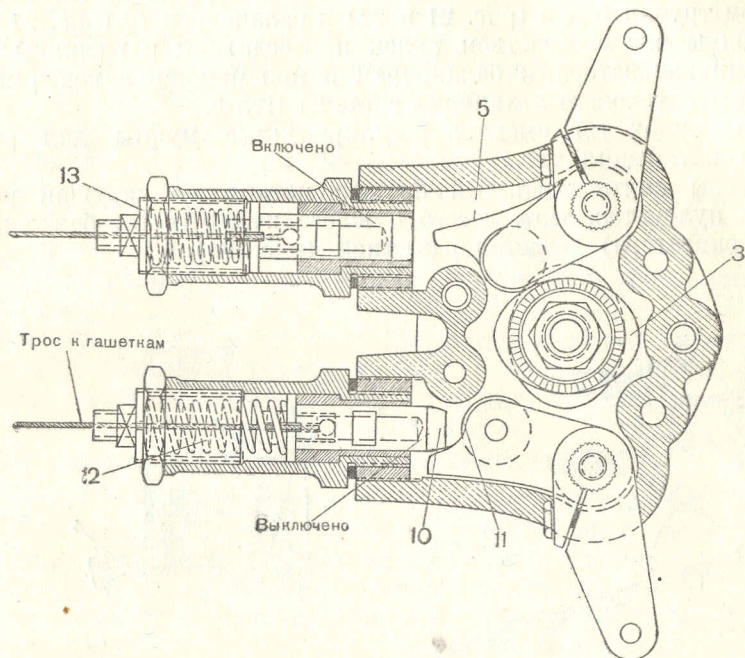


Рис. 32. Схема расположения механизмов синхронизатора.

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.

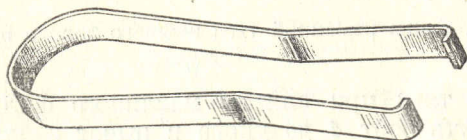


Рис. 33. Щипцы для вынимания кулачковой шайбы.

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 балансера до синхронизатора) делается разъемной (рис. 34).

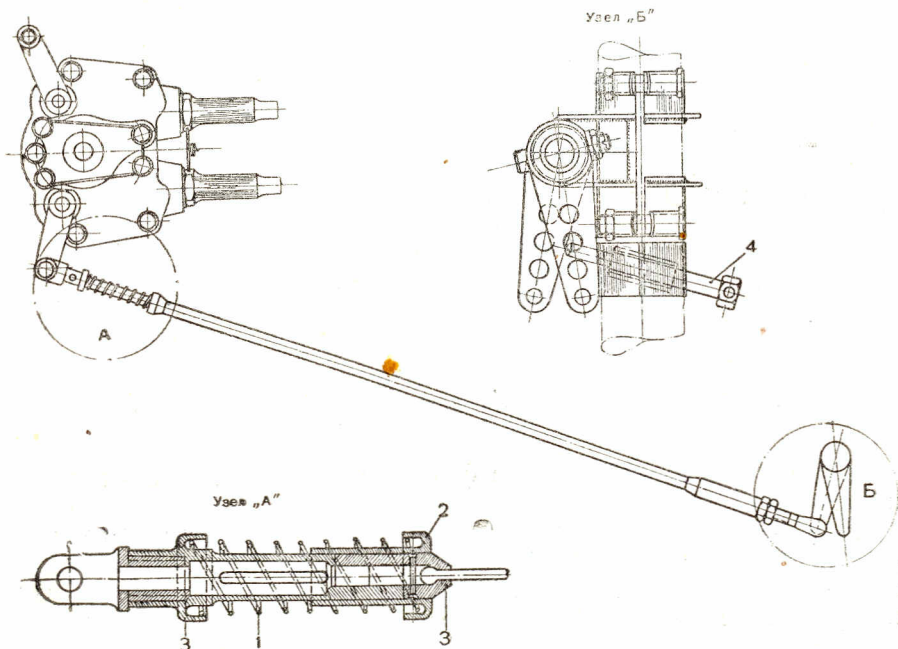


Рис. 34. Схема разъемной тяги нижнего левого пулемета.

Для разъема тяги при снятии масляного фильтра мотора необходимо вернуть болт 4 до упора в рычаг балансера (как указано на рис. 34).

Для ослабления натяжения тяги следует включить гашетку левого нижнего пулемета. После этого, сжимая пружину 1, оттянуть вперед контрольную втулку 2 и разединить соединительную муфту 3.

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

Все тяги для предохранения от коррозии вороненые. 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 штек и разъемных хомутов для крепления. Все детали балансиров изготовлены из стали и в целях предохранения от коррозии вороненые.

Балансиры крепятся разъемными 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 пилжние 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 (собранный 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 танделы 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).

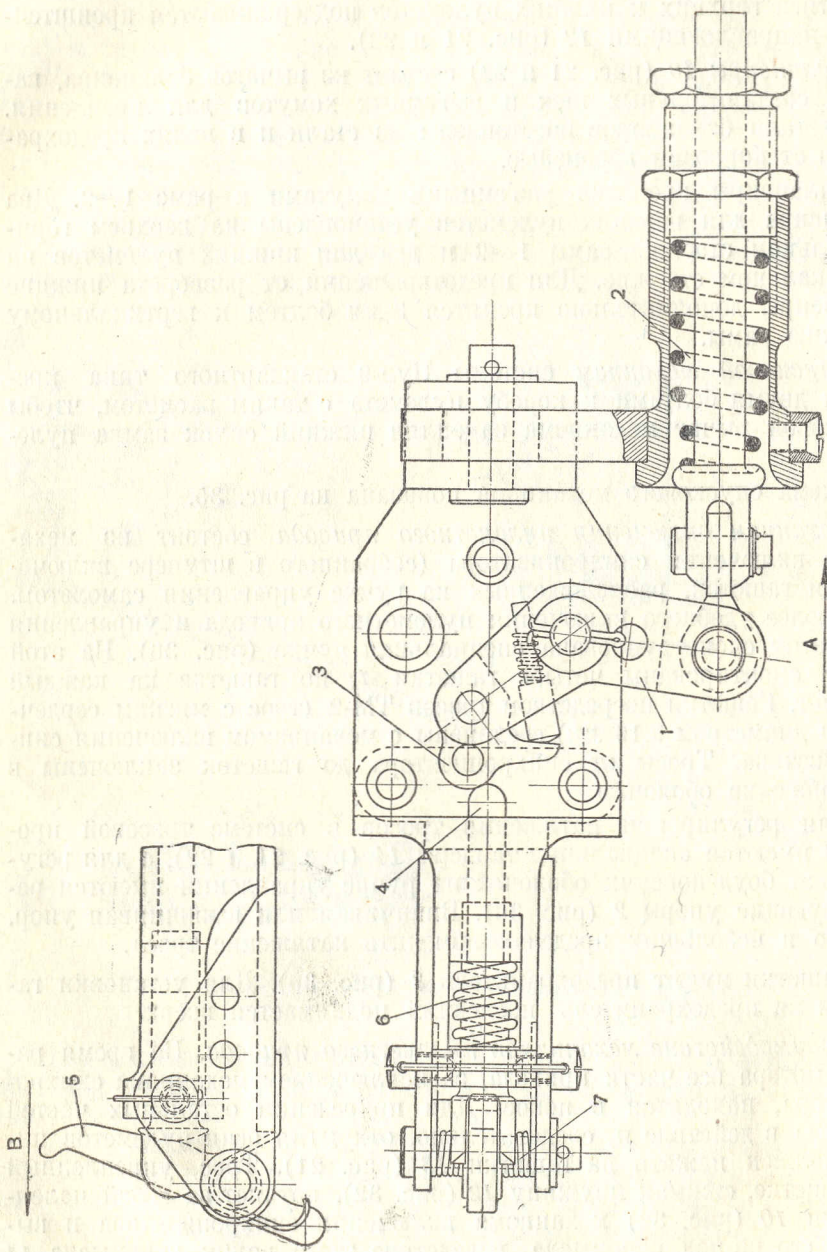


Рис. 35. Схема спускового механизма Пул-9.

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 Пул-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 затильнику 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.

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.

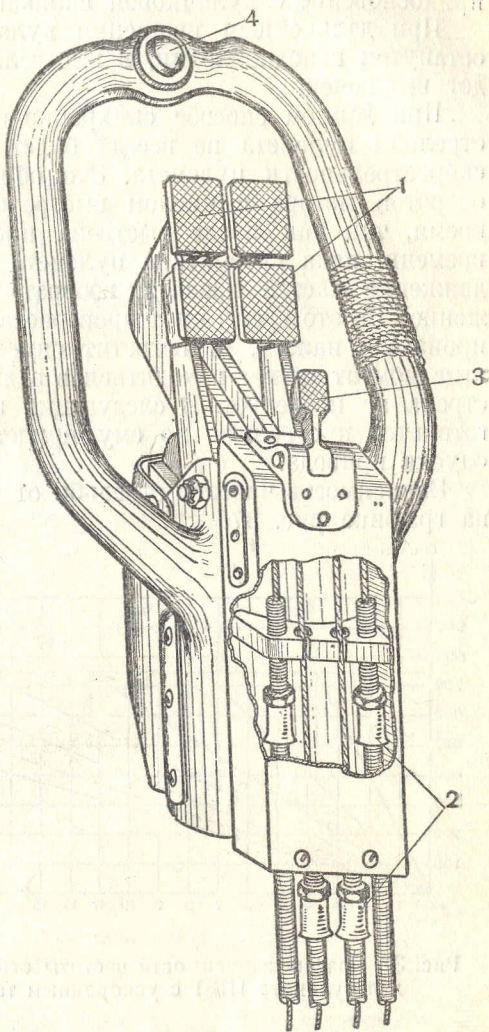


Рис. 36. Ручка управления огнем.

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 объясняется 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 повернется, 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.

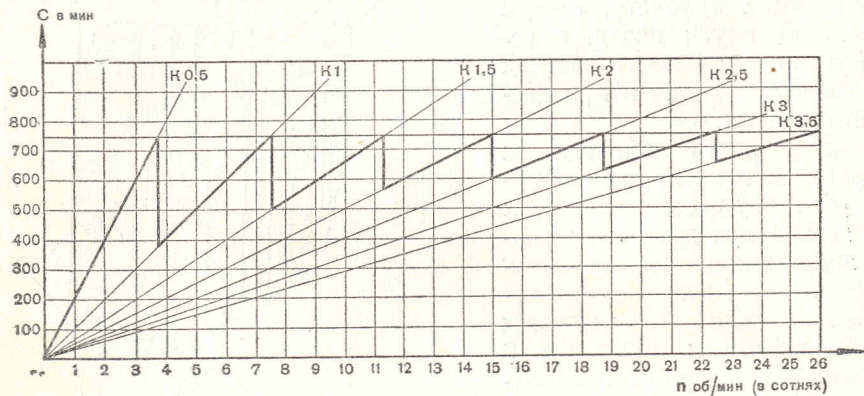


Рис. 37. График зависимости частоты стрельбы от числа оборотов мотора для пулемета ПВ-1 с ускоренным темпом стрельбы (750 в мин.).

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 повернуть 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 $3-4^\circ$, нанести вторую риску, обозначающую момент отскока штыря спускового механизма Пул-9 в исходное положение.

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

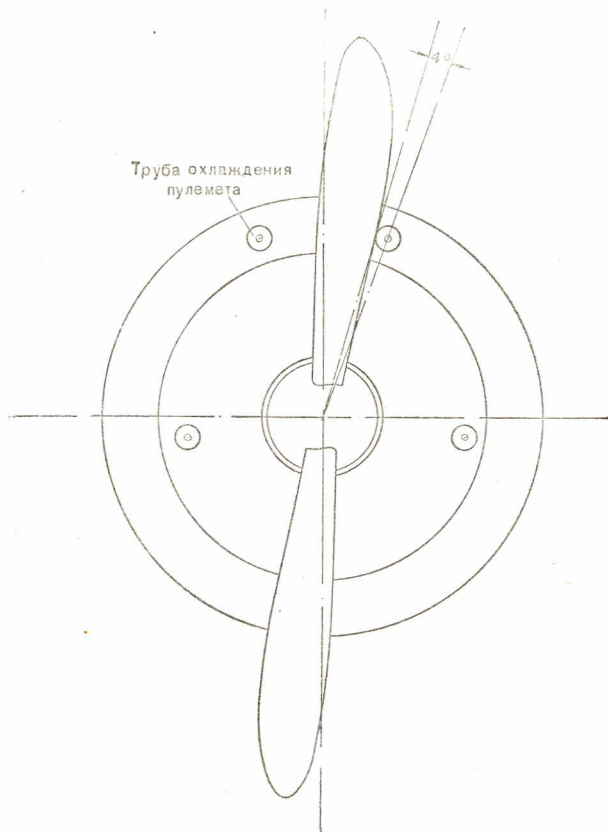


Рис. 38. Положение лопасти винта в момент выстрела при регулировке.

(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 больнее. 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. Ввести 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 $+1^\circ$ 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.

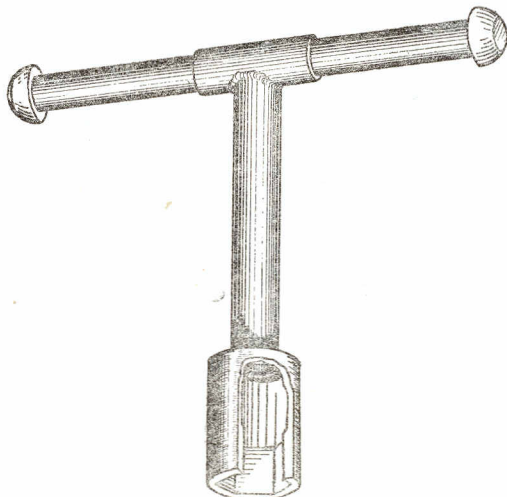


Рис. 39. Ключ для гайки кулачковой шайбы синхронизатора.

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 стрывы 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 стрывов 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 лакированного 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.

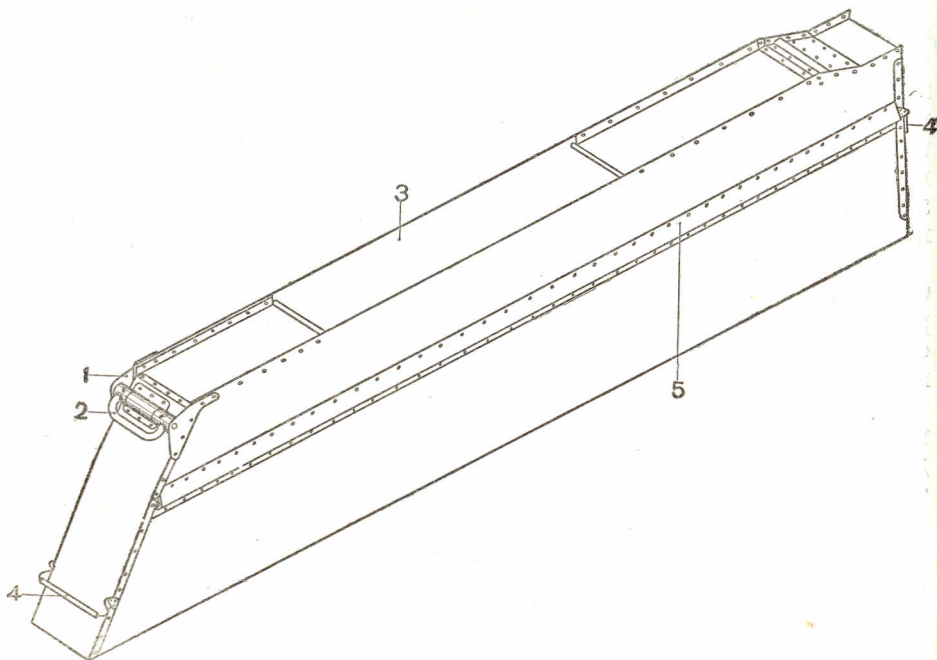


Рис. 40. Патронная коробка для верхнего пулемета.

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

Вверху коробки поддерживаются направляющими из дюралевых профилей, которые крепятся четырьмя стяжными хомутами к верхним лонжеронам и двумя хомутами 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 сверху 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, электро-точечной сваркой они крепятся основанием к верхним направляющим профилям.

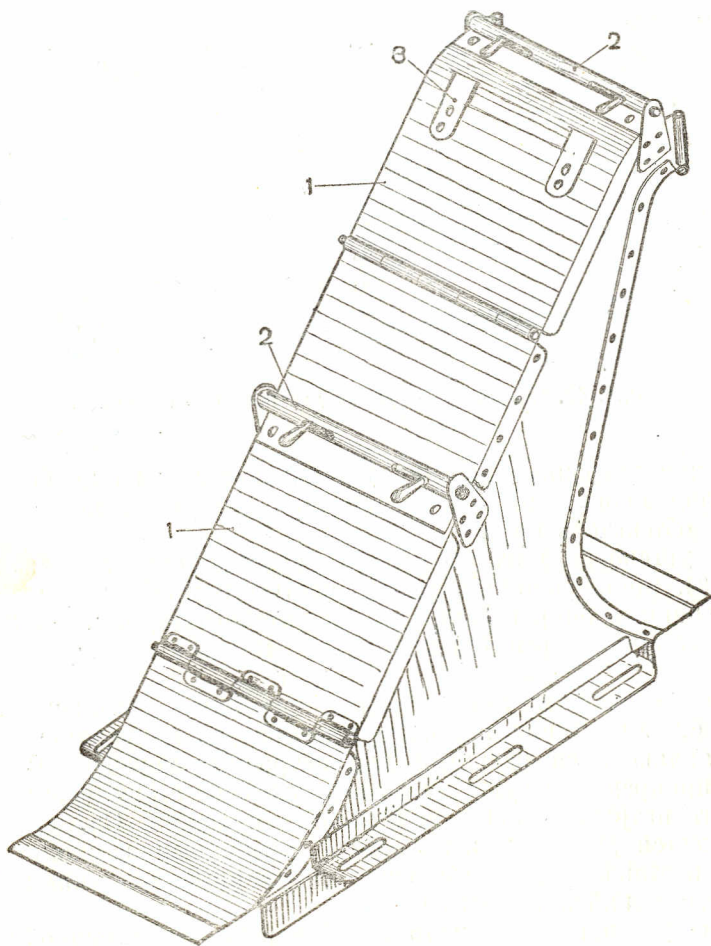


Рис. 41. Рукав для верхнего пулемета.

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.

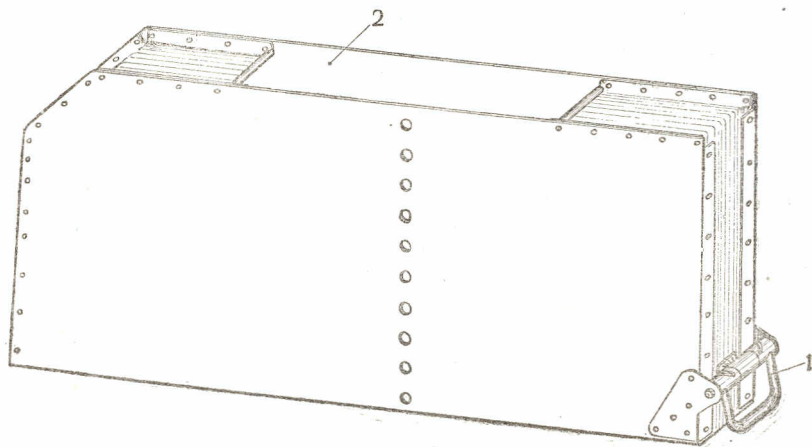


Рис. 42. Патронная коробка для нижнего пулемета.

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 выводу отверстию в коробе пулемета.

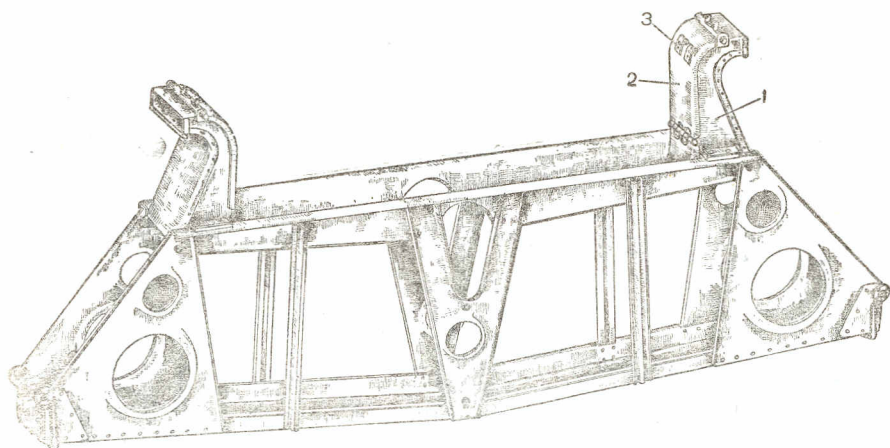


Рис. 43. Клетка для установки нижних патронных коробок.

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 задиранья металла. Трубы надеваются раструбом на патрубки и дополнительно прикрепляются хомутками 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 хомутком к нижнему лонжерону 20 (рис. 21).

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

Звеньевотводы. 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.

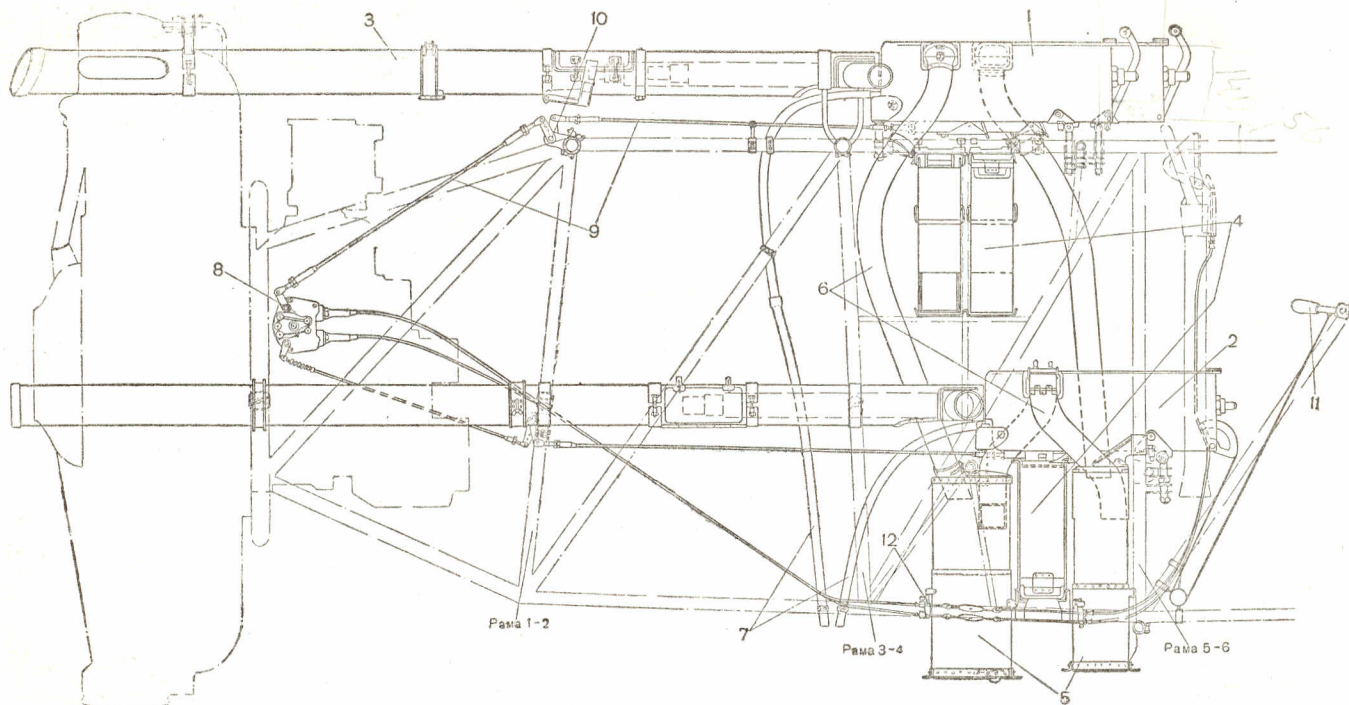


Рис. 44. Схема пулеметной установки (вид сбоку).

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

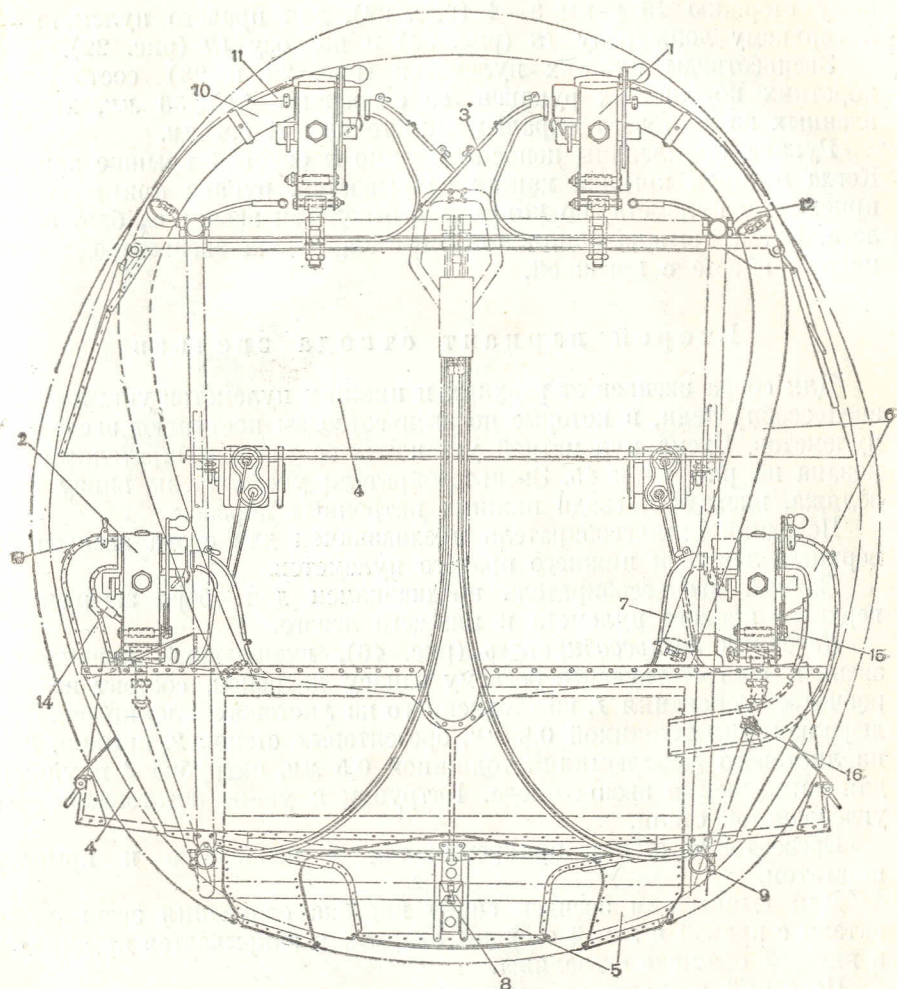


Рис. 45. Схема пулеметной установки (вид по полету).

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

Первый вариант отвода звеньев

Звеньестовы 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, прилегающей к приемнику пулемета. Сверху горловина имеет крышку.

Звеньестовы крепятся двумя хомутами 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).

Звеньеводы 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-звеньеводы снимаются вместе с крышкой.

Второй вариант отвода звеньев

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

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

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

Передний звеньесобираатель (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 звеньеводода. Патрубки и ушки изготовлены из углеродистой стали.

Брезентовые стенки прикрепляются к основанию и крышке шпагатом.

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

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

Задний звеньесобираатель (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 звеньеводода.

Все кронштейны и патрубок изготовлены из углеродистой стали.

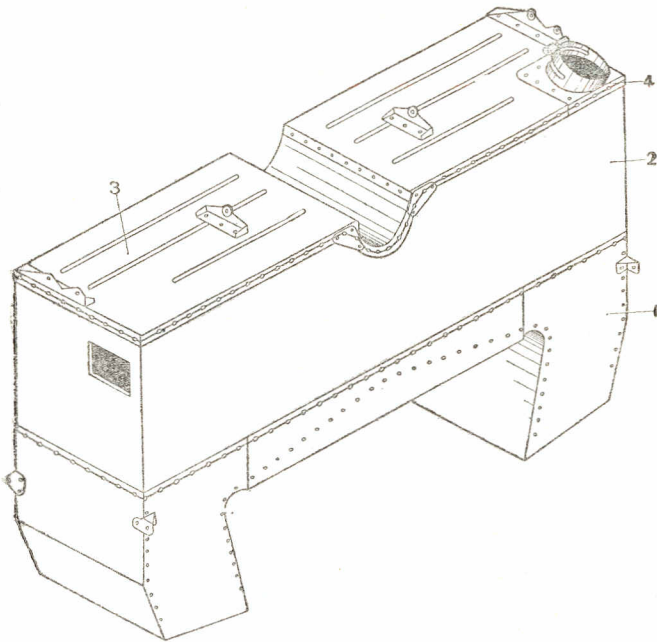


Рис. 46. Передний звеньесобиратель.

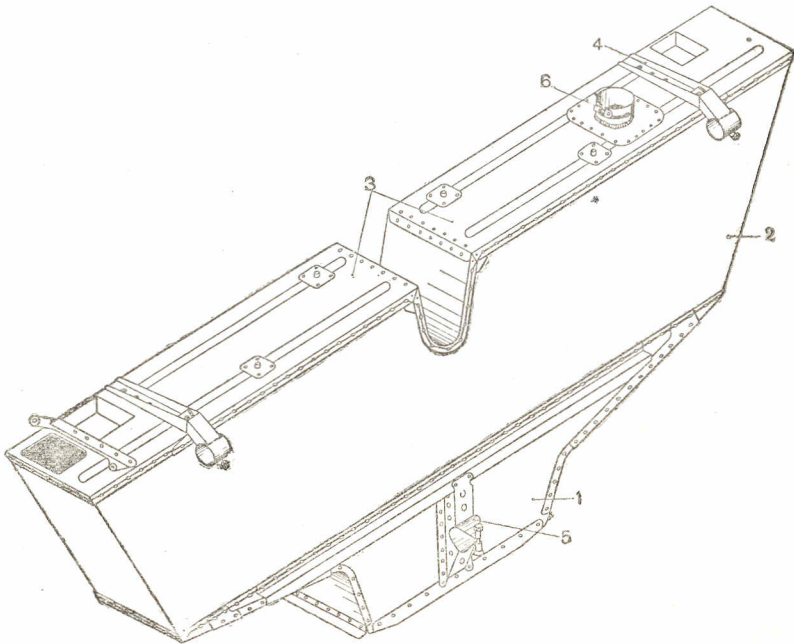


Рис. 47. Задний звеньесобиратель.

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.

Звеньесобиратели. От приемников пулеметов до звеньесобирателей идут рукава-звеньесобиратели 6 (рис. 44 и 45). Звеньесобиратели 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.

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

Звеньесобиратели 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 звеньесобирателя.

Звеньесобиратель 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.

Звеньесобиратель 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 перезарядки 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).

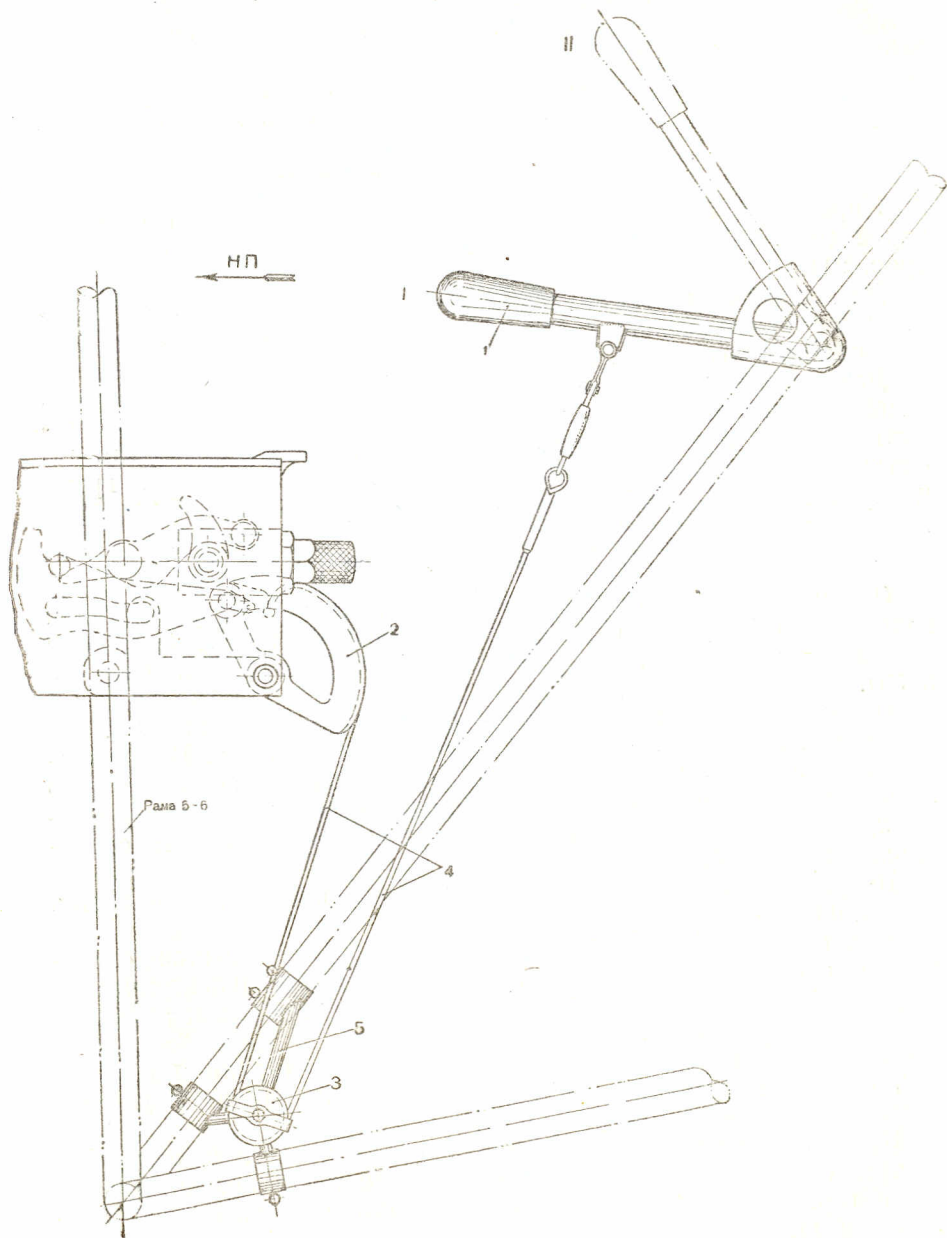


Рис. 48. Схема перезарядки нижних пулеметов.

Ручка перезарядки 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 специальной кронштейне 5 (рис. 48).

Для перезарядки пулеметов нужно ручку перезарядки 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 сверху 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.

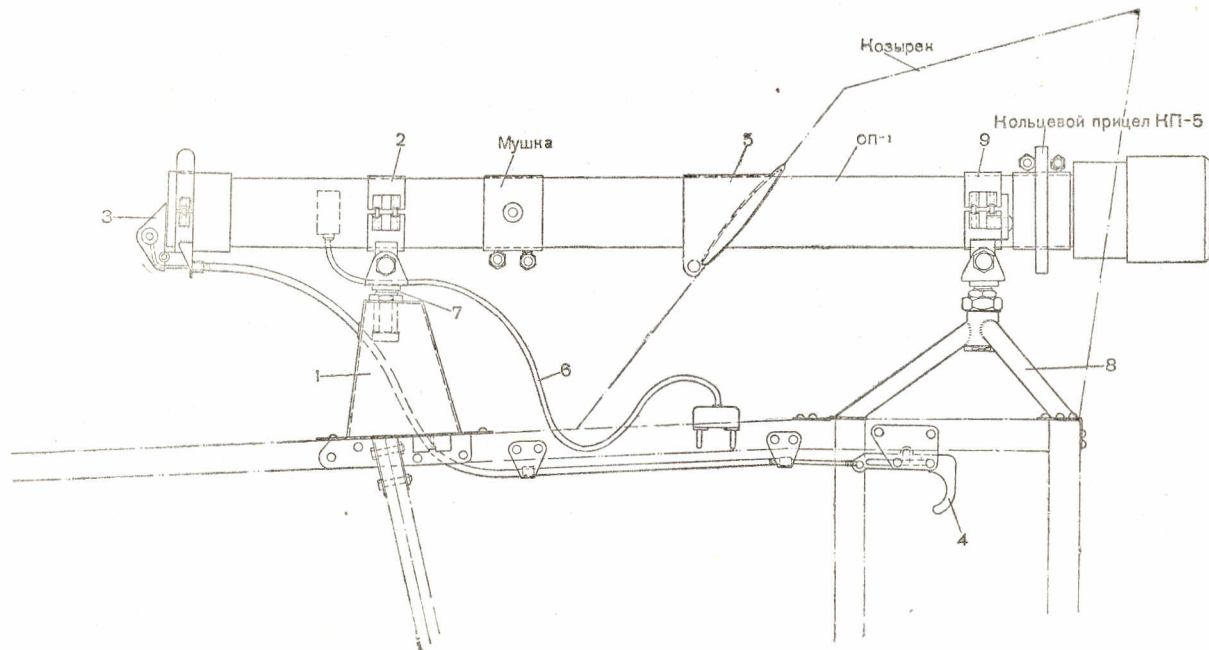


Рис. 49. Схема установки ОП-1 (1-й вариант, вид сбоку).

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.

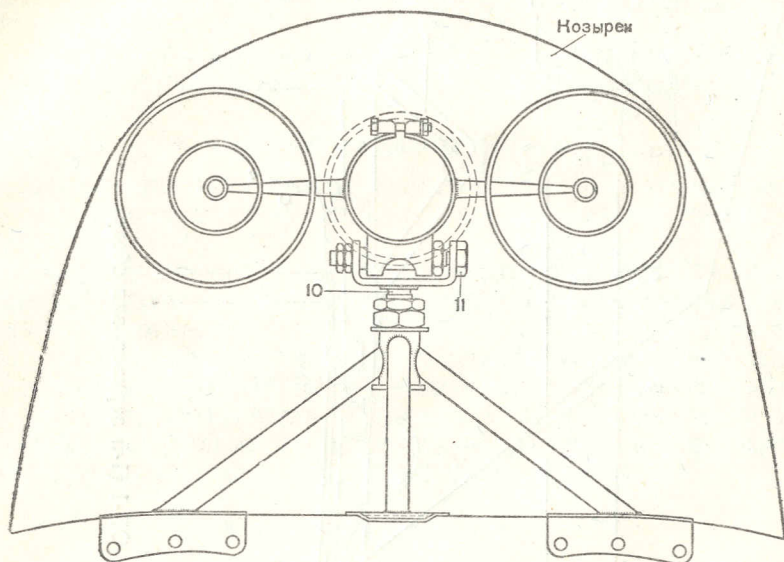


Рис. 50. Схема установки ОП-1 (вид по полету).

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 по 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.

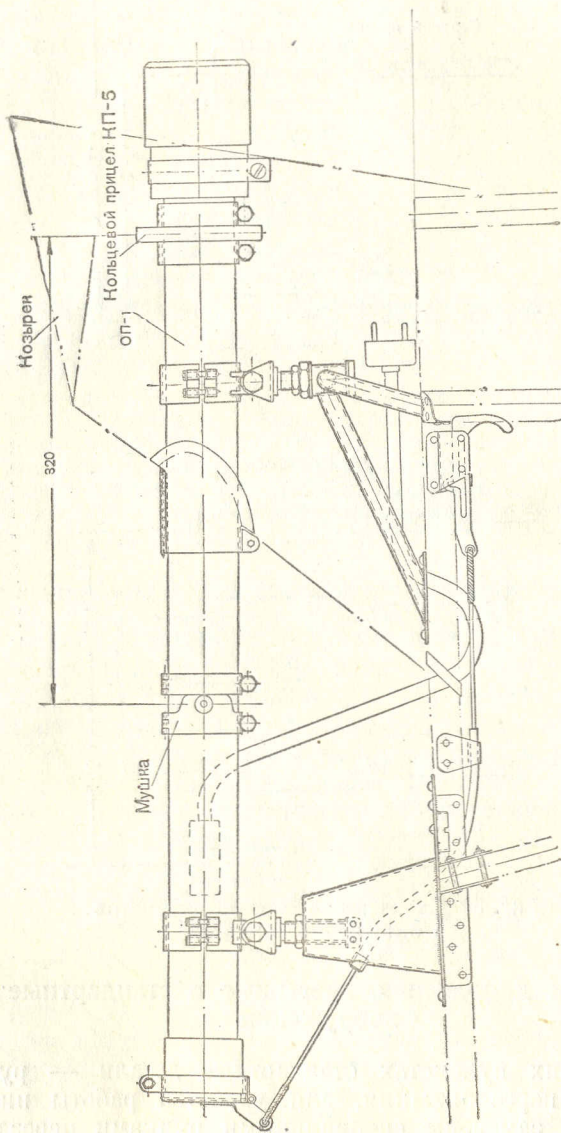


Рис. 51. Схема установки ОП-1 (2-й вариант, вид сбоку).

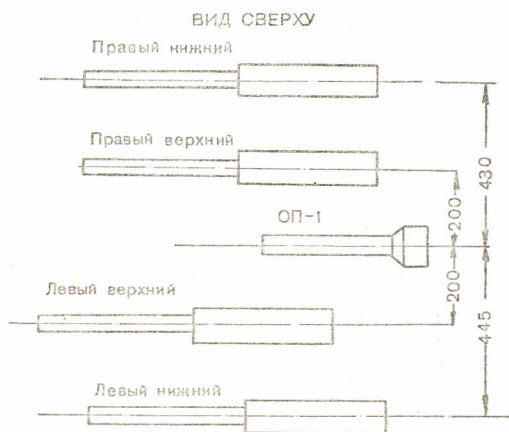
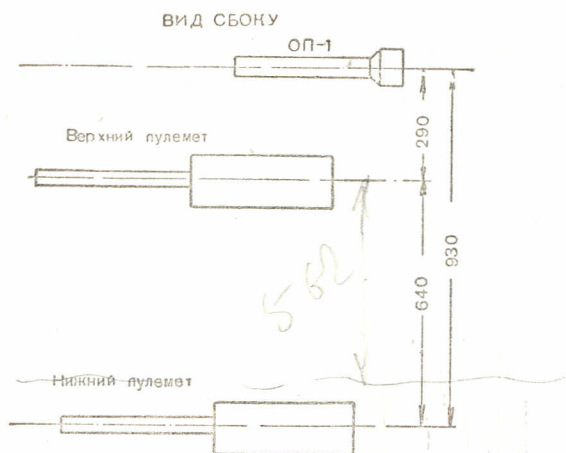


Рис. 52. Схема расположения пулеметов и оптического прицела.

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 $0^{\circ}30'$. При регулировке во время пристрелки превышение угла пулемета относительно оси самолета допускается только до $+1^{\circ}$.

Примечание. На некоторых самолетах установку пулеметов до $+1^{\circ}$, 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 $3—4^{\circ}$ (1-я контрольная риска на капоте).

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

Если же в данных пределах ($3—4^{\circ}$) 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 эксплуатации 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 колпак ускорителей стрельбы кладется деревянная линейка, а от центра оптического прицела опускается отвес (грузик на шпигате). 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 — колпачков 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».

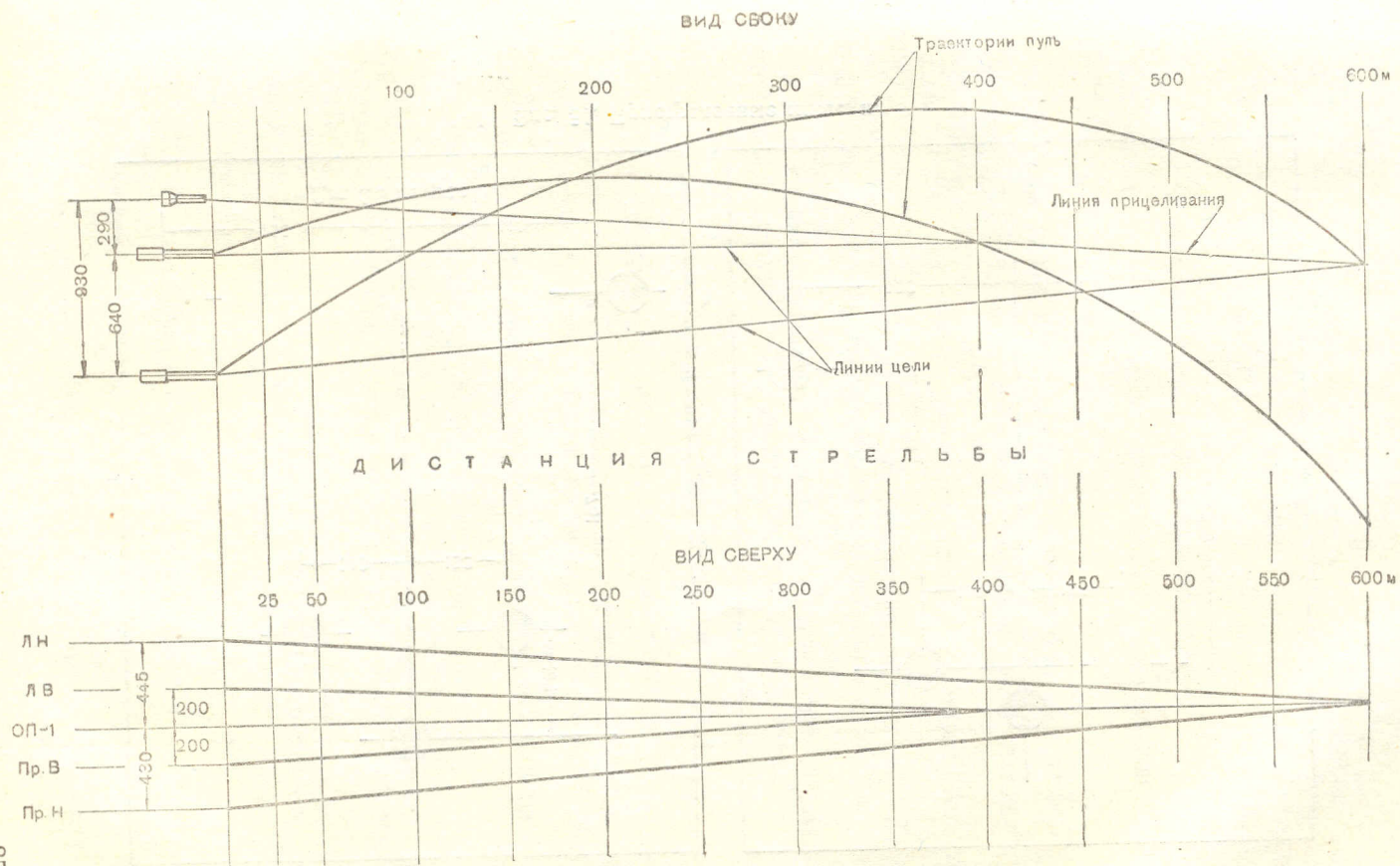


Рис. 53. Схема прицелов пулеметов (масштаб по горизонтальной оси $1 \text{ мм} = 2 \text{ м}$, по вертикальной оси $1 \text{ мм} = 20 \text{ мм}$).

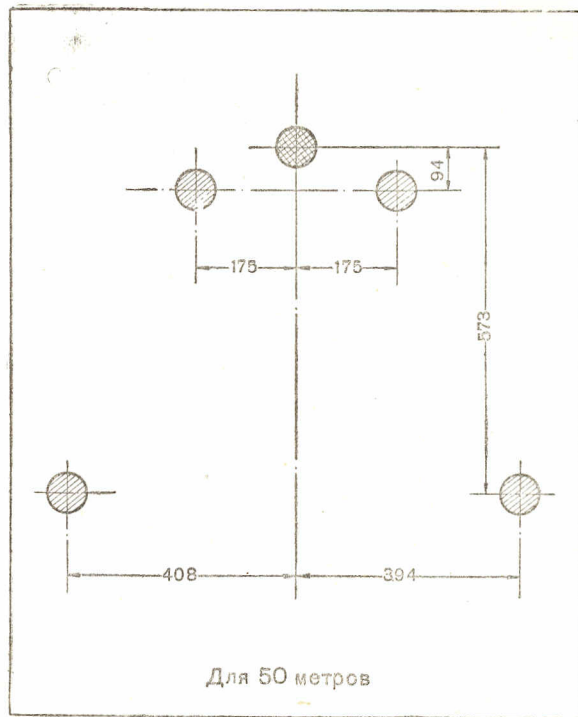
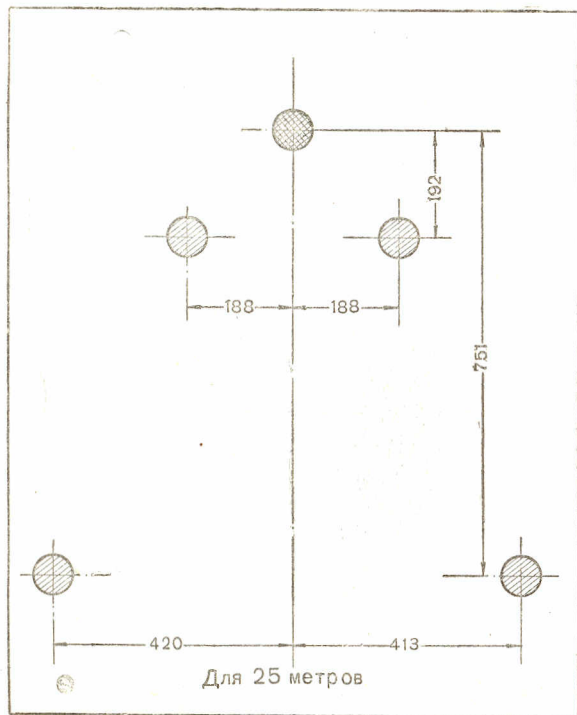


Рис. 54. Пристрелочные мишени.

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 бережению материальной части стрелкового вооружения в частях РККА.

При эксплуатации 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 сборных 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 расклатить 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 предназначен 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).

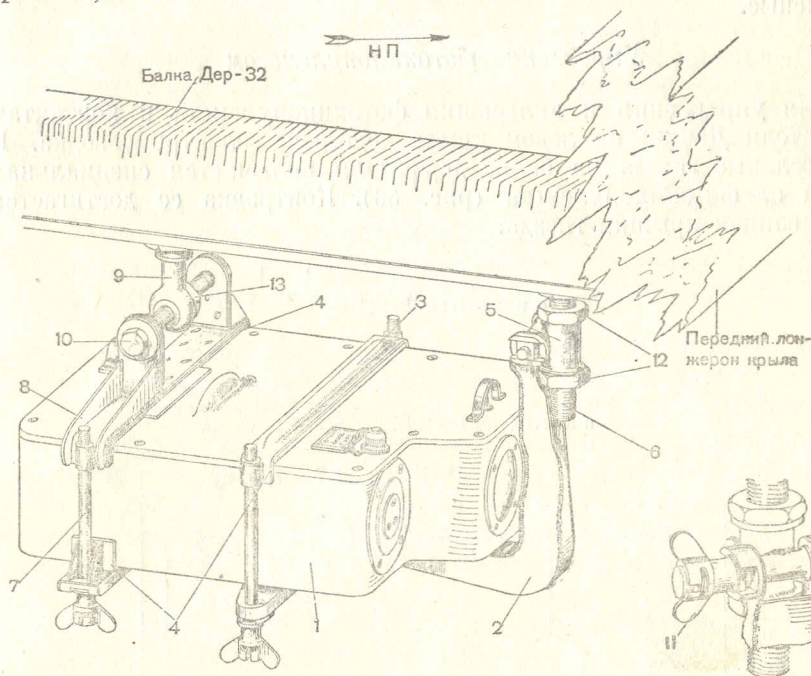


Рис. 55. Установка фотокинопулемета.

- 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.

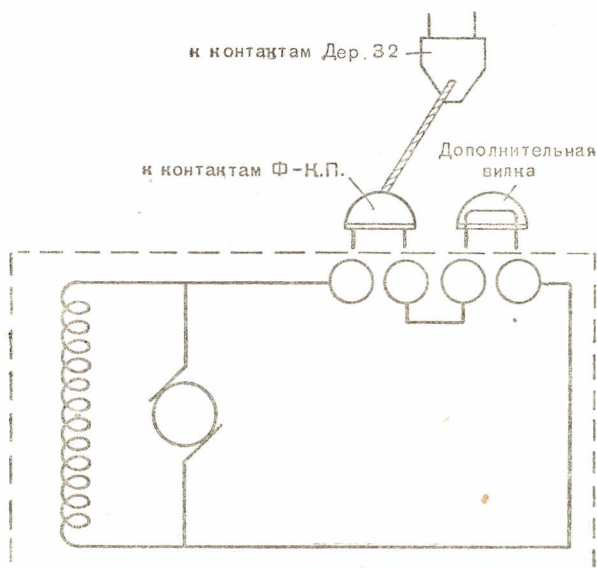


Рис. 56. Схема включения фотокинопулемета.

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 доотказа 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 вернуть 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, вернуть 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 контрольные 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.

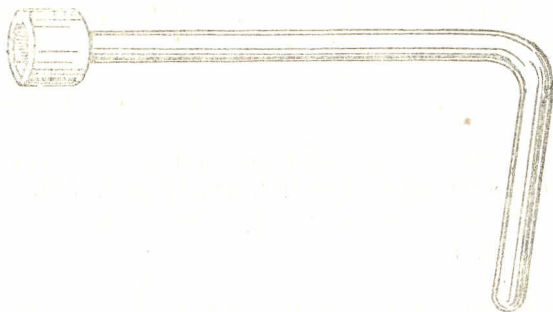


Рис. 57. Ключ для горизонтальной регулировки фотокинопулемета.

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, разъединить шарнирное соединение переднего кронштейна 2 с регулировочной втулкой 5 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.

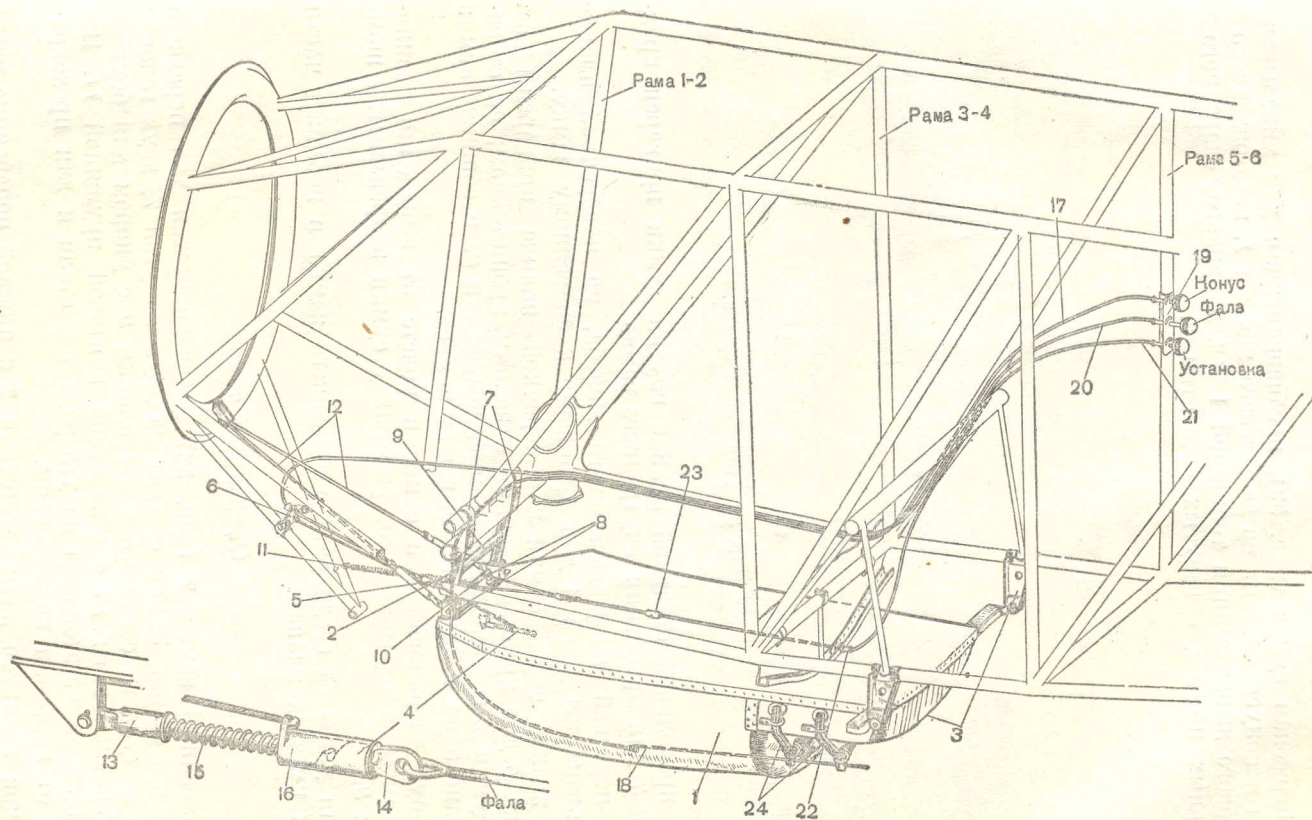


Рис. 58. Схема конусной установки.

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.

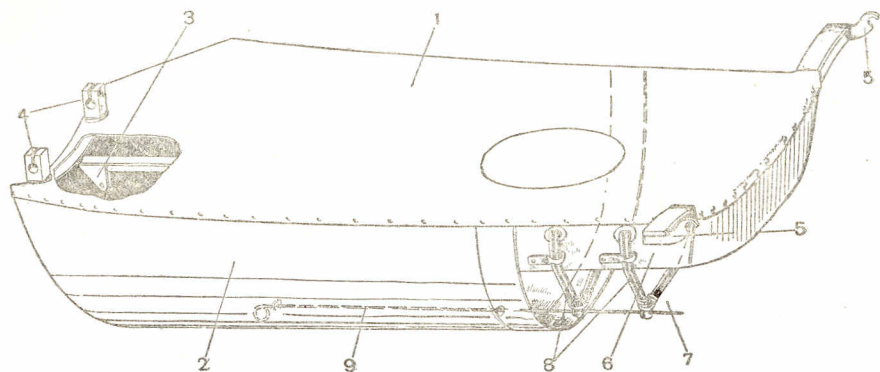


Рис. 59. Подвесная сумка.

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) предназначен для переднего крепления сумки. Замок состоит из двух хомутов 7, двух головок замка шатуна 8, соединительной планки 9 с упором для бoudена 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 предназначен 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 предназначен для расцепления с тросами управления при сбрасывании всей установки (сумки и конуса).

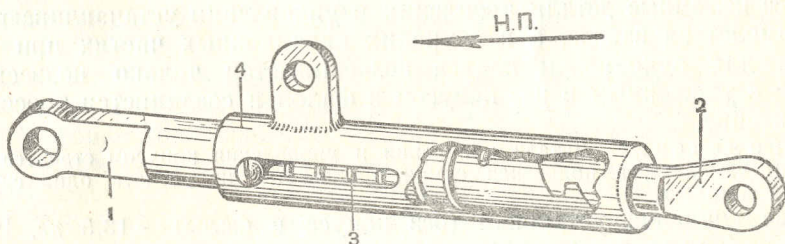


Рис. 60. Внешний замок.

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 шомполом 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 запеном 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 несъемные 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 несъемные детали крепления и управления, постоянно установленные на самолете, весят 3 кг, а съемные (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 $10—15^\circ$, до полного выхода всей фалы (чтобы фала не попала в кость самолет). Выход всей фалы определяется летчиком по рывку самолета, после чего конус буксируется на любой скорости.

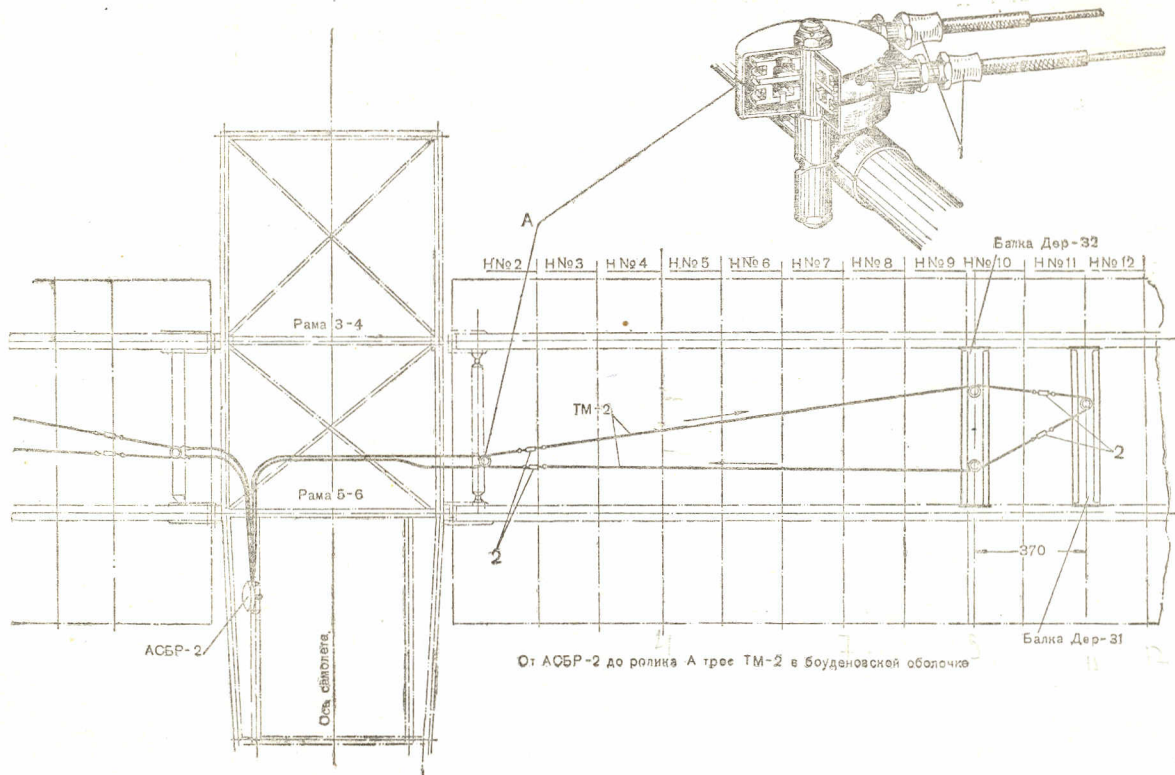


Рис. 61. Схема бомбовой установки.

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 фала 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 контролки 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 корпусу 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.

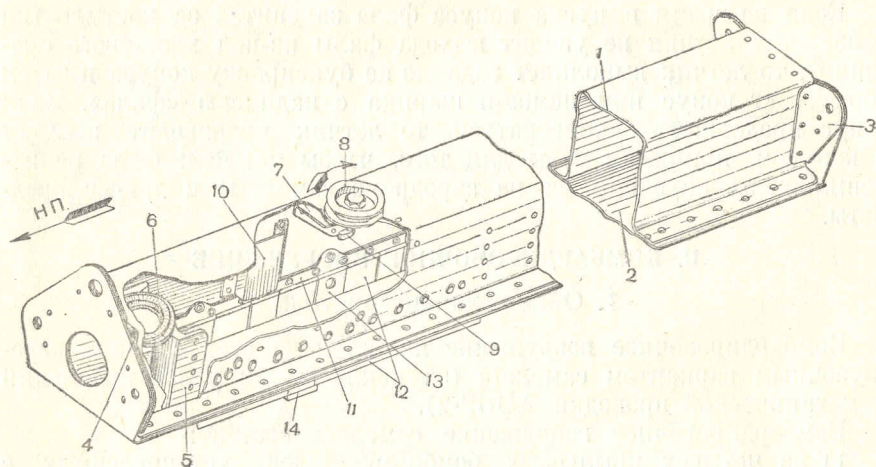


Рис. 62. Балка держателя Дер-31.

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 предназначен для подрезывания 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 хим-прибора.

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.

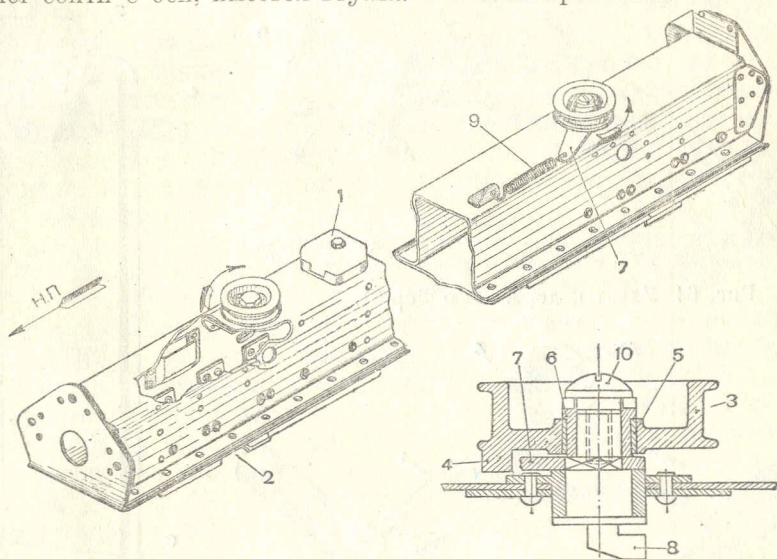


Рис. 63. Балка держателя Дер-32.

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 захваты 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. Контроются они после подвески бомб барашковыми винтами 5.

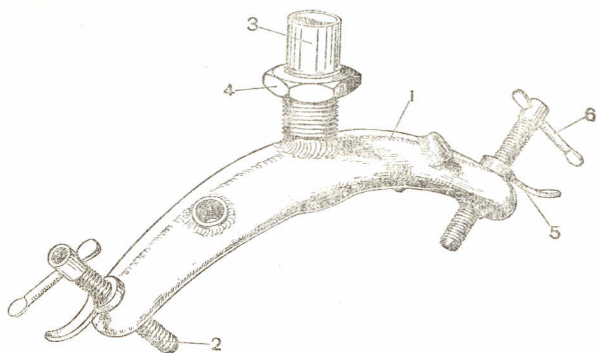


Рис. 64. Ухват к держателю Дер-31.

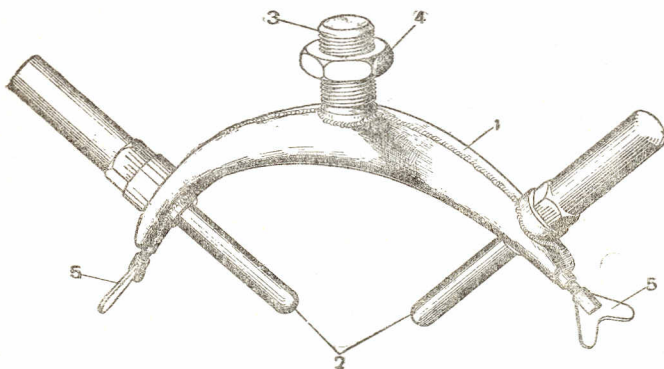


Рис. 65. Ухват к держателю Дер-32.

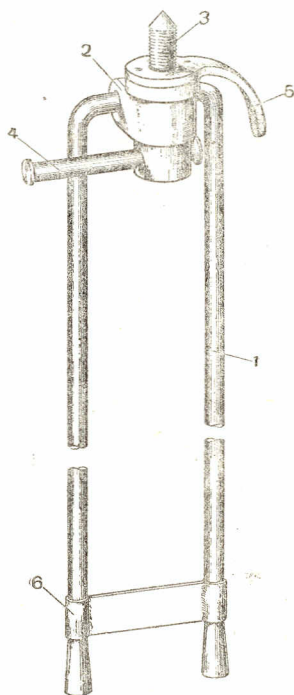


Рис. 66. Вилка ветрянок (под держатель Дер-32).

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 аналогичный. 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-25М 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.

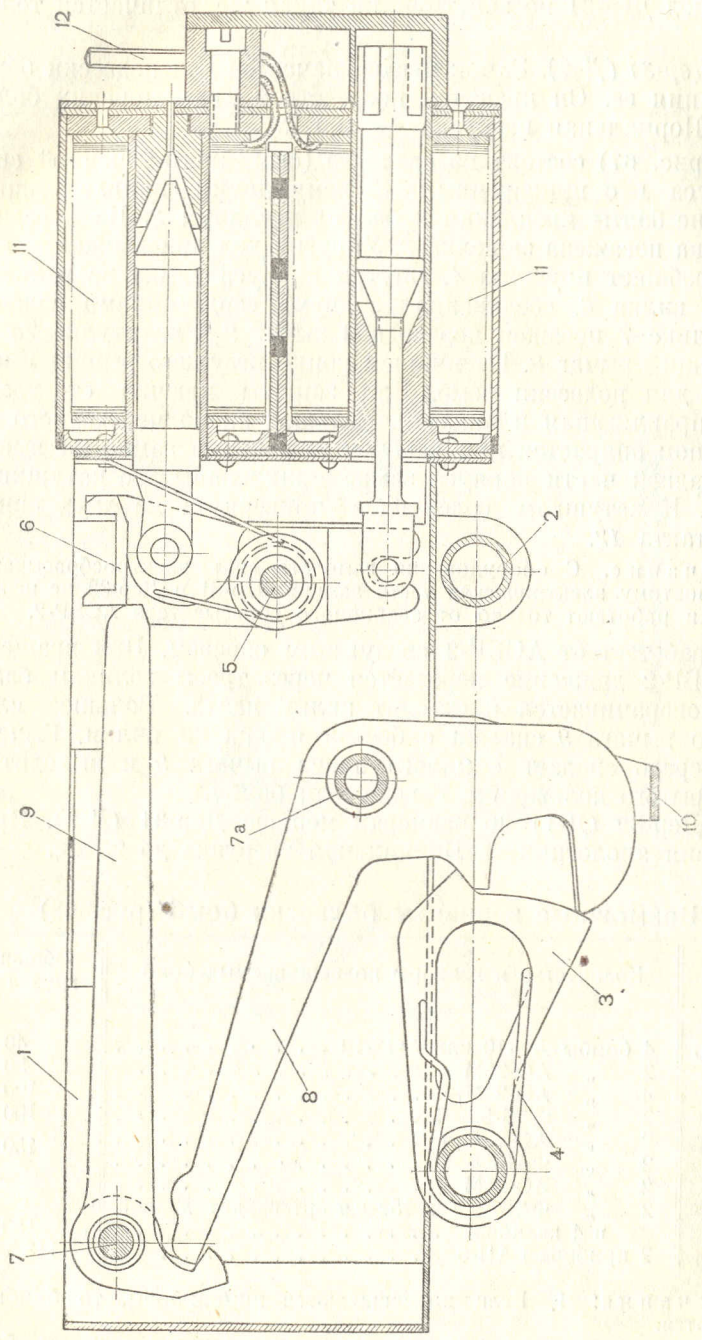


Рис. 67. Схема замка Дер-31 (Д-2).

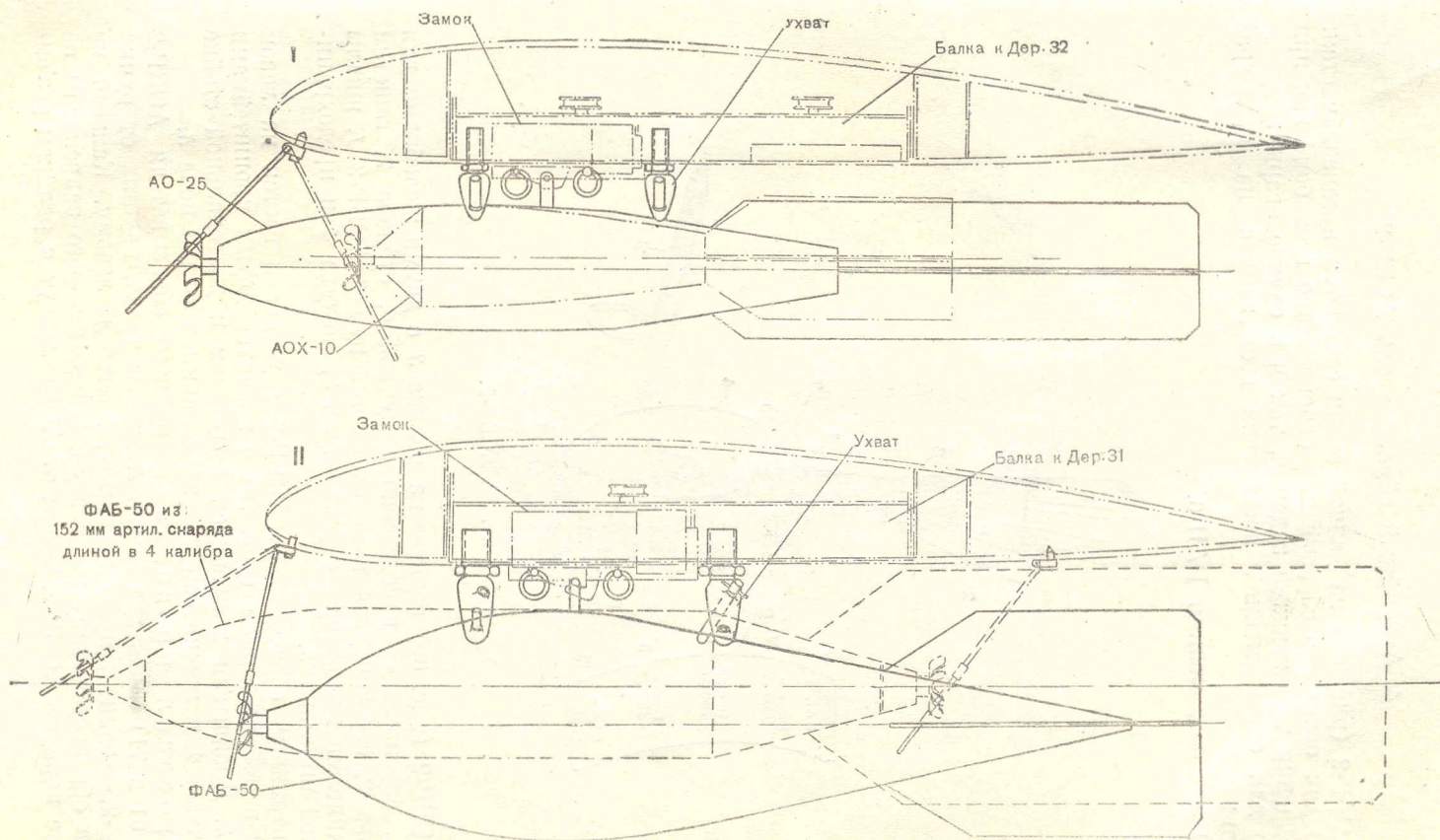


Рис. 68. Подвеска бомб.

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.

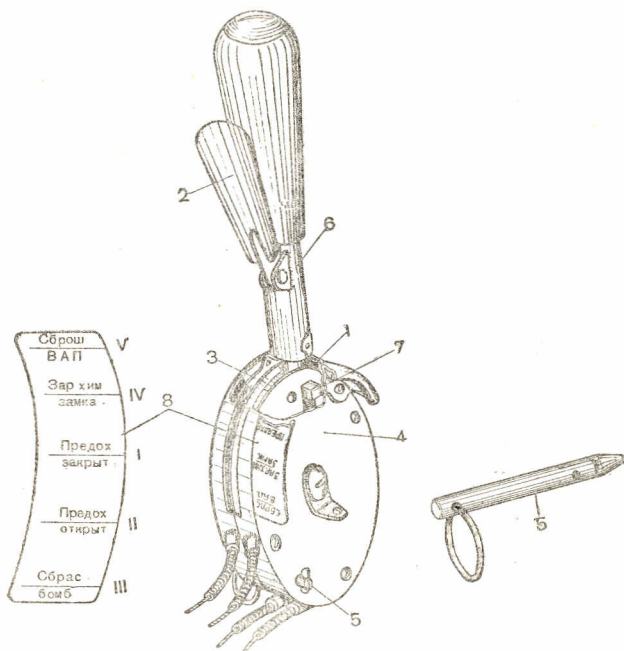


Рис. 69. АСБР-2.

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 разем-

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

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

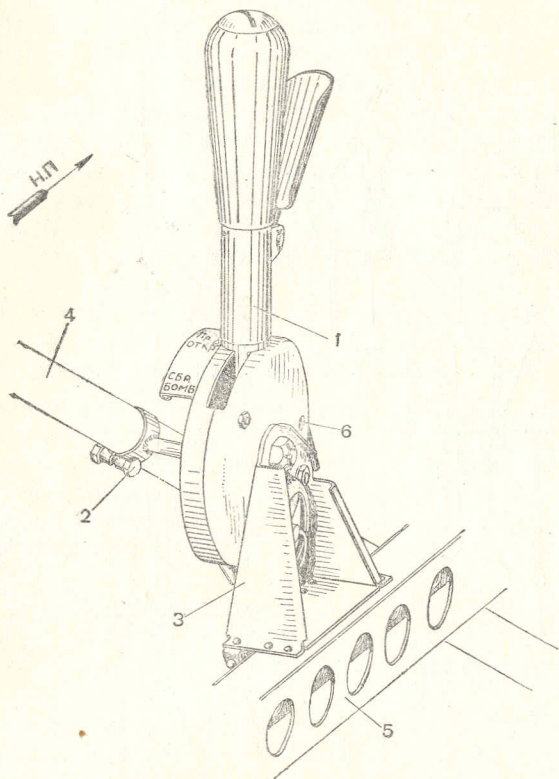


Рис. 70. Установка АСБР-2.

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

Тросы от АСБР-2 до разъемных 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).

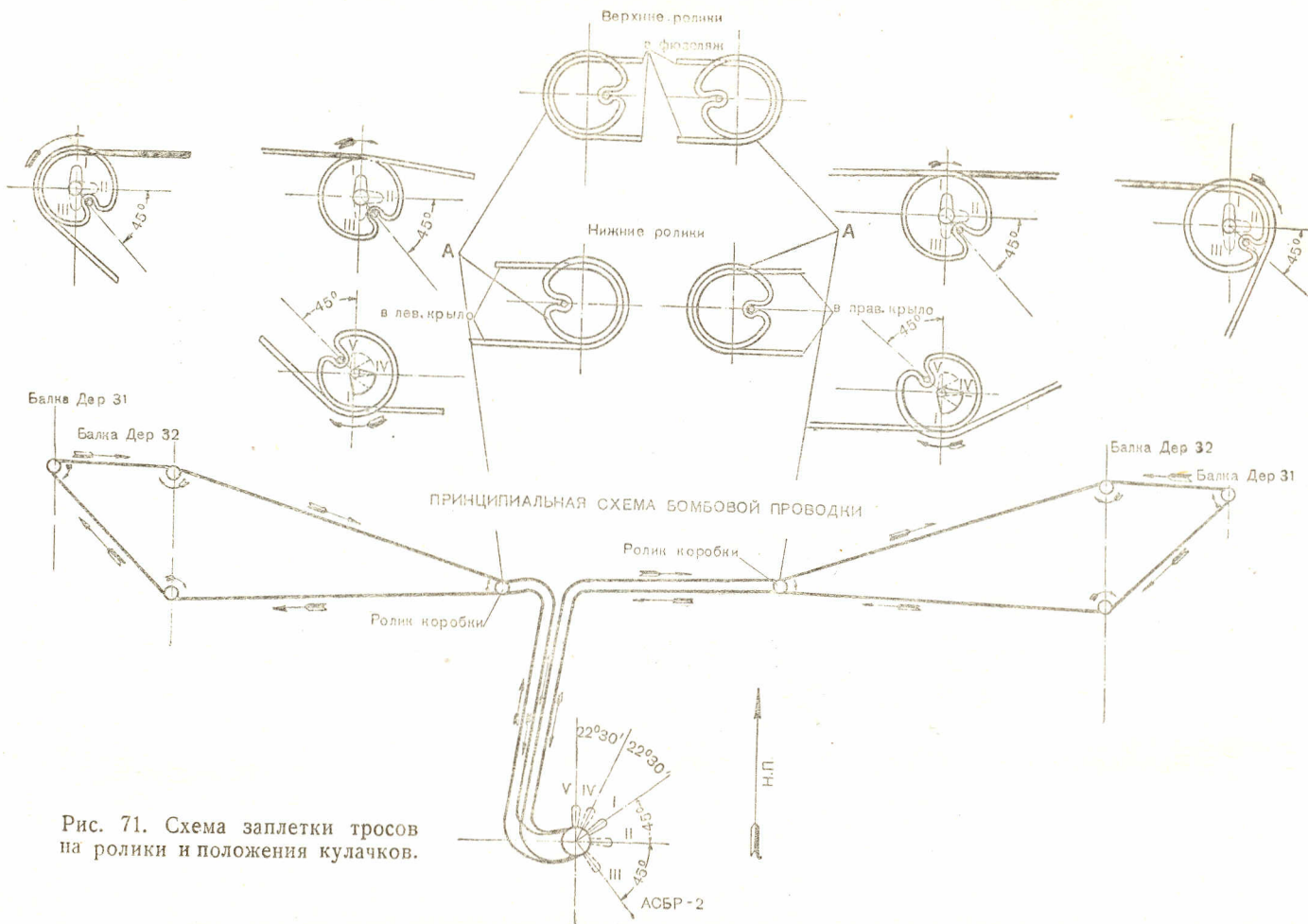


Рис. 71. Схема заплетки тросов на ролики и положения кулачков.

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 эксплуатацию.

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 подлежит отрегулировать тандерами, помещенными внутри крыльев, через соответствующие лючки и упорами боуденовских оболочек у разъемных 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 $\pm 5^\circ$, от I до IV и от IV до V — 45° , допуск $\pm 3^\circ$.

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 захватов*»).
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 хитзамков*».
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. Закрывать 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 КООП.

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 КООП.

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 глмзамков».

Закрывать замки перед установкой следующим образом: повернуть защелку на 90° и большим пальцем правой руки утопить ее в прорезь dna 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. Закрывать 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 оружие 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 ОБ — 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.

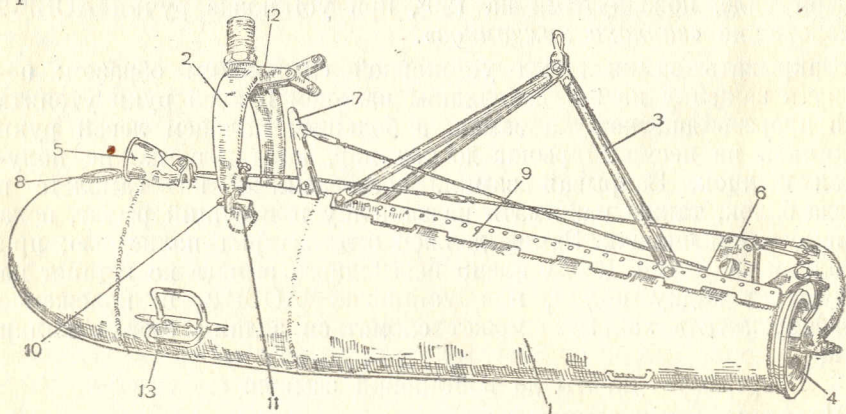


Рис. 72. ВАП-6.

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

Пирамидка для заднего крепления, состоящая из четырех стальных трубчатых стержней, укрепена 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.

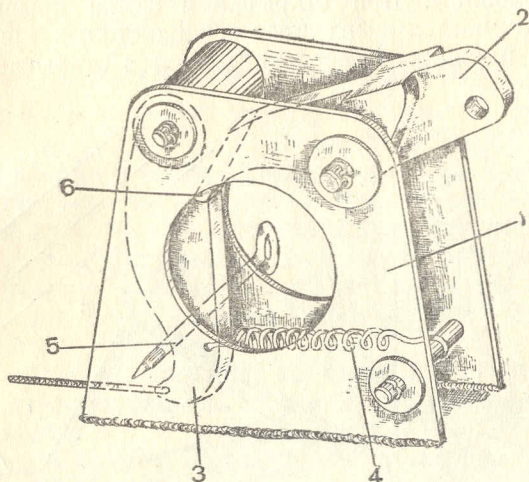


Рис. 73. Замок крышки выливной горловины.

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 ОБ 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 кольцо 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. Замок крышки суфлера служит замком 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.

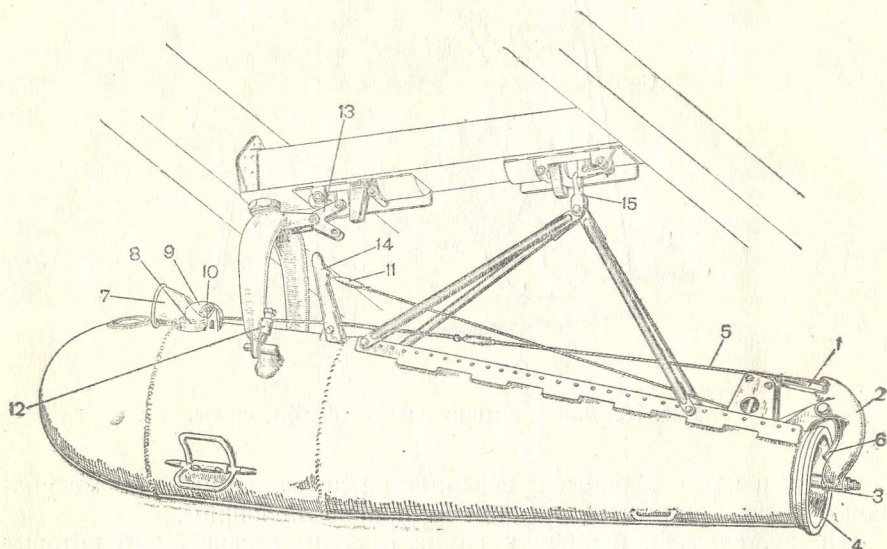


Рис. 74. Схема установки ВАП-6.

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-нервиюру 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 придерживаются 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.

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

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

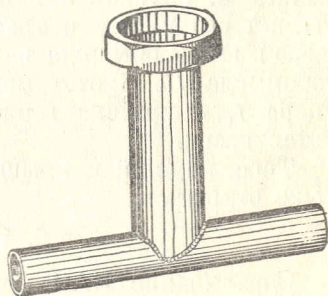


Рис. 75. Ключ для отвертывания пробки заливной горловины.

9. Отвернуть барашек, контрящий ушко пирамидки.
10. Пальцы баллона 11 (рис. 72) ввести в ушко 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 разливной 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

1. 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



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

II. Бомбардировочное оружие

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 оружия	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 оружие

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