

**ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ  
САМОЛЁТА И-200**

ИЗДАНИЕ ЗАВОДА  
1944 г.

Исх. № 162

Исх. № 64

Экз. № 531

Самолет И-200  
ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ  
самолета И-200  
с мотором АМ-35А и винтом ВИШ22Е  
(ВРЕМЕННОЕ)

Составлено Бюро технических описаний  
Эксплуатационного отдела завода

ИЗДАНИЕ 2-е

Индекс 162  
с. 1 т. 1. 1. 1.

Приложение к  
И. № 511с Исх. №

Издание завода  
1940 г.

**ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ УКАЗАНИЯ**  
**к техническому описанию самолета И-200**  
*от 6 января 1941 г.*

**§ 1**

В соответствии с приказом по НКАП за № 704 сс, самолетам типа И-200 присвоены новые названия, а именно: самолетам И-200 первых выпусков до № 2100—МИГ-1, самолетам И-200 последующих выпусков—с № 2101—МИГ-3.

**§ 2**

Запрещаются на самолетах МИГ-1 и МИГ-3 пикирование и полеты на больших скоростях с **открытым фонарем.**

**Эксплуатационный отдел завода.**

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящее первое издание временного технического описания самолета И-200 с мотором АМ-35А и винтом ВИИ-22Е составлено применительно к головной и первой сериям, выпущенным заводом, и является руководством при изучении самолетов, указанных выше выпусков инженерно-техническим и летным составом ВВС КА.

Описание составлено с учетом материалов государственных испытаний самолетов, проведенных в НИИ ВВС КА.

Все изменения, которые в будущем будут вноситься в конструкцию и оборудование самолета, найдут отражение в дополнениях к описанию и последующих изданиях описания, а также в технических и информационных бюллетенях, начиная с № 201, выпуск которых начнется в ближайшее время.

Выражаем уверенность, что все замечания и пожелания по настоящему техническому описанию и другим материалам будут немедленно направляться в адрес Эксплуатационного отдела завода.

Москва, 40, почтовый ящик 2402.

29 ноября 1940 г.  
г. Москва

---

## ПРЕДИСЛОВИЕ КО 2-му ИЗДАНИЮ

Предлагаемое 2-ое заводское издание технического описания И-200 отличается от первого издания устранением в тексте замеченных опечаток и неточностей.

*Эксплуатационный отдел завода*

---



## **ЧАСТЬ ПЕРВАЯ**

# **ОБЩИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ, ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ И ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА И-200**

## ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА

## § 1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА

Самолет И-200 — одномоторный, одноместный моноплан с низкорасположенным крылом (рис. 1, 2, 3).

По своему назначению самолет И-200 — скоростной истребитель-перехватчик, в перегрузочном варианте может быть использован как штурмовик, а при установке подвесных бензобаков — как самолет сопровождения.

Самолет смешанной конструкции имеет: сваренные из хромансильевых труб переднюю часть фюзеляжа и моторную раму; цельнометаллический центроплан с дуралюминовой обшивкой; деревянные съемные крылья, хвостовую часть фюзеляжа и киль; дуралюминовое горизонтальное хвостовое оперение, руль поворота и элероны, одностоечное, изготовленное из высоко термически обработанной хромансильевой стали, убирающееся в полете шасси.

Самолет снабжен закрылками (щитками типа Шренка).

Рули высоты и поворота снабжены триммерами.

Элероны и руль высоты имеют аэродинамическую компенсацию, кроме того, руль высоты снабжен массово-инерционным демпфером, в целях предохранения хвостового оперения от вибрации при пикировании.

На самолете установлен мотор водяного охлаждения АМ-35А.

Мотор закрыт капотом, состоящим из легко съемных щитков, укрепленных замками типа «Дзус».

Винт — ВИШ22Е — трехлопастный, металлический с вращаемым в полете шагом.

Самолет имеет три бензобака, из которых один расположен в фюзеляже и два в центроплане.

Масляный бак расположен на носке картера мотора.

Запуск мотора производится сжатым воздухом.

Воздух к карбюраторам подводится через два всасывающих патрубка, выведенных от мотора через центроплан на переднюю кромку крыла.

## **§ 2. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА**

Самолет имеет аэронавигационное, вспомогательное и кислородное оборудование, радиооборудование и электрооборудование.

На самолете установлена приемно передаточная радиостанция типа РСИ-3, состоящая из приемника, передатчика шлемофона, жесткой антенны и агрегатов питания.

На самолетах последующих выпусков предполагается установка радиостанции РСИ-4.

Для электропитания радиоустановки и освещения на моторе установлен генератор ГС-350, работающий параллельно с аккумулятором 12А-5, установленным на борту самолета.

Сигнализация ног шасси электрофицирована.

Для высотных полетов (свыше 4000 м) на самолете установлено кислородное оборудование, состоящее из прибора КПА-3 бис и одного баллона емкостью 4 л.

Для учебных полетов на самолете установлен фото-кинo-пулемет.

## **§ 3. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ВООРУЖЕНИЯ САМОЛЕТА**

Самолет вооружен двумя синхронными пулеметами системы ШКАС (калибра 7,62 мм), расположенными над мотором, стреляющими через нунт и одним крупно-калиберным синхронным пулеметом БС системы Березина (калибра 12,7 мм).

Емкость патронных коробок пулеметов ШКАС—1500 шт.

Емкость патронной коробки пулемета БС—300 шт.

Самолет может быть использован как легкий скоростной пикирующий бомбардировщик (в перегрузочном вариан-

те). Под крыльями может быть подвешена бомбовая нагрузка общим весом 220 кг. Также предусмотрена возможность (в перегрузочном варианте) подвески, вместо бомб, химического вооружения — двух ВАП-6м емкостью по 50 л каждый.

Кроме того, на самолете возможна установка ракетных орудий РО-82 в количестве 8 шт. по 4 шт. под каждую консоль крыла.

#### § 4. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

1. Размах крыла . . . . .	10200 мм
2. Удлинение крыла . . . . .	5,97
3. Максимальный размер хорды крыла (по центру- плану) . . . . .	2600 мм
4. Размер хорды крыла (в разьеме) . . . . .	2045 »
5. Размер концевой хорды крыла . . . . .	870 »
6. Средняя аэродинамическая хорда (САХ) . . . . .	1890 »
7. Размах стабилизатора . . . . .	3660 »
8. Размах закрылков . . . . .	5380 »
9. Длина самолета при стоянке . . . . .	8020 »
10. Длина самолета в линии полета . . . . .	8155 »
11. Высота самолета при стоянке . . . . .	2980 »
12. Высота самолета в линии полета . . . . .	3300 »
13. Кодек шасси . . . . .	2800 »
14. Расстояние от оси колеса до костыля . . . . .	5080 »
15. Расстояние от конца лопасти кнута до земли . . . . .	700 »
16. Площадь крыльев с элеронами (геометрическая) . . . . .	17,44 м²
17. Площадь элеронов . . . . .	1,145 »
18. Площадь аэродинамической компенсации эле- ронов . . . . .	0,275 »
19. Площадь закрылков . . . . .	2,09 »
20. Площадь стабилизатора . . . . .	1,659 »
21. Площадь руля высоты . . . . .	1,446 »
22. Площадь аэродинамической компенсации руля высоты . . . . .	0,21 »
23. Площадь триммера руля высоты . . . . .	0,0725 »
24. Весовая компенсация руля высоты . . . . .	~ 4 кг
25. Площадь киля . . . . .	0,614 м²
26. Площадь руля поворота . . . . .	0,913 »
27. Тип профиля крыла . . . . .	Klarck YH

## § 5. РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

1. Установочные углы крыльев:	1-й вариант	2-й вариант
левого . . . . .	$-1^{\circ}+30'$	$+1^{\circ}-1^{\circ}$
правого . . . . .	$+1^{\circ}+1^{\circ}$	$+1^{\circ}-30'$
2. Поперечное V крыла:		
а) для самолетов первых выпусков . . . . .	$+5^{\circ}$	
б) для самолетов последующих выпусков . . . . .	$6^{\circ}$	
3. Ход руля высоты в мм:		
а) вверх ( $30^{\circ}$ ) . . . . .	$255-10$	мм
б) вниз ( $25^{\circ}$ ) . . . . .	$213-20$	мм
4. Ход руля поворота в мм:		
вправо и влево ( $25^{\circ}$ ) . . . . .	$265 \pm 15$	мм
5. Ход элеронов:	$+10$	
а) вверх ( $23^{\circ}$ ) . . . . .	$112-4$	мм
б) вниз ( $18^{\circ}$ ) . . . . .	$75-2$	мм
Примечание. Отклонение элеронов от нейтрального положения, выражающее калевку самолета в полете, допускается на отклонение элеронов вверх не более 9 мм и на отклонение элеронов вниз не более 7 мм.		
6. Ход закрылков ( $50^{\circ}$ ) . . . . .	$508 \pm 10$	мм
7. Ход триммеров руля высоты:		
вверх и вниз . . . . .	$25 \pm 4$	мм
8. Ход триммеров руля поворота:		
вправо и влево . . . . .	$25 \pm 4$	
9. Установочный угол киля . . . . .	$0^{\circ}$	
10. Установочный угол стабилизатора . . . . .	$-30'$	
или в мм: превышение нижней точки переднего лонжерона стабилизатора над соответствующей точкой заднего лонжерона должно быть . . . . .	$8$	мм

Примечание. Точные данные допусков по регулировке каждого самолета содержатся в регулировочном листе, прикладываемом к формуляру самолета.

При установке самолета в линию полета превышение нижней точки заднего лонжерона стабилизатора над нижней точкой лонжерона центроплана по 2-й вершине должно быть . . . . .  $688,5$  мм

## § 6. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ПОСАДОЧНЫХ ПРИСПОСОБЛЕНИЙ

1. Тип закрылков и способ управления ими . . . . .	Штанги типа Шредера Управление основательное
2. Способ уборки шасси и костыли . . . . .	Пневматический

3. Тип амортизации шасси и костыля . . . . .	Однорезиновый
4. Стояночный угол самолета . . . . .	14,5°
5. Угол капотажа самолета при пустом весе:	
а) без торможения . . . . .	31°
б) при торможении . . . . .	27,5°
6. Угол капотажа самолета при нормальном полетном весе:	
а) без торможения . . . . .	34,5°
б) при торможении . . . . .	31,5°
7. Нормальное давление в амортизационной стойке шасси . . . . .	33 ат
8. Ход амортизации шасси:	
нормальный . . . . .	250 мм
максимальный . . . . .	270 "
9. Давление в тормозной системе . . . . .	8—10 ат
10. Тип и размеры пневматика колеса шасси . . . . .	600×180 мм
11. Тип и размеры колеса костыля . . . . .	Грузошина 170×90 мм
12. Вес снаряженного колеса шасси . . . . .	36,0 кг
13. Вес шасси в снаряженном состоянии с колесами . . . . .	170,0 кг

## § 7. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ВИНТОМОТОРНОЙ ГРУППЫ \*

1. Условное обозначение типа (мотор с редуктором и нагнетателем) . . . . .	АМ-35А
2. Число цилиндров . . . . .	12
3. Расположение цилиндров . . . . .	V-образное под углом 60°
4. Порядок и нумерация цилиндров . . . . .	От партияльной передат- ки винту
5. Охлаждение . . . . .	Водяное, под давлением
6. Диаметр цилиндров в мм . . . . .	160
7. Ход поршня в мм:	
а) для цилиндров с главными шатунами (левый блок, смотря со стороны вертикальной передачи) . . . . .	190
б) для цилиндров с прицепными шатунами (правый блок, смотря со стороны вертикальной передачи) . . . . .	196,77

\* Даны из „Временной Инструкции по эксплуатации моторов АМ-35А, серии ЕА-0“, под Издательской группы 1940 г.

- |   |   |
|---|---|
| 8. Рабочий объем всех цилиндров в л . . . . .                       | 46,66   |
| 9. Степень сжатия и допустимые отклонения:                          |   |
| а) в пределах серии . . . . .                                       | 7—0,2   |
| б) в пределах одного мотора . . . . .                               | 7—0,2   |
| 10. Направление вращения (смотри со стороны вертикальной передачи): |   |
| а) коленчатого вала . . . . .                                       | Правое  |
| б) вента . . . . .  | Левое   |
| 11. Система редуктора и передаточное число редуктора . . . . .      | Редуктор с параллельными осями и двухшестеренчатой передачей<br>$i = 0,902$ |
- Примечание.** Степень редукции может также выполняться:
- $i = 0,59$   
 $i = 0,732$
- |   |               |
|---|---------------|
| 12. Высота в метрах, на которой сохраняется номинальная мощность без учета скоростного напора . . . . . | 6000          |
| 13. Обороты в минуту, соответствующие номинальной мощности на расчетной высоте:                         |               |
| а) коленчатого вала . . . . .   | 2050          |
| б) вала редуктора . . . . .   | 1850          |
| 14. Обороты в минуту, соответствующие номинальной мощности на земле:                                    |               |
| а) коленчатого вала . . . . .   | 2050          |
| б) вала редуктора . . . . .   | 1850          |
| 15. Номинальное давление на всасывании $P_a$ в мм рт. ст. . . . .                                       | 1040 $\pm 25$ |
| 16. Обороты в минуту, соответствующие взлетной мощности:  |               |
| а) коленчатого вала . . . . .   | 2050          |
| б) вала редуктора . . . . .   | 1850          |
- Примечание.** Допускается взлет на тислом вента, при числе оборотов коленчатого вала в мин. не ниже 1950.
- |  |      |
|--|------|
| 17. Обороты в минуту, соответствующие эксплуатационной мощности: |      |
| а) коленчатого вала . . . . .                                    | 2050 |
| б) вала редуктора . . . . .                                      | 1850 |

18. Давление на всасывании  $P_c$  при эксплуатационной мощности в мм рт. ст. . . . .  $995 \pm 25$
19. Максимальное допустимое число оборотов в минуту не более 30 сек. на режимах пикирования:
- а) коленчатого вала . . . . .  $1250 \pm 2\%$
  - б) вала редуктора . . . . . 2030
20. Максимально допустимое непрерывное время работы мотора при  $P_c = 1240 \pm 25$  мм рт. ст. (взлети. режим) . . . . . 20 мин.
- Общее время работы мотора на режиме взлета разрешается не больше . . . . . 1 ч. 40 мин. (за 50 час.)
21. Минимальное число оборотов в минуту, при которых мотор работает устойчиво:
- а) коленчатого вала . . . . . 450—500
  - б) вала редуктора . . . . . 405—450
22. Топливо . . . . . Беллин Б78 + 4 см<sup>II</sup> Р-9 на 1 кг. Октеп < 95
23. Удельный расход топлива на земле без пользования высотным корректором в 1/3 л. с. ч:
- а) на эксплуатационной мощности . . . . . 270—285
  - б) на номинальной мощности . . . . . 300—315
  - в) на максимальной мощности . . . . . 330—360
24. Величины напора топлива перед карбюраторами в кг/см<sup>2</sup>:
- а) на режиме взлета . . . . . 0,30—0,35
  - б) на номинальном и эксплуатационном режимах не более . . . . . 0,30—0,35
  - в) на малых оборотах не ниже . . . . . 0,1—0,2
25. Карбюраторы . . . . . 4 шт. после наплатления К-35Б



26. Сорт масла . . . . . Двигательное масло марки МС
27. Масляный насос . . . . . Шестеренчатый 1 шт.  
(одна ступень нагнетания и три ступени всасывающие).  
 $i=1,815$
28. Удельный расход масла в граммах на  
в. д. с. ч. на эксплуатационной мощности  
не более . . . . . 12
29. Давление масла в главной магистрали:  
а) на земле на номинале при тем-  
пературе входящего масла  $40-85^{\circ}$   $7,5-8,5 \text{ кг/см}^2$   
б) на высоте 6000 м не ниже . . . . .  $5,5 \text{ кг/см}^2$   
в) на высоте 7000 м не ниже . . . . .  $5 \text{ кг/см}^2$
30. Давление от регулятора Р2 в  $\text{кг/см}^2$   
(при положении рычага „легкий винт“) . . . . . 11—15
31. Температура входящего масла:  
а) не ниже . . . . .  $45^{\circ}\text{C}$   
б) не выше  $k_n$  номинала и  $0,9$  но-  
минала . . . . .  $80^{\circ}\text{C}$   
в) не выше на режиме взлета . . . . .  $85^{\circ}\text{C}$
32. Температура масла, выходящего из кар-  
тера не более:  
а) на номинальном режиме . . . . .  $120^{\circ}\text{C}$   
б) на режиме взлета . . . . .  $125^{\circ}\text{C}$
33. Водяной насос . . . . . Центробежный  
1 шт.  $i=1,815$
34. Наименьшая температура входящей воды  
в мотор . . . . .  $60^{\circ}\text{C}$
35. Наибольшая температура выходящей во-  
ды:  
а) на взлете . . . . .  $120^{\circ}\text{C}$   
б) на остальных режимах . . . . .  $110^{\circ}\text{C}$   
в) давление воды на входе в помпу  
в  $\text{кг/см}^2$  . . . . . 1,2—1,5
36. Предельные величины регулировки рас-  
пределения и зажигания в градусах пово-  
рота коленчатого вала на холодном моторе  
указаны в нижесприведенной таблице.

Фазы	Распределение в градусах поворота кулачкового вала		Зазоры между тарельчатой клапанами и затылочном кулачке	Полное опережение зажигания в градусах поворота кулачкового вала
	Несимметричные	Отклонения		
Начало выпуска	20° до ВМТ	$\pm 3^\circ$	оп. 2,65 $\pm$ 0,1	Правое магнето 23 $\pm$ 1° до ВМТ
Конец выпуска	62° после НМТ	$\pm 8^\circ$		Угол установки 6°
Начало выпуска	62° до НМТ	$\pm 8^\circ$	вып. 2,65 $\pm$ 0,1	Левое магнето 25 $\pm$ 1° до ВМТ
Конец выпуска	20° после ВМТ	$\pm 8^\circ$		Угол установки 6°

- Примечания: 1. Положение магнето (правое или левое) определяется, глядя на мотор со стороны вертикальной кардана.
2. При указанных углах опережения правого и левого магнето, полное число оборотов при выключении одного магнето — до 100 об/мин. производится на эксплуатационном режиме.
3. Углы установки 6 и 8° взяты из расчета, что угол у автомата магнето равен 25°.
4. Начало выпуска воздуха при запуске 10—15° после ВМТ при рабочем ходе (начало открытия отверстия диска самовыпуска).

37. Вес сухого мотора (в сухой вес мотора не входят: втулка винта, выхлопные патрубки, электрогенератор, синхронизаторы, АК-1 и МК-1) в кг: . . . . . 830  $\pm$  20/6
38. Вес воды в системе мотора в кг . . . . . 22
39. Вес масла в моторе в кг (для учета веса мотора) . . . . . 6
40. Приборы зажигания:
- а) магнето . . . . . а) 2 магнето экранированных с автоматическим опережением зажигания типа ВС12-ПЭА с 25° автоматом (одно правого вращения, другое — левое вращения)
- б) свечи . . . . . б) 2 свечи на каждый цилиндр экранированного типа З-ЭМГ
- в) Провода зажигания и их экранировка . . . . а) Провод марки ПВЛ в шланговой экранировке

# **41. Приборы электрооборудования:**

- |  |  |
|--|--|
| <p>а) генератор . . . . .</p> <p>б) регуляторная коробка . . . . .</p> | <p>а) Генератор типа ГС-10-350 правого вращения (смотри со стороны обратной привода) <math>i=2,72-1</math> шт.</p> <p>а) Тип Рж-12-350—1 шт.</p> |
|--|--|

**42. Бензиновый насос . . . . .** БНК-10—1 шт. коловратный с одной ступенью нагнетания левого вращения (смотри со стороны обратной привода)  $i=1,167$

**43. Самопуски . . . . .** 2 шт. воздушные, дисковые

**44. Нагнетатель . . . . .** Приводной центробежный не выключавшийся  $i=14,6$

**45. Привод к счетчику оборотов . . . . .** Гибкий вал  $i=0,5$  от валовых синхронизаторов

**46. Синхронизаторы . . . . .** 2 шт.  $i=0,902$  трехкулачковые

**47. Компрессор . . . . .** АК-50

**48. Регулятор винта изменяемого шага . . . . .** Р-2 1 шт., правого вращения (смотри со стороны обратной привода)  $i=1,21$

<b>49. Габариты мотора:</b>	<b>длина . . . . .</b>	<b>2402 мм</b>
	<b>высота . . . . .</b>	<b>1089 "</b>
	<b>ширина . . . . .</b>	<b>866 "</b>

## **Винт**

1. Трехлопастный, металлический автомат ВИШ22Е.
2. Диаметр  $d=3,0$  м.
3. Ширина лопасти 260 мм.
4. Углы установки лопастей  $24-44^\circ$ .
5. Вес собранного винта 143,5 кг.

## **§ 8. ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА**

Приводимые летно-тактические данные получены на государственных испытаниях опытных самолетов И-200 (в летних условиях) в НИИ ВВС КА; испытания проходили самолеты с полетным весом  $G=3099$  кг.

# Горизонтальные скорости у земли

( $H_{ст} = 0$ )

$P_a$	Скорости в км/час
525	241
545	260
545	280
590	300
615	320
640	340
665	360
695	380
735	400
785	420
840	440
910	460
990	480
1100	500
1230	520

## Максимальные горизонтальные скорости и $P_a$ по высотам с убраным шасси

$n = 2050$  об/мин. — const

$H$ м	км/час	$P_a$
0	486	1020
1000	586	1020
2000	526	1020
3000	546	1020
4000	566,5	1020
5000	586	1020
6000	606	1020
7000	626,5	1020
8000	614	918
9000	594,5	790

На рис. 5 приведены кривые максимальных горизонтальных скоростей и  $P_a$  по высотам.

# Скороподъемность (рис. 6).

$n = 2050$  об./мин. = const

$H_{ст}$ в м	м/сек	Время набора высоты в мин.	$V$ прибор. м/час	$P_n$ мм рт. ст.
0	15,00	0	253	1020
1 000	15,30	1,10	253	1020
2 000	15,55	2,18	253	1020
3 000	15,90	3,24	253	1020
4 000	16,20	4,28	253	1020
5 000	16,50	5,30	253	1020
6 000	16,80	6,30	253	1020
7 000	16,85	7,32	247	950
8 000	12,00	8,57	239	850
9 000	9,10	10,15	230	760
10 000	6,25	12,34	222	680
11 000	3,35	15,88	—	—
12 000	0,5	25,63	—	—

Теоретический потолок — 12 180 м.

Практический потолок — 12 000 м.

Время набора практического потолка — 25,63 мин.

## Маневренность самолета

Таблица 1

Маневренность самолета на  $H = 1000$  м

№ п/п.	Наименование фигур	Время в сек.	Скорость выхода по прибору	Скорость выхода по прибору	Потери или на- бор вы- соты
1	Вираж однокривый а) левый.	22,3	850	330	0
	"      "      б) правый.	28,0	350	370	0
2	Вираж серийный а) левый.	20,5	850	330	0
	"      "      б) правый.	64,9	350	350	0
3	Восьмерка . . . . .	40,5	350	320	0

Маневренность самолета на  $H=5000$  м

№ п/п.	Наименование фигур	Время в сек.	Скорость входа по прибору	Скорость выхода по прибору	Потери или набор высоты
1	Вираж односторонний а) левый .	00	720	350	0
	" " б) правый	29	720	350	0
2	Вираж серийный а) левый .	72	800	350	0
	" " б) правый.	—	880	350	0
3	Восьмерка . . . . .	52	720	350	+100
4	Односторонний перекрест				
	" " а) левый	17	250—300	350—400	— 500—
	" " б) правый.	17			— 700
5	Бочка а) левая . . . . .	2	270—280	240	0
	" б) правая . . . . .	4	270—280	240	0
6	Петля . . . . .	30	450	380—400	+400
7	Импедимент . . . . .	21	460	370	от +1100 до +1200

## § 9. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

(рис. 7, 8)

Таблица 1

№ п/п.	Наименование	Скорость посадочная в м/сек.	Дальность в м.	Время в сек.
<b>А. Разбег</b>				
1	Нормаль без закрылков . . . . .	171	305	12,0
2	Нормаль с закрылками (открыты на 15°)	162	268	12,5
3	С форсажем без закрылков . . . . .	163	234	10,8
<b>Б. Пробег</b>				
4	С торможением и закрылками . . . . .	—	400	18,6
2	Без торможения с закрылками . . . . .	161	710	47,0
3	С торможением без закрылков . . . . .	—	600	25,0
4	Без торможения и без закрылков . . . . .	—	1000	47,0

Примечание. Замер взлетно-посадочных свойств самолета производился при скорости ветра 1—2 м/сек на аэродроме твердого земляного грунта с травяным покрытием.

## § 10. РАСХОДЫ ГОРЮЧЕГО

(на расчетной высоте  $H=7180$  м по стандартной атмосфере)

Расходы топлива замерялись при помощи прибора НАЯДА с самописцем.

Замер расходов топлива производился без пользования высотным корректором на  $H=7180$  м при  $n=2050$  об/мин. на диапазоне скоростей от 429,6 км/час до 597,5 км/час. По материалам, полученным при испытаниях, построены приведенные ниже графики:

- а) часовых расходов горючего в зависимости от скоростей (рис. 9);
- б) километровых расходов горючего (рис. 10);
- в) расходов горючего при наборе высоты (рис. 11), которыми и следует руководствоваться.

## § 11. ДАЛЬНОСТЬ

Дальность на высоте 7000 м, при 10% запаса горючего, на 0,9  $V_{\text{макс}}$ ,  $L=580$  км.

## § 12. ВЕСОВАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА САМОЛЕТА С МОТОРОМ АМ-35А ГОЛОВНОЙ СЕРИИ

№ п/п.	Наименование	Вес в кг
<b>В полетный вес нормального варианта входит:</b>		
АБ	Пустой самолет . . . . .	2411,1
В	Полезная нагрузка . . . . .	687,8
	<b>Всего . . .</b>	<b>3098,9</b>
<b>В вес пустого самолета входит:</b>		
А	Винтоторная установка . . . . .	1469,0
Б	Конструкция . . . . .	942,1
	<b>Всего . . .</b>	<b>2411,1</b>
<b>В вес полной нагрузки входит:</b>		
В/Д	Полезная нагрузка . . . . .	369,8
В/И	Топливо и смазка . . . . .	318,0
	<b>Всего . . .</b>	<b>687,8</b>

№ п/п.	Наименование	Вес в кг
<b>В вес силовой установки входит:</b>		
I	Установка мотора . . . . .	1084,0
II	Система питания . . . . .	102,2
III	Система выхлопа . . . . .	11,0
IV	Система охлаждения . . . . .	175,0
V	Капоты мотора . . . . .	60,0
VI	Система запуска . . . . .	15,8
VII	Управление мотором, винтом, бензиновыми процессорами, насосами мас- ляни. и водни. радиаторов . . . .	11,0
VIII	Приборы мотора . . . . .	10,0
<b>Всего . . .</b>		<b>1469,0</b>
<b>В вес конструкции входит:</b>		
I	Крыло . . . . .	407,0
II	Фюзеляж . . . . .	242,1
III	Управление самолетом . . . . .	40,0
IV	Шасси . . . . .	170,0
V	Кастыльная установка с хвостовым водегом . . . . .	15,0
VI	Хвостовое оперение . . . . .	53,0
VII	Отделочная окраска всего самолета	15,0
<b>Всего . . .</b>		<b>942,1</b>
<b>В вес полезной нагрузки входит:</b>		
I	Экипаж с парашютом и с привяз- ными рюкзаками . . . . .	90,5
II	Боевая нагрузка . . . . .	199,5
III	Аэронавигационное оборудование .	6,8
IV	Электрооборудование . . . . .	30,5
V	Вспомогательное оборудование . . .	12,9
VI	Несъемная перегрузка оборудования	23,5
<b>Всего . . .</b>		<b>363,7</b>
<b>В вес топлива и смазки входит:</b>		
	Горючее — бензин . . . . .	240,0
	Смазочное — масло . . . . .	28,0
<b>Всего . . .</b>		<b>268,0</b>



**§ 13. ВАРИАНТЫ ЦЕНТРОВОК САМОЛЕТА  
С МОТОРОМ АМ-35А ГОЛОВНОЙ СЕРИИ (рис. 12)**

№ п/п.	Наименование	Полет- ный вес в кг	Центровка в % от САХ	
			Шасси	выну- щено
1	Нагрузка нормального варианта . . . . .	3098,9	26	25,6
2	То же с выгоревшим горючим и сма- зочным . . . . .	2780,9	—	23,5
3	То же, но без патронов . . . . .	2692,0	—	23,2
4	Перегрузка бомбардирского воору- жения по вариантам:			
а)	Бомбы $100 \times 2 + 10 \times 2 = 220,0$ кг, ухваты и замки = 8,0 кг . . . . .	3326,9	25,4	—
б)	Бомбы $50 \times 4 = 200,0$ кг, ухваты и замки = 8,0 кг . . . . .	3306,9	25,5	—
в)	Бомбы $50 \times 2 + 25 \times 2 = 150,0$ кг, ухваты и замки = 8,0 кг . . . . .	3256,9	25,6	—
г)	Бомбы $25 \times 4 = 100,0$ кг, ухваты и замки = 8,0 кг . . . . .	3206,9	25,7	—
д)	Бомбы $10 \times 4 = 40,0$ кг, ухваты и зам- ки = 8,0 кг . . . . .	3146,9	25,9	—
5	Перегрузка ВАП-6м—2 шт. = 135,0 кг	3233,9	25,8	—
6	Перегрузка горючего и подвесных бензобаков (бензин 150,0 кг и уста- новки подвесных бензобаков 26,0 кг)	3274,9	26,6	—

№ п/п.	Наименование	PX	X	P	Y	PY
		кгм	м	кг	м	кгм
	Полетный вес . . . . .	6937,9	—	3098,9	—	—568,86
АБ	Пустой самолет . . . . .	5124,5	—	2411,1	—	—504,8
В	Полная нагрузка . . . . .	1813,5	—	687,8	—	—64,06
Н	Винтомоторная установка	2090,3	—	1469,0	—	—156,1
1	Установка мотора . . . . .	1125,2	—	1084,0	—	—50,6

№ п/п.	Наименование	РХ	Х	Р	У	РУ
		кг.м	м	кг	м	кг.м
1	Мотор АМ-35А с водой и маслом . . . . .	1076,5	1,19	905,0	-0,044	-39,8
2	Винт ВМШ22Е . . . . .	-5,7	-0,04	143,0	0	"
3	Моторама с креплением . . . . .	54,0	1,5	36,0	-0,3	-10,8
II	Система питания . . . . .	209,3	—	102,2	—	-22,2
4	Установка бензобака в центроплани . . . . .	75,5	2,85	26,5	-0,52	-13,8
5	Установка бензобака с про- тектором в передней час- ти фюзеляжа . . . . .	59,0	2,682	22,0	0,1	2,2
6	Бензопровод, установки нейтрального газа и ме- дведического бензино- мера . . . . .	33,1	2,55	13,0	-0,45	-5,8
7	Установка маслбака . . . . .	2,8	0,4	7,0	0,08	0,6
8	Установка маслорадиатора . . . . .	27,5	1,1	23,0	-0,12	-3,0
9	Маслопровод . . . . .	6,0	1,0	6,0	-0,2	-1,2
10	Восстанавливающий патрубок . . . . .	5,4	2,0	2,7	-0,45	-1,2
III/11	Система выхлопа . . . . .	14,3	1,3	11,0	0,23	2,5
IV	Система охлаждения . . . . .	556,0	—	175,0	—	-84,4
12	Установка водорадиатора с кистями и водой . . . . .	508,2	3,63	140,0	-0,58	-81,2
13	Водопровод с водой . . . . .	42,0	2,1	20,0	-0,3	-6,0
14	Установка расширительного бачка с водой . . . . .	5,8	0,39	15,0	0,19	2,8
V/15	Капоты мокира . . . . .	63,0	1,05	60,0	-0,03	-1,8
VI/16	Система напуска . . . . .	62,4	3,95	15,8	-0,1	-1,0
VII/17	Управление мотором, вин- том, бензиновыми кра- нами, заслон. маслом, и водян. радиаторами . . . . .	29,7	2,7	11,0	0	0
VIII/18	Приборы мотора . . . . .	30,4	3,04	10,0	0,2	2,0
Б	Конструкция . . . . .	3034,1	—	942,1	—	-348,7
1	Крыло . . . . .	1054,2	—	407,0	—	-197,4
19	Центроплан . . . . .	522,2	2,56	204,0	-0,51	-104,0
20	Консоли, стыковые болты, целые обшиватели и проч. . . . .	433,6	2,52	180,0	-0,45	-81,0
21	Закорны . . . . .	29,4	3,27	9,0	-0,44	-4,0
22	Закорны центроплана и консоли . . . . .	49,0	3,5	14,0	-0,6	-8,4

№ п/о.	Наименование	PX	X	P	Y	PY
		KLM	M	KL	M	KLM
II	<b>Фюзеляж</b> . . . . .	991,8	—	242,1	—	12,8
23	Форма фюзеляжа и пола с обшивкой, противопо- жарной перегородкой и подножки . . . . .	254,8	3,07	83,0	0	0
24	Хвостовая часть фюзеляжа	464,4	5,4	86,0	0,07	6,0
25	Задняя центропланная	39,7	3,75	10,6	-0,4	-4,2
26	Пол пилота . . . . .	11,8	2,95	4,0	-0,36	-1,4
27	Фенерь . . . . .	67,3	3,74	18,0	0,55	9,9
28	Установка сидения . . . .	142,6	3,864	36,9	0,05	1,8
29	Установка приборной дос- ки с креплением без приборов . . . . .	6,4	3,06	2,1	0,265	0,6
30	Подлокотники, жесткость придела, стыковые бол- ты и проч . . . . .	4,8	3,2	1,5	0,1	0,1
III/31	<b>Управление самолетом</b> .	151,2	3,53	40,0	-0,35	-14,0
IV	<b>Шасси (выпущено)</b> . . . .	346,2	—	170,0	—	-152,8
32	Нога и механизм уборки .	216,0	2,0	108,0	-0,77	-83,2
33	Колеса 600 X 180 мм . . .	65,2	1,81	36,0	-1,5	-54,0
34	Центр, тормозное управ- ление, приводы, край- невый выпуск и пр.	65,0	2,5	26,0	-0,6	-15,6
V/35	<b>Крыльчатая установка с хвостовым колесом</b> . . .	99,0	6,6	15,0	-0,3	-4,5
VI	<b>Хвостовое оперение</b> . . .	340,2	—	53,0	—	7,2
36	Горизонтальное оперение, обтекатели и проч. . . . .	290,0	6,5	46,0	0,08	3,7
37	Руль поворота . . . . .	50,2	7,17	7,0	0,5	13,5
VII/38	<b>Отделочная окраска все- го самолета</b> . . . . .	52,5	3,5	15,0	0	0
B	<b>Полная нагрузка</b> . . . . .	1813,5	—	687,8	—	-64,06
B/I	Полетная нагрузка . . . .	989,7	—	369,8	—	34,9
B/II	Топливо и смеси . . . . .	823,8	—	318,0	—	-98,96
B/I	Полетная нагрузка . . . .	989,7	—	369,8	—	34,9
I/39	Экипаж с парашютами и с привязными ремнями . . .	325,5	3,507	90,5	8,079	7,1
II	<b>Боевая нагрузка</b> . . . . .	440,4	—	199,5	—	46,2
40	Пулемет БС . . . . .	58,0	2,305	24,6	0,41	10,1

№ п/п	Наименование	PX	X	P	Y	PY
		кМ	М	кМ	М	кМ
41	Патроны для пулемета БС 300 шт. $\times$ 165 г . . . . .	118,6	2,365	41,5	0,23	11,4
42	Пулеметы ШКАС—2 шт. . . . .	46,5	2,05	22,7	0,415	9,4
43	Патроны для пулеметов ШКАС 1200 шт. $\times$ 32,85 г . . . . .	87,7	2,225	39,4	0	0
44	Азфет для БС . . . . .	19,3	2,27	8,5	0,3	2,5
45	Азфет для пулеметов ШКАС . . . . .	12,5	1,79	7,0	0,37	2,6
46	Газовыводные трубы . . . . .	6,1	1,265	4,8	0,4	1,9
67	Патронные коробки с креп- лениями для БС . . . . .	18,9	2,395	7,9	0,23	1,8
18	Патронные коробки с креп- лениями для ШКАС . . . . .	17,3	2,225	7,8	0	0
49	Звеньевотвод, рукава пита- ния, гильзотвод и при- емники . . . . .	14,8	2,25	6,6	0,15	1,0
50	Механическая и пневмати- ческая перезарядка, уп- равлен. огнем, синхроиз- яторы и синхронная передача . . . . .	29,2	2,1	13,9	0,25	3,5
51	Гильзотвод БС . . . . .	10,0	2,54	3,8	0,1	0,4
52	Установка прицела . . . . .	9,6	3,21	3,0	0,52	1,6
III	Аэрозавиационное обо- рудование . . . . .	19,3	—	6,8	—	1,3
53	Аэрозавиационные при- боры . . . . .	15,2	3,04	3,0	0,3	1,5
34	Внекабильное оборудование Вентури и Пикто . . . . .	2,1	2,4	1,8	—0,1	0,2
IV	Электрооборудование	18,2	—	36,5	—	—6,7
55	Генератор . . . . .	9,1	1,3	7,0	—0,56	—3,9
46	Регуляторная коробка . . . . .	3,5	2,43	1,4	—0,2	—0,3
57	Установка аккумулятора 12А-7 . . . . .	18,2	2,00	8,7	0,18	1,6
58	Электропитом, электро- приборы, установка фар, электроосвещение, освети- тельные аппаратура, пузырь и прочая аппаратура	47,5	2,964	19,4	—0,21	—4,1
V	Вспомогательное обоору- дование . . . . .	50,6	—	12,9	—	—0,9
59	Кислородная установка . . . . .	15,5	3,54	9,0	—0,2	—1,3

№ п/п.	Наименование	$\frac{PX}{KLM}$	$\frac{X}{M}$	$\frac{P}{N}$	$\frac{Y}{M}$	$\frac{PY}{KLM}$
		KLM	M	N	M	KLM
60	Разъемная коробка для ракет, сигнальный писто- лет Веры с ракетами и патронташ . . . . .	6,66	3,7	1,8	0,1	0,2
61	Бортовая сумка . . . . .	8,1	4,05	2,0	0,37	0,7
62	Аптечка . . . . .	1,36	3,398	0,1	0,06	0,006
VI	Несъемная перегрузка оборудования . . . . .	56,7	—	23,6	—	-12,4
63	Установка болтов в крыле	83,5	2,22	15,1	-0,6	-9,1
64	Бомбосбрасыватели меха- нический и электриче- ский — ЭСБР-3и с ула- ножкой и проволокой . .	12,9	3,0	4,3	-0,2	-0,9
60	Установка крепления РО	7,0	2,25	3,1	-0,6	-1,9
66	Несъемное радиоборудо- вание и металлиз.ц.ля .	3,3	3,0	1,1	-0,15	-0,2
В/П	Топливо и смазка . . . . .	823,8	—	318,0	—	-98,96
67	Горючее—бензин в центро- планежных баках . . . .	598,5	2,85	210,0	-0,52	-109,2
63	Горючее—бензин в баке передней части фюзеля- жа . . . . .	216,4	2,68	80,0	0,1	8,0
69	Смазочное—масло . . . . .	10,9	0,39	28,0	0,98	2,24

## ВАРИАНТЫ ЦЕНТРОВОК

### I вариант

#### Центровка нормального варианта с выпущенным шасси

№ п/п.	Наименование	$\frac{PX}{KLM}$	$\frac{X}{M}$	$\frac{P}{N}$	$\frac{Y}{M}$	$\frac{PY}{KLM}$
		KLM	M	N	M	KLM
	Имеет . . . . .	6937,9	—	3098,9	—	-568,86

$$X_{ц.т} = \frac{\sum PX}{\sum P} = \frac{6937,9}{3098,9} = 2,239 \text{ м.}$$

#### Центровка

$$C = \frac{X_{ц.т} - X_{САХ}}{L_{САХ}} \cdot 100 = \frac{2,239 - 1,755}{1,890} \cdot 100 =$$

$$= \frac{48,4}{1,89} = 25,6\% \text{ САХ.}$$

$$Y_{ц.т} = \frac{\sum PY}{\sum P} = \frac{-568,86}{3098,9} = -0,184 \text{ м.}$$

## II вариант

### Центровка нормального варианта с убранным шасси

№ п/п.	Наименование	$PX$	$X$	$P$	$Y$	$PY$
		кгм	м	кг	м	кгм
	Имеем . . . . .	6237,4	—	3098,9	—	—568,86
IV	Снимаем: шасси выпущено . . . . .	346,2	—	170,0	—	—152,8
IV/1	Ставим: шасси убрано . . . . .	360,5	—	170,0	—	—87,5
32/1	Нога и меденный уборки . . . . .	221,4	2,03	108,0	—0,58	—62,6
33/1	Колеса 600×180 мм . . . . .	72,1	2,16	36,0	—0,475	—17,1
34/1	Цепки, тормозное управление, проводка, вилки, аварийный выпуск и прочие детали . . . . .	70,9	2,7	26,0	—0,3	—7,8
	Получаем . . . . .	6960,5	—	3098,9	—	—503,56
$X_{ц.т} = \frac{\sum PX}{\sum P} = \frac{6960,5}{3098,9} = 2,246 \text{ м.}$						

### Центровка

$$C = \frac{X_{ц.т} - X_{САХ}}{L_{САХ}} \cdot 100 = \frac{2,246 - 1,753}{1,890} \cdot 100 = \frac{49,1}{1,89} = 26\% \text{ САХ.}$$

$$Y_{ц.т} = \frac{\sum PY}{\sum P} = \frac{-503,56}{3098,9} = -0,162 \text{ м.}$$

## III вариант

### Центровка нормального варианта с выпущенным шасси, выгоревшим горючим и смазочным и без патронов

№ п/п.	Наименование	$PX$	$X$	$P$	$Y$	$PY$
		кгм	м	кг	м	кгм
	Имеем . . . . .	6937,9	—	3098,9	—	—568,86
	Снимаем . . . . .	1040,1	—	406,9	—	—87,56
	Патроны для пулемета БС 300 шт. × 165 г . . . . .	118,6	2,385	39,5	0,23	11,4
	Патроны для пулеметов ШКАС 1200 шт. × 32,8 г . . . . .	87,7	2,225	39,4	0	0
	Горючее и смазочное . . . . .	823,8	—	318,0	—	—98,96
	Получаем . . . . .	5907,8	—	2692,0	—	—481,92
$X_{ц.т} = \frac{\sum PX}{\sum P} = \frac{5407,8}{2692,0} = 2,1945 \text{ м.}$						

### Центровка

$$C = \frac{X_{\text{ц.т}} - X_{\text{САХ}}}{L_{\text{САХ}}} \cdot 100 = \frac{2,1945 - 1,755}{1,890} \cdot 100 =$$

$$= \frac{2,1945 - 1,755}{1,890} \cdot 100 = \frac{43,95}{1,890} = 23,2\% \text{ САХ.}$$

$$Y_{\text{ц.т}} = \frac{\sum PY}{\sum P} = \frac{-481,3}{2692,0} = -0,179 \text{ м.}$$

### IV вариант

**Центровка нормального варианта с выпущенным шасси, выгоревшим горючим и смазочным**

№ п/п.	Наименование	$\frac{PX}{\text{кгм}}$	$\frac{X}{\text{м}}$	$\frac{P}{\text{кг}}$	$\frac{Y}{\text{м}}$	$\frac{PY}{\text{кгм}}$
	Имеем . . . . .	6937,9	—	3098,9	—	—568,86
	Снимаем:					
	Горючее и смазочное . .	823,8	—	318,0	—	—98,96
	Получаем . . .	6114,1	—	2780,9	—	—469,9

$$X_{\text{ц.т}} = \frac{\sum PX}{\sum P} = \frac{6114,1}{2780,9} = 2,199 \text{ м.}$$

### Центровка

$$C = \frac{X_{\text{ц.т}} - X_{\text{САХ}}}{L_{\text{САХ}}} \cdot 100 = \frac{2,199 - 1,755}{1,890} \cdot 100 =$$

$$= \frac{44,4}{1,89} = 23,5\% \text{ САХ.}$$

### V вариант

**Центровка нормального варианта с убраным шасси с перегрузкой бомб**

№ п/п.	Наименование	$\frac{PX}{\text{кгм}}$	$\frac{X}{\text{м}}$	$\frac{P}{\text{кг}}$	$\frac{Y}{\text{м}}$	$\frac{PY}{\text{кгм}}$
	Имеем . . . . .	6960,5	—	3098,9	—	—503,56
	Ставим:					
	Установку бомб. Бомбы					
	180×3+10×2=220,0 кг,					
	ухваты и болты—8,0 кг	476,8	2,1	226,0	—0,850	—193,8
	Получаем . . .	7439,3	—	3326,9	—	—697,36

$$X_{ц.т} = \frac{\sum PX}{\sum P} = \frac{7439,3}{3326,9} = 2,236 \text{ м.}$$

Центровка

$$C = \frac{X_{ц.т} - X_{САХ}}{L_{САХ}} \cdot 100 = \frac{2,236 - 1,755}{1,890} \cdot 100 =$$

$$= \frac{48,1}{1,89} = 25,4\% \text{ САХ.}$$

**VI вариант**

**Центровка нормального варианта с убраным шасси и с перегрузкой РО**

№ п/п.	Наименование	$PX$	$X$	$P$	$Y$	$PY$
		кгм	м	кг	м	кгм
	Исеем . . . . .	6960,5	—	3098,9	—	—503,56
	Стойки:					
	Установку РО (флейта, гидропистолет и свирля)	254,0	2,540	100,0	—0,85	—85,0
	Получаем . . .	7214,5	—	3198,9	—	—588,56

$$X_{ц.т} = \frac{\sum PX}{\sum P} = \frac{7214,5}{3198,9} = 2,255 \text{ м.}$$

Центровка

$$C = \frac{X_{ц.т} - X_{САХ}}{L_{САХ}} \cdot 100 = \frac{2,255 - 1,755}{1,890} \cdot 100 =$$

$$= \frac{50,0}{1,89} = 26,5\% \text{ САХ.}$$



## ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж самолета (рис. 13) состоит из двух частей: головной *А* и хвостовой *Б*, соединенных между собой в четырех узлах болтами.

Головная часть фюзеляжа (рис. 14) представляет собой пространственную ферму, сваренную из хромансильевых труб, сечения которых указаны на рисунке.

Каркас головной части фюзеляжа состоит из четырех лонжеронов *А* и *Б* и приваренных к ним стоек *В*, поперечин *Г* и подкосов *Д*. Все эти элементы каркаса образуют фермы верхнюю и нижнюю и две боковых.

Для удобства монтажа ферма пола кабины *Е* сделана съемной (рис. 15 и 16). Ферма пола кабины крепится к узлам каркаса фюзеляжа болтами.

На ферме пола кабины укреплены детали ручного и ножного управления самолетом.

В местах пересечения стоек, подкосов и поперечин с лонжеронами образуются узлы, из которых на верхних лонжеронах находятся узлы 1, 3, 5, 7 и 9, а на нижних лонжеронах узлы 2, 4, 6 и 8.

Узел 1 (рис. 17), служащий для крепления верхнего подкоса моторной рамы, состоит из вильчатого ушка, хвостовик которого варен в концы лонжерона и переднего подкоса.

Узел 2 (рис. 18) служит для крепления лонжерона центроплана. Пятка узла надета на передний конец нижнего лонжерона, хвостовики узла вварены в боковые подкосы и стойку фюзеляжа. С внутренней стороны к узлу приварена нижняя поперечина фюзеляжа.

Узел 6 (рис. 19) заднего крепления центроплана к фюзеляжу состоит из стакана, который надет на нижний лонжерон

фюзеляжа и своим хвостовиком вварен в боковой подкос фюзеляжа. Снизу узел имеет два ушка, через которые проходит болт крепления узла, установленного на заднем дополнительном лонжероне центроплана.

С внутренней стороны узел 6 имеет ушко для крепления съемной фермы пола кабины.

Узел 8 (рис. 20) нижнего крепления хвостовой части фюзеляжа состоит из ушка и хвостовика, который вварен в лонжерон, стойку и подкос фермы фюзеляжа. Через ушко узла проходит болт нижнего крепления хвостовой части фюзеляжа.

Узел 9 (рис. 21) верхнего крепления хвостовой части фюзеляжа состоит из ушка, снабженного хвостовиками, вваренными в лонжерон и боковую стойку фюзеляжа.

Верхняя панель фюзеляжа (рис. 14), расположенная между узлами 3 и 5, служит для крепления пулеметов.

Около нижних узлов 4 имеются ушки Ж для дополнительного крепления центроплана.

На раме 8—9 на нижней поперечине приварены стальные (марка материала С20А) кронштейны З для крепления сиденья и кронштейны И для крепления роликов под тросы ножного управления.

На средней распорке рамы 8—9 поставлены ушки К для крепления бронированной спинки сиденья летчика. На стойках рамы 8—9 и на правой стойке рамы 6—7 укреплены на хомутах реперы Л для установки самолета в линию полета.

Уложив линейку с уровнем на реперы Л устанавливаем самолет в регулировочное положение относительно продольной оси самолета.

Реперы М позволяют установить самолет в регулировочное положение относительно поперечной оси.

На боковой панели фюзеляжа около узлов 1 и 3 приварены кронштейны Н и О для крепления патронных коробок.

На нижней панели фюзеляжа около узлов 6 укреплены втулки П для установки кронштейнов крепления поперечной трубы сиденья летчика.

Хвостовая часть фюзеляжа (рис. 22) представляет собой каркас, состоящий из двух верхних лонжеронов А, двух нижних лонжеронов Б и врезанных в них девяти рам.

В продольном направлении в пояса рам врезаны стрягеры В, дающие дополнительную жесткость конструкции.

Киль представляет собой одно целое с фюзеляжем и образован верхними концами рам 7—9 и, перпендикулярно расположенными к ним, нервюрами Г.

Снизу хвостовая часть фюзеляжа между рамами 3 и 5 усилена двумя полурамами Д, укрепленными к нижним лонжеронам и стрингерам.

Лонжероны клееной конструкции изготовлены из сосны и в местах крепления к ним стыковых узлов Е и Ж усилены приклееными к ним накладками из бакелитовой фанеры.

Рама 1 состоит из склееных между собой средней, верхней и нижней частей.

Рама имеет наружный пояс, склееный из пяти сосновых реек.

Верхняя и нижние части рамы отделяются от средней части распорками. Распорка нижней части рамы связана стойкой с нижней точкой пояса рамы.

С боков рама оклеивается бакелитовой фанерой.

Рамы 2, 3, 4, 5 и 7 конструктивно одинаковы и состоят из наружных поясов коробчатой конструкции, согнутых из двух сосновых реек, между которыми вклеены бобышки из липы. С боков рамы оклеены бакелитовой фанерой.

Общая толщина рам 14 мм.

Рамы 3 и 5 имеют укрепленные к их верхней перемычке кронштейны для подвешивания качалок управления рулем высоты.

Рамы 6, 8 и 9 ажурной конструкции, склеены из отдельных листов бакелитовой фанеры и имеют общую толщину 20 мм.

Снизу рамы 6—9 усилены приклееными к ним накладками из бакелитовой фанеры.

Сверху с передней стороны рамы 6 установлен узел, изготовленный из алюминиевого сплава марки АК-6, который связан распорной трубой З с кронштейном рамы 5.

С внутренней стороны рамы 9 установлен кронштейн И для качалок управления рулем поворота и костьюлем.

В верхней части фюзеляжа между рамами 1 и 2 за верхними стыковыми узлами расположена фанерная жесткость П на которой размещается радиоустановка.

На левой стороне фюзеляжа между теми же рамами установлены бобышки, к которым укреплены кронштейны Р для бортового баллона сжатого воздуха.

На правой стороне этого отсека фюзеляжа установлен нижний кронштейн крепления кислородного баллона.

В правой обшивке фюзеляжа между рамами 1 и 2 установлен бортовой штуцер для зарядки кислородного баллона. Для доступа к штуцеру в правой обшивке сделан лючок.

### Узлы хвостовой части фюзеляжа

Верхний стыковой узел хвостовой части фюзеляжа (рис. 23) состоит из хромансильевой обоймы, через прорези в которой выходят ушки шпильки, прикрученной к обойме.

С наружной стороны к узлу приварен угольник из стали марки С20А, которым узел укреплен двумя трубчатыми пистонами и одним болтом к поперечине рамы 1.

К верхнему лонжерону узел крепится семью болтами.

Нижний стыковой узел хвостовой части фюзеляжа (рис. 24) по своей конструкции подобен верхнему узлу.

По бокам рам 6 и 8 установлены по обеим сторонам фюзеляжа хромансильевые узлы К и Л (рис. 22) переднего и заднего крепления стабилизатора к фюзеляжу. Каждый из узлов состоит из наружной части, охватывающей угол рамы и внутреннего угольника (рис. 25). Узел крепится к фюзеляжу шестью болтами.

Для стыковки со стабилизатором задний узел А имеет выдвку с отверстиями под болт, а передний узел Б — ушко.

К раме 9 укреплены верхний М и средний Н (рис. 22) хромансильевые узлы для подвешивания руля поворота.

Узлы (рис. 26) одинаковы между собой в конструктивном отношении.

Каждый из узлов крепится к раме четырьмя болтами.

Снизу рамы 9 с наружной стороны укреплен нижний узел О (рис. 22) для подвешивания руля поворота.

Узел А (рис. 27) крепится к раме 9 четырьмя болтами вместе с узлом Б, крепящим качалки руля поворота и управления костьюлем (см. рис. 55).

Снизу к рамам 6, 7 и 8 хвостовой части фюзеляжа укреплена рама (рис. 28) установки костьюля, изготовленная из стали и дуралюмина.

### Пол кабины летчика

Пол кабины летчика состоит из основного (дуралюминиевого) листа (рис. 16) толщиной 1 мм, расположенного над

съемной фермой фюзеляжа и двух боковых листов толщиной 1,2 мм, приклепанных к основному листу.

Боковые листы образуют дно пола и расположены ниже основного листа. Для большей жесткости боковые листы имеют обращенные вверх изгибы.

В середине основного листа укреплен щиток с делениями и щелевой прорезью для указателя угла открытия закрылков.

За щитком расположена рамка с укрепленным к ней брезентовым чехлом, которым закрывается основание ручки пилота, проходящей через окно основного листа.

Пол кабины летчика укреплен на заклепках своими отбортованными краями (усиленными накладками); с боков к кронштейнам, установленным на нижних лонжеронах фюзеляжа; спереди — к низу противопожарной перегородки и сзади — к ушкам, прикрепленным к задней поперечной трубе съемной фермы фюзеляжа.

### Сиденье летчика

Сиденье летчика (рис. 29) укреплено около рамы 9—8 головной части фюзеляжа. Сиденье состоит из дюралюминевой чашки, снизу которой приклепаны кронштейны, шарнирно связанные с концами двуплечих рычагов, укрепленных на дополнительной поперечной трубе, вращающейся во втулках и на кронштейнах поперечины рамы 9—8.

Нижние концы двуплечих рычагов, укрепленных на поперечниках, связаны между собой тягой.

С правой стороны для подъема сиденья на дополнительной поперечной трубе укреплена ручка. Для того, чтобы поднять сиденье необходимо рукоятку ручки повернуть по часовой стрелке на  $45^\circ$  (отстопорить) и затем ручку переместить вверх соответственно высоте, на которую необходимо подкять сиденье и, отпустив рукоятку, застопорить ручку.

Угол поворота ручки по сектору  $60^\circ$ . Высота подъема сиденья 60 мм.

Подъем сиденья облегчают резиновые амортизаторы, которые одним концом укреплены к нижнему концу заднего двуплечего рычага, а другим концом — к ушку на нижней поперечине рамы 7—6.

К раме 9—8 прикреплен бронированный щиток сиденья.

Нижнее крепление бронированной спинки состоит из кронштейна, укрепленного на задней стороне спинки тремя болтами с потайными головками. Ушки кронштейна шарнирно соединены с ушками нижней распорки рамы 9—8 болтом диаметром 10 мм.

Для верхнего крепления по обеим сторонам спинки укреплены два ушка, которые соединены шпильками с вильчатыми ушками хомутов, установленных на верхней поперечине рамы 9—8. Шпильки крепления бронированной спинки снабжены с одной стороны кольцами для их вынимания, а с другой — наконечниками для контровки.

К верхней поперечине рамы 9—8 и к бронированной спинке (через просверленный в ней отверстие) с правой стороны укреплен ограничительный трос с тандером, удерживающий бронированную спинку в ее откинутом вперед положении.

К верхней части спинки с передней стороны тремя болтами укреплен подушечник с мягкой подушкой.

### Фонарь кабины

Кабина снаружи закрыта фонарем (рис. 30) застекленным плексигласом.

Фонарь состоит из трех частей, из которых передняя часть *А* и задняя часть *Б* — неподвижны, а средняя часть *В* откатывается назад.

Каркас фонаря состоит из четырех хромированных рамок *Г* и *Д*, кронштейнов *Е* с профилированными трубками *Ж* и укрепленных шурупами, дуралюминовых окантовок *З* для стекол.

Для открывания средней части фонаря к верхним лонжеронам фюзеляжа укреплены на кронштейнах дуралюминовые направляющие *И*, по которым перемещаются ролики *К*, укрепленные справа и слева к кронштейнам *Е*. Сверху фонаря укреплена хромированная трубка *Л* с продольной прорезью, в которой перемещается каретка с роликами *М*, укрепленная к ролику подвижной части фонаря.

Открывание и закрывание средней части фонаря производят передвигающиеся ролики *Н*, укрепленной к передней рамке.

### Обшивка фюзеляжа

Обшивка передней части фюзеляжа (рис. 13) состоит из пяти стальных дуралюминиевых крышек, скрепленных на заклепках.

типа «Дзус» к дуралюминовому каркасу, изготовленному из профиля, толщиной 1,5 мм.

Четыре продольных профиля каркаса (два верхних и два нижних) укреплены кронштейнами к лонжеронам фюзеляжа.

Два поперечных профиля укреплены шурупами к раме 1 хвостовой части фюзеляжа.

В местах выхода из мотора выхлопных патрубков на боковые листы обшивки приклепаны полосы из нержавеющей стали, под которые поставлены асбестовые прокладки.

В верхней крышке обшивки имеется лючок для доступа к горловине бензинового бака.

С левой стороны на задней боковой крышке обшивки имеется также лючок, через который производится заполнение горючим заливного бензинового бачка.

Под фюзеляжем расположен капот водорадиатора, который состоит из наружного капота, внутреннего канала и заслонки, управляемой из кабины.

Наружный капот радиатора изготовлен из дуралюмина толщиной 1 мм и закреплен своими передними краями к каркасу двумя болтами, обеспечивающими регулировку щели для прохода воздуха.

По остальному периметру капот крепится потайными болтами с анкерными гайками.

Хвостовая часть фюзеляжа обшита шпоном.

На левой стороне обшивки хвостовой части фюзеляжа, между рамами 6, 7 и 7—8 сделаны закрываемые крышками люки В и Г для доступа к установке костыли.

---

## НЕСУЩИЕ ПОВЕРХНОСТИ

Несущие поверхности самолета состоят из средней части—центроплана, жестко укрепленного к фюзеляжу, и правого и левого съемных крыльев.

### § 1. ЦЕНТРОПЛАН

Каркас центроплана (рис. 31) состоит из главного лонжерона *А*, и двух дополнительных лонжеронов переднего *Б* и заднего *В* (усиленных стрингеров) и пяти нервюр *Г*, *Д* и *Е* для каждой половины центроплана.

Для большей жесткости конструкции главный лонжерон связан нижними хромансильевыми подкосами *Ж* с передним дополнительным лонжероном и подкосами *З* с узлами крепления шасси на нервюре *Е*.

Сверху нервюры соединены между собой стрингерами *И*.

Центроплан закреплен к фюзеляжу болтами в трех узлах *К*, расположенных на главном лонжероне, в двух узлах *Л*, расположенных на задних дополнительных лонжеронах *В*, и в двух узлах *М*, размещенных на нервюрах *Г*.

Главный лонжерон центроплана представляет собой балку клепанной конструкции, состоящую из верхней и нижней хромансильевых полок таврового сечения, к которым приклепаны дураломниновые двойные стенки толщиной 2 мм.

С внешней стороны к стенкам приклепаны профильные стойки, связывающие верхнюю и нижнюю полки.

В средней части стоек между стенками лонжерона поставлены текстолитовые вкладыши.

На концах лонжерона укреплены болтами верхняя и нижняя хромансильевые узлы *Н* крепления центроплана с консолью крыла.



К полкам донжерона укреплены ушки для крепления подкосов Ж и З.

Нервюра 1 состоит из носка и двух средних частей, пристыкованных к донжеронам.

Изготовленные из хромансидя полки нервюры таврового сечения связаны между собой дуралюминовой стенкой, усиленной приклепанными к ней дуралюминовыми профилями.

В носках нервюр заделаны хромансидевые узлы О и к верхней полке нервюры укреплены ушки П для крепления моторной рамы.

Нервюры 2—4 одинаковой конструкции. Они состоят из дуралюминовых носка, хвостовика и верхней полки, укрепленных заклепками к донжеронам.

Хвостовики нервюр имеют коробчатую конструкцию, склепанную из двух стенок с отбортовками и отверстиями для облегчения.

Нервюра 5 состоит из двух средних частей, носка и хвостовика.

Средняя часть нервюры между донжеронами А и В состоит из хромансидевых полок, связанных приклепанной к ним стенкой, усиленной профилями.

Средняя часть нервюры между донжеронами А и В сварной конструкции из хромансидя предназначена для крепления узла ноги шасси.

Хвостовик нервюры состоит из профилированных дуралюминовых полок, связанных стенкой.

К нижней полке донжерона В укреплен на петлях закрылок Р.

К узлам Л укреплены балансиры С с рычагами для присоединения тяг управления элеронами и закрылками.

Центроплан обшит листовым дуралюминием, приклепанным вплотай.

Снизу в передней части обшивки сделаны вырезы для убирания ног шасси, снаряженных колесами.

Между главным донжероном А и задним дополнительным донжероном В в центроплане размещаются бензиновые баки, укрепленные на стальных лентах к узлам центроплана.

Пространство под бензиновыми баками в правой и левой половинах центроплана закрывается сидонными люками (рис. 31а)

Люк состоит из дюралюминового листа толщиной 1,2 мм, внутренняя поверхность которого усилена приклепанными к нему профилями толщиной 2 мм.

Для крепления силовых лючков к центроплану к нижним полкам лонжеронов и нервюр прикреплены специальные гайки с шагом в 60 мм под болты диаметром 6 мм.

В условиях эксплуатации необходимо следить за тем, чтобы болты были плотно закручены в гайки, так как люки являются силовой частью конструкции центроплана и от надежности их крепления к каркасу зависит степень прочности всей конструкции центроплана.

В люках сделаны вырезы под горловины бензиновых баков.

## § 2. КРЫЛО

Крыло самолета деревянное.

Каркас крыла (рис. 32) состоит из лонжерона *A*, переднего и заднего коробчатых стрингеров *B* и *B*, пятнадцати нервюр, девяти стрингеров *Г*, врезанных в полки нервюр, обтекателя *Д* хвостовиков нервюр, концевой дуги *Е*, обтекателя *Ж*, ограничивающего вырез под элерон, дополнительного стрингера *З*, связывающего хвостовики нервюр 1—5 и метких деталей бобышек и угольников для крепления основных деталей.

Деревянные детали крыла склеены между собой казеино-вым клеем.

Лонжерон *A* крыла коробчатой конструкции. Полки лонжерона состоят из реек *A* (рис. 33), склеенных по длине из дельта древесины, шириной 14—15 мм, за исключением концов полок *Е* от нервюры 13 и до конца, которые изготовлены из сосны. Кокцы полок связывает концевая бобышка *Ж*, между которыми вклеены фанерные стенки *Б* толщиной 4 мм, связывающие верхнюю и нижнюю полки.

Лонжерон переменного, уменьшающегося сечения по направлению к концу. Стенки разделяют торцевую часть лонжерона на шесть и концевую — на две секции.

В торцевую часть лонжерона заделана бобышка *В* для крепления стыкового узла, состоящая из шести сосновых клееных планок, вклеенных между стенками *Б*. Внутренние концы планок вырезаны по типу «хвосточкин хвост».

В местах присоединения к лонжерону нервюр с боков лонжерона поставлены фанерные накладки *Г*, а внутри лонжеро-

на — сосновые бобышки *Д*, расположенные между стенками лонжерона.

Снаружи на верхнюю и нижнюю полки лонжерона поставлены сосновые накладки *З*.

Передний и задний коробчатые стрингера состоят из сосновых полок, связанных между собой фанерными стенками, сосновыми бобышками и распорками из липы, установленными в местах стыка стрингеров с нервюрами.

Нервюры крыла балочной конструкции. Каждая из нервюр состоит из трех отдельных частей, из которых передняя часть надета на передний коробчатый стрингер и пристыкована к лонжерону, средняя часть расположена между лонжероном и задним стрингером и концевая часть нервюры пристыкована к заднему коробчатому стрингеру.

Нервюры 1—5 являются усиленными. Они имеют двойную фанерную обшивку и усиленный продольными и поперечными распорками каркас.

Нервюры 6, 7, 8, 9, 10, 11 и 12 однотипны (рис. 34). Они состоят из двух сосновых полок верхней *А* и нижней *Б*, распертых сосновыми стойками *В*, концы которых упираются в бобышки из липы, укрепленные на казенном клею к полкам и стойкам. В носок нервюры поставлена на клею бобышка *Г* из липы. В хвостовик нервюры, который присоединяется к заднему коробчатому стрингеру, заделана бобышка. К этой бобышке крепятся на клею обтекатель, ограничивающий вырез под элерон.

Хвостовики нервюр 2—4 связаны с задним коробчатым стрингером крыла дураломиновыми угольниками *И* (рис. 32), укрепленными трубчатыми пистонами. С внутренней стороны стрингера под головки трубчатых пистонов поставлены дураломиновые угольники, укрепленные пистонами к средней части нервюр 2—4.

Между 2 и 3-й и около 4-й нервюр расположен мост с балками бомбодержателей, укрепленными к переднему коробчатому стрингеру и лонжерону крыла.

К заднему коробчатому стрингеру и к хвостовикам нервюр 6, 9 и 12 укреплены, изготовленные горячей штамповкой, кронштейны *К* (марка материала АК-6) для подвешивания элеронов. Кронштейн крепится к усиленному стрингеру трубчатыми пистонами, под головки которых с внутренней сторо-

ия стрингера поставлены угольники, укрепленные к концам хвостовиков нервюр.

На торце и с внутренней стороны заднего усиленного стрингера около нервюр 1, 5 и 9-й установлены литые (марка материала АД-7) крошительные 7 для качалок тяг управления элероном.

Через отверстия, сделанные в обшивке хвостовиков нервюр 1—5 и в крошительных их креплениях, проходят тяги *М* управления закрылками.

Для стыковки консоли крыла с центропланом установлены три узла, из которых крайние узлы *Н* и *О*, состоящие из дуралюминовых щек и вклиненных между ними хроманселевых барбочек, укреплены трубчатыми пистонами к концам усиленного стрингеров.

Средний стыковой узел *П*, укрепленный к торцу лонжерона, состоит из хроманселевой обоймы *А* (рис. 35), прикрепленной к ней сверху и снизу хроманселевых накладок *Б*, внутренних щек *В* и наружных щек *Г* и стальных (марка материала С40А) шпоб *Д* для крепления торцевой нервюры.

Узел крепится к лонжерону сверху шестью болтами *Е*, снизу — семью болтами *Ж* диаметром 12 мм и посредние — двумя трубчатыми заклепками *З* (пистонами).

В нижнюю часть торцевой нервюры около узла *Н* (рис. 32) задана дуралюминовый профиль *Р*.

К передней стенке лонжерона около 9-й нервюры тремя болтами укреплен хроманселевый узел для привязывания самолета.

Во втулки правого и левого узлов, при стоянке самолета на земле, ввертывают стальные (марка материала С40) болты с кольцами, за которые привязывают самолет.

Снаружи каркас крыла обшит пятистойной бакелитовой фанерой толщиной от 25 до 4 мм.

Направление наружных слоев обшивки носка от 1 до 10-й нервюры перпендикулярно и от 10 до 12-й нервюры параллельно передней кромке крыла.

На остальных участках крыла направление наружных слоев фанеры имеет тот же характер, причем направление слоев верхней обшивки перпендикулярно направлению слоев нижней обшивки.

Фанерная обшивка укреплена к каркасу консоли крыла на клею, шурупах и гвоздях.

Носок и нижняя часть консоли крыла от 1 до 6-й нервюры обшиты листовым дуралюминием, укрепленным к полкам нервюр на шурупах.

В нижней обшивке крыла сделаны люки: два люка между 3 и 4-й нервюрами по обеим сторонам лонжерона для осмотра электропроводки и тросовой проводки к балкам бомбодержателей и два люка — около заднего коробчатого стрингера между 5—6 и 9—10-й нервюрами для осмотра установки качалок управления элеронами.

В крыльях выполнена электропроводка — к замкам балок бомбодержателей, электропроводка — к бортовым огням, к посадочной фаре и для обогрева приемника трубки Пито, а также трубопроводка к подвесным бензобакам.

Крыло по фанерной обшивке оклеено маркизетом на бесцветном аэролаке.

### § 3. ЭЛЕРОН

Элерон (рис. 36) изготовлен из дуралюмина. Он состоит из двух половин, шарнирно соединенных между собой на среднем крошштейне подвешивания элерона к крылу.

Каркас элерона состоит из профилированного лонжерона *A*, к которому укреплены на заклепках нервюры *B* и подкосы *B*, связанные на концах обтекателем *Г*.

Носки нервюр огибает обтекатель *Д*, приклепываемый сверху и снизу к лонжерону.

Ось вращения элерона расположена на расстоянии 6,5 мм от передней стенки лонжерона.

Элерон изготовлен из материала толщиной 1,5 мм; нервюры и обтекатель имеют толщину 0,8 мм.

Элерон имеет осевую компенсацию, составляющую 24% всей его площади.

Для подвешивания элерона служат три узла: два крайних *E* и *Ж* и средний.

В крайние узлы установлены переходные серьги, изготовленные из хромансиля, внутренние концы которых снабжены шариковыми подшипниками.

Средний узел подвешивания элерона состоит из хромансильных ушков *З* и *К*, с которыми шарнирно соединена болтами

качалка *И*, снабженная двумя ушками с шарнирными соединениями.

Верхнее ушко качалки *И* служит для подвешивания элерона к крошштейну крыла. К нижнему ушку качалки *И* присоединена тяга управления элероном.

Элерон снаружи обтянут хлопчатобумажным полотном марки АСГ-100 с ~~мелкозернистым~~ покрытием бесцветным и цветным аэролаками.

## § 4. ЗАКРЫЛКИ

Закрылок для каждого крыла состоит из двух половин (рис. 37), каждая из которых стальными шомполами крепится на дуралюминовых петлях *А* и *Б* соответственно к центроплану и к консоли крыла.

Каркас каждой половины закрылка состоит из основного профиля *В* и дополнительных дуралюминовых профилей *Г*, *Д* и *Е*, скрепленных между собой на заклепках кияцами *Ж* и *З*.

С нижней стороны к каркасу каждой половины закрылка заклепками впотай приклепана дуралюминовая обшивка *И* толщиной 0,8 мм.

В основном профиле *В* каркаса каждой половины закрылка шарнирно заделаны три вилчатых болта *К* для присоединения тяг управления закрылками (см. рис. 109 дет. М).

Все дуралюминовые детали закрылков в процессе производства подвергаются калке и анодной оксидации.

## ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Хвостовое оперение самолета (рис. 38) состоит из деревянного кия, который представляет собою одно целое с хвостовой частью фюзеляжа, подвешенного к кронштейнам последней рамы хвостовой части фюзеляжа, руля поворота и укрепленного к узлам фюзеляжа, стабилизатора с подвешенным к нему рулем высоты.

### § 1. СТАБИЛИЗАТОР

Стабилизатор (рис. 39) изготовлен из дуралюмина.

Каркас стабилизатора состоит из переднего лонжерона *A* и заднего лонжерона *B*, которые связаны между собою приклепанными к ним (для каждой половины стабилизатора) восемью нервюрами *A* и *Г* и торцевой нервюрой *Д*, из которых нервюры 1, 3, 8, и торцевые имеют толщину 1,2 мм, а остальные — 0,6 мм.

Нервюры скреплены между собою верхним и нижним стрингерами *E*.

Снаружи стабилизатор зашит дуралюминовой оболочкой *Ж*, толщиной 0,8 мм, приклепанной заклепками впотай к полкам лонжеронов и нервюр.

Лонжероны для каждой половины стабилизатора — отдельные, скреплены болтами *З* между собой со средней частью лонжерона, которая узлами *И* крепится к хвостовой части фюзеляжа.

Ушки передних узлов крепления стабилизатора имеют гребенчатые целевые прорези для регулировки угла установки стабилизатора.

Для стыковки лонжеронов в их концы заделаны хромансильевые гребенки *К*.

Лонжероны состоят из полок, склепанных из анутренних угольников *П* с наружной накладкой *С*.

Верхняя и нижняя полки лонжерона соединены между собою, приклепанной к ним стенкой *Л*.

С внутренней стороны средней части заднего лонжерона укреплены узлы заднего крепления стабилизатора.

С наружной стороны заднего лонжерона установлены кронштейны *М*, *Н* и *О* для подвешивания руля высоты, изготовленные из дюралюминового сплава марки АК-6.

К среднему кронштейну *М* укреплены упоры для боуденовской оболочки и ролики, направляющие тросы, идущие к катушке червячного механизма управления триммером руля высоты.

На первом лонжероне стабилизатора шестью болтами укреплен кронштейн *Р* для крепления весового демпфера руля высоты.

## § 2. РУЛЬ ВЫСОТЫ

Руль высоты (рис. 40) состоит из двух половин, соединенных между собой болтами. В месте стыки обеих половин руля высоты установлен рычаг управления рулем высоты.

Каркас каждой половины руля высоты представляет собой клепанную дюралюминовую конструкцию, состоящую из корабчатого лонжерона *А*, девяти нервюр *Б*, носков нервюр *В*, лобового обтекателя *Г*, концевой дуги *Д*, обтекателя торцевой части руля *Е*, кронштейнов с хромированными сережками *Ж*, снабженными с внутреннего конца шариковыми подшипниками, для подвешивания руля высоты к стабилизатору и триммера *З* для правой половины руля высоты.

Лонжерон *А* изготовлен из материала толщиной 1,2 мм, нервюры *Б*, носки *В*, дуга *Д* и обтекатель *Е* имеют толщину 0,8 мм, лобовой обтекатель *Г* — 0,6 мм.

Между первой и второй нервюрами поставлена дюралюминовая распорка *И* толщиной 0,8 мм.

Для большей жесткости конструкции между 2 и 6-й нервюрами проходят аналогично ленты *К*, скрепленные между собой и с нервюрами заклепками.

Триммер *З* руля высоты имеет изготовленный из липы каркас, состоящий из долевого стриппера и пристыкованных к нему четырех бобышек.



Снаружи каркас триммера имеет металлическую обшивку толщиной 0,8 мм (марка материала АМцП), укрепленную шурупами к каркасу.

Триммер подвешен к рулю высоты на дуралюминовых петлях, толщиной 0,8 мм, которые заделаны между краем обшивки триммера и долевым стрингером его каркаса.

Для управления триммером к его стрингеру укреплен кронштейн с ушком, к которому присоединен конец тяги Л, связанной с червяком М, входящим в катушку Н.

Корпус О катушки Н укреплен болтами к стенке лонжерона.

При вращении катушки Н посредством троса П происходит отклонение триммера руля высоты.

Снаружи руль высоты обшит хлопчато-бумажным полотном АСТ-100.

После обтяжки полотно покрывают пять раз бесцветным лаком АН и затем верхнюю поверхность покрывают светло-зеленым аэролаком, а нижнюю поверхность — светло-голубым аэролаком.

### § 3. РУЛЬ ПОВОРОТА

Руль поворота (рис. 41) изготовлен также из дуралюмина.

Каркас руля поворота состоит из коробчатого лонжерона А, восьми нервюр Б, переднего обтекателя В, концевой дуги Г, распорки Д, подкосов Е, зигзагообразных растяжек Ж толщиной 0,5 мм, дуралюминового обтекателя З нижней части руля поворота, триммера И, кронштейнов для подвешивания К и Л и нижнего узла М с ушком для подвешивания и рычагом управления рулем поворота. В ушки узла заделаны шариковые подшипники.

Лонжерон изготовлен из дуралюмина толщиной 1,2 мм. Нервюры 2—7 толщиной 0,8 мм, нервюры 1 и 8 соответственно имеют толщину 1 и 0,6 мм.

Около хвостовика нервюры 2 на обшивке 3 укреплен кронштейн Н для хвостового огня, к которому через отверстия О в обшивке 3 и в стенке лонжерона проведен гибкий электропровод.

Устройство триммера И одинаково с триммером руля высоты: он имеет дуралюминевый корпус и обшивку толщиной

п.8 д.4 (материал АМЦП) Управляемый пример по  
средством червячного механизма, с которым соединен тягой П.

Снаружи от нервы 2 до нервы 8 рун поворота  
обтянут хлопчатобумажным полотном АСТ-100.

После обтяжки полотно покрывается пять раз бесцветным  
лаком АН и затем светло-зеленым аэролаком за исклю-  
чением нижней части рун поворота, расположенной ниже нер-  
вы 1, которая покрывается светло-голубым аэролаком.

-----

## ПОСАДОЧНЫЕ СРЕДСТВА САМОЛЕТА

К посадочным средствам самолета относятся:

1. Шасси.
2. Костыльная уставка.
3. Тормоза
4. Закрываки \*.

## § 1. ШАССИ

Шасси самолета убирающееся, одностоечного типа, состоит из двух самостоятельных половин — правой и левой ног.

Каждая нога (рис. 42) представляет собой амортизационную стойку А, несущую на себе колесо Б. Стойка шарнирно укреплена на торцевой нервюре центроплана и соединена с механизмом В, при помощи которого производится убирание и выпуск ноги шасси.

Убирание и выпуск шасси осуществляется сжатым воздухом от общей пневматической магистрали самолета, а в случае отказа в работе пневматической системы, выпуск шасси производится механическим способом — тросовым аварийным опускателем.

Ноги шасси при убирании отклоняются в сторону фюзеляжа, входят в гнезда, расположенные в носке центроплана и автоматически закрываются, заподлицо с обшивкой центроплана, щитками, укрепленными на ногах.

В убранном положении ноги удерживаются замками подвески.

В выпущенном положении ноги запираются замками щеколдного типа, входящими в конструкцию механизма подъема и опускания.

\* Конструкция закрываков разобрана в главах III и VII.

Для определения крайних положений шасси («поднято» или «опущено») служат электрическая и механическая сигнализация.

### Амортизационная стойка

Амортизационная стойка (рис. 43) состоит из цилиндра *А*, штока *Б*, полуоси *В* и узла *Г*, при помощи которого производится крепление стойки к торцевой нервюре центроплана и соединение с механизмом подъема и опускания шасси, изготовленных из хромансильевой стали и термически обработанных до  $K_2 = 130-150 \text{ кг/мм}^2$ .

Для восприятия стойкой крутящего момента, возникающего при посадке и рулежке самолета, цилиндр и шток связаны траверсой *Д*.

Цилиндр *А* представляет собой трубу переменного сечения, утолщенную в месте соединения с узлом *Г*, описание которого приводится в разделе «Механизм подъема и опускания».

В верхней части цилиндра, спереди, вварен штуцер, в который ввернут клапан *Е* для зарядки амортизатора сжатым воздухом.

Верхний конец цилиндра заглушен крышкой *Ж* с ввернутым в нее плунжером *З*, имеющим конусный наконечник с входным отверстием диаметром 10 мм.

В нижней части цилиндра, внутри, расположено уплотнение, состоящее из трех кожаных манжет, трех дуралюминовых колец и бронзового упора, удерживаемых стальной гайкой.

Между штоком и гайкой помещен фетровый сальник.

К нижнему концу цилиндра, снаружи, приварена обойма с ушками для крепления верхнего звена траверсы *Д*.

На обойме закреплен рычаг с ушковым болтом *И*, при помощи которого нога в убранном положении закирывается в ванке подвески.

На верхнем конце штока укреплен поршень *К*, состоящий из двух боек, изготовленных из бронзового сплава и установленного между ними, стального кольца-клапана, имеющего возможность перемещаться по вертикали в пределах 2 мм.

По окружности боек и кольца расположены отверстия диаметром 2,5 мм (в бойках имеются по 40 отверстий, в клапане 4 отверстия и канавка по окружности) для прохода смеси при работе амортизатора.

На нижнем конце штока укреплена полуось *В* с приваренным к ней фланцем *Л*, служащим для крепления тормоза колеса.

Наружная часть штока, в целях предохранения амортизатора от загрязнения, закрыта кожаным чехлом *М*.

Амортизатор заполнен смесью в количестве 770 см<sup>3</sup>, состоящей по объему из 70% глицерина и 30% спирта и заряжен воздухом до давления в летнее время  $33 \begin{smallmatrix} +0,1 \\ -2,0 \end{smallmatrix}$  ат, в зимнее время —  $36 \pm 1$  ат.

Рабочий ход амортизатора 250 мм.

Полный ход амортизатора 270 мм

Амортизатор работает следующим образом: возникающая при посадке самолета нагрузка распределяется между шасси и костылем и поглощается работой их амортизаторов и пневматиками колес.

Во время рабочего хода амортизатора (когда он сжимается), плунжер входит в шток и вытесняет из него смесь, которая при этом переходит внутрь плунжера и в цилиндр через зазор 2,5 мм, имеющийся между плунжером и верхней буксой. Этот зазор, при входе плунжера в шток до 60 мм, постепенно уменьшается до 1 мм.

По мере перехода смеси в цилиндр уменьшается объем сжатого воздуха, что увеличивает его давление.

Смесь, вытесненная из штока, будет стремиться заполнить все увеличивающееся, свободное пространство между уплотнением цилиндра и поршнем штока, проходя в него через отверстия в буксах и клапане поршня.

При этом клапан под давлением смеси переместится вниз, обеспечивая тем самым дополнительный проход смеси через зазор, имеющийся между стелкой цилиндра и клапаном (см. выноску на рис. 43). Когда сила удара будет поглощена, амортизатор под действием сжатого воздуха начнет возвращаться в первоначальное положение.

При этом смесь, заполнившая пространство между уплотнением цилиндра и поршнем штока, будет выдавливаться в верхнюю часть цилиндра только через отверстия в буксах и клапане, так как клапан переместится вверх и плотно прижмется к верхней буксе.

Проход смеси из пространства между уплотнением цилиндра и поршнем штока в верхнюю часть цилиндра ввиду малого количества отверстий в клапане замедляется, вследствие чего обратный ход амортизатора смягчается.

Для определения падения давления в амортизаторах шасси на щитках ног установлены указатели, состоящие из стрелки и пластины-шкалы.

Стальная стрелка, окрашенная красной краской, укреплена к нижнему кронштейну заднего направляющего стержня щитка.

Дураломиновая шкала прикреплена к самому щитку.

На шкале нанесены деления от 0 до 270 мм.

Цена деления 15 мм.

При нормальной зарядке амортизаторов стрелки указателей должны быть установлены против деления 0.

При падении давления более чем на одно деление, т. е. 15 мм, необходимо произвести зарядку амортизатора воздухом.

Порядок зарядки амортизатора воздухом указан в «Инструкции по зарядке воздухом амортизаторов шасси и костыля».

На самолетах первого выпуска установлена амортизационная стойка, изображенная на рис. 44.

Особенностью этой стойки является цилиндр, составленный из двух частей — верхней *A* и нижней *B*, соединенных гайкой *B* и плунжер, имеющий по всей длине постоянное сечение.

Амортизационная стойка заподнена смесью в количестве 770 см<sup>3</sup> и заряжена воздухом до давления в летнее время 30 ат, в зимнее время 34 ат.

В остальном конструкция стойки и работа амортизатора принципиально не отличается от амортизационной стойки, описанной выше.

### Тормозное колесо

Тормозное колесо, установка которого изображена на рис. 45, представляет собой цельнолитой из силумина барабан *A*, на котором снаряжен пневматик *B* полубаллонного типа, размером 600×180 мм.

Внутри барабана помещен пневматический тормоз для торможения колеса при движении самолета по земле.

Тормоз колеса состоит из корпуса (чашки) *В*, укрепленного на фланце полуоси *Г* при помощи шести болтов, резиновой камеры *Д*, 15-ти тормозных колодок *Е* и двух спиральных кольцевых пружин *Ж*.

Работа тормоза производится следующим образом: при впуске сжатого воздуха в резиновую камеру происходит расширение ее, вследствие чего колодки расходятся и прижимаются к барабану колеса, производя тем самым его торможение.

После выпуска воздуха из камеры, колодки, под действием пружин, отходят от барабана колеса и торможение прекращается.

О работе системы управления тормозами см. § 3 настоящей главы.

Колесо установлено на полуоси на конических роликоподшипниках *З*.

Крепление колеса осуществлено при помощи конусной втулки *И* и гайки *К*, закрученных проволокой *Л*.

Для облегчения монтажа пневматика барабан колеса, с внешней стороны, имеет съемную реборду *М*.

### Механизм подъема и опускания шасси

Механизм подъема и опускания шасси (рис. 46 и 47) образован из: узла *А*, крошечейна *Б*, рамня *В*, цилиндра подъема и опускания *Г* и замка *Д*, укрепленных на раме *Е*, являющейся частью фараюры 5 центроплана и служащей основанием для крепления всех остальных деталей механизма.

Узел *А* (рис. 46) и *Г* (рис. 43 и 44) штампованной конструкции изготовлен из хромовсилевой стали и термически обработан до  $K_z = 130-150 \text{ кг/мм}^2$ . Узел имеет муфту *Д* (рис. 44) для соединения с амортизационной стойкой, втулку *Е* для соединения с узлом рамы и рычаг *Ж*, с которым соединен, через промежуточный рычажок *З* (состоящий из двух щек), шток цилиндра подъема и опускания.

Большая щека рычажка, имеющая ролик, служит для открытия замка ноги перед убираннем шасси.

Одновременно большая щека вместе с малой щекой является упором, ограничивающим холостой ход штока цилиндра подъема и опускания при выпуске шасси.

Соединение узла с амортизационной стойкой осуществляется на конических разъемных кольцах *И*, затянутых гайкой *К*, ввернутой в цилиндр.

Кронштейн *Б* (рис. 46) представляет собой ферму, сваренную из хроманселевых труб и термически обработанную до  $K_z = 110-130 \text{ кг/мм}^2$ .

Кронштейн служит для крепления рамки *В*.

Рамка *В* (рис. 46), имеющая форму эллиптического кольца, отштампозана из алюминиевого сплава.

Рамка служит для крепления цилиндра подъема и опускания, для чего на ней укреплены обоймы с шарикоподшипниками под цапфы цилиндра подъема и опускания.

Рамка верхней частью шарнирно укреплена к кронштейну *Б*, нижней частью рамка соединена с гнездом *Ж*, закрепленным на раме *Е* при помощи стопора *З*.

Во время нормальной работы шасси от пневматической системы рамка жестко закреплена стопором.

При пользовании аварийным опускателем происходит открытие замка стопора и отклонение рамки вместе с цилиндром подъема и опускания вокруг оси ее верхнего крепления.

Подробно смотри раздел «Механический аварийный опускатель шасси и костыля».

Цилиндр подъема и опускания шасси (рис. 48) состоит из самого цилиндра *А* и поршня *Б* со штоком *В*.

Цилиндр, поршень и шток изготовлены из хроманселевой стали и термически обработаны:

цилиндр — до  $K_z = 90-110 \text{ кг/мм}^2$ ;

шток и поршень — до  $K_z = 110-130 \text{ кг/мм}^2$ .

Уплотнение поршня достигается четырьмя кожаными манжетами *Г* с промежуточными дуралюминевыми кольцами *Д*, попарно направленными в разные стороны.

Манжеты удерживаются на штоке направляющим бронзовым кольцом *Е*, затянутым гайкой *Ж*. К донышку цилиндра приварен штуцер *З*, к которому подводится воздух для уборки шасси.



Крышка *И*, ввернутая в цилиндр, изготовлена из хромансидево-стали и имеет штуцер *К*, к которому подводится воздух для выпуска шасси.

В крышке цилиндра, в месте прохода штока, расположено уплотнение, состоящее из двух кожаных манжет, дуралюминовых колец и сальника, изготовленного из асбестового шнура, пропитанного в говяжьем сале.

Уплотнение удерживается в крышке цилиндра гайкой с вкладышем из алюминиевого сплава.

К корпусу крышки приварены две цапфы *Л* для крепления цилиндра к рамке *В* (рис. 46). Заканчивается шток ушковым наконечником *М*, при помощи которого цилиндр подъема и опускания через промежуточный рычажок *З* (рис. 44), соединяется с верхним узлом амортизационной стойки.

Замок *Д* (рис. 47) служит для запираания амортизационной стойки в выпущенном положении.

Замок состоит из собачки, шарнирно закрепленной на раме *Е* и пружины *И*, удерживающей собачку в нижнем положении.

При установке ноги шасси в крайнее положение «опущено» собачка, имеющая форму скобы, заклинивает за верхний конец рычага узла *А*, запирая тем самым ногу.

Открытие замка производится штоком цилиндра подъема и опускания.

Замок остается открытым до тех пор, пока нога не будет установлена в положение «опущено». Для удержания замка в открытом положении служит кронштейн *К* с роликом, которым он скользит по направляющей сектора *Л*.

На конце штока, соединяющего корпус собачки с пружиной *И*, укреплен грибок *М*, которым собачка при запираании замка, т. е. в нижнем своем положении, нажимает на шток концевого выключателя *Н* электрической сигнализации шасси, вызывая этим загорание зеленой лампочки на приборной доске в кабине самолета, сигнализируя установку ноги шасси в положение «опущено».

### Управление шасси

Управление шасси (подъем и выпуск) производится сжатым воздухом от общей пневматической магистрали самолета (см. рис. 97) и осуществляется при помощи ручки *А* крана

шасси, расположенного на приборной доске в нижнем левом углу ее (см. рис. 49).

Воздух подается в систему управления шасси под давлением 43—50 ат из баллона, заряженного до давления 120—150 ат.

Заполнение бортового баллона воздухом до давления 120—150 ат производится перед запуском мотора от аэродромного баллона. При работе мотора (в случае если давление в баллоне будет менее 43—50 ат) дозарядка баллона воздухом до давления 43—50 ат будет осуществляться компрессором типа АК-50, включенного в магистраль параллельно с баллоном.

Описание работы компрессора дано в разделе «Система запуска мотора» (глава VI)

Работа пневматической системы по подъему и выпуску шасси происходит следующим образом:

При установке ручки крана шасси в положение «поднято» система, находящаяся под давлением воздуха, соединяется (через золотник крана) с трубопроводом, идущим к камерам подъема, цилиндров подъема и опускания.

В это время противоположная сторона цилиндра (камера опускания) сообщена с атмосферой через отверстие в кране шасси.

Принципиальную схему управления шасси и закрылками см. рис. 50.

Направление движения воздуха для подъема шасси и открытия закрылков указано стрелками.

Воздух, поступающий в цилиндр подъема и опускания, заставляет шток перемещаться и выходить наружу.

Шток, выходя из цилиндра подъема и опускания на 30 мм (холостой ход), поднимает собачку замка механизма подъема и опускания, освобождая тем самым амортизационную стойку.

Шток, при дальнейшем его выходе из цилиндра (после открытия замка), отклоняет амортизационную стойку в сторону фюзеляжа и убирает ее в специальное гнездо, имеющееся в центроплане.

В убранном положении кога подвешивается на замке подвески шасси, описание которого дано в разделе «Механический аварийный опускатель шасси и костыля». При установке ручки крана шасси в положение «опущено» система, находящаяся под давлением воздуха, соединяется (через золотник

крана) с трубопроводом, идущим одновременно к камерам выпуска цилиндров подъема и опускаемая и к цилиндрам замков подвесок.

В это время противоположная сторона цилиндра (камера подъема) сообщена с атмосферой через отверстие в кране шасси.

Воздух при поступлении его в цилиндр замка подвески, открывает замок, а при поступлении в цилиндр подъема и опускаемая заставляет шток входить внутрь цилиндра и поворачивать амортизационную стойку, утапливая ее в крайнее положение «опущено».

### Сигнализация шасси

Для определения крайних положений каждой ноги служит электрическая и механическая сигнализация.

Электрическая сигнализация состоит из двух зеленых и двух красных лампочек Б и В (рис 49), установленных на приборной доске.

Зеленые лампы соединены:

правая лампочка с концевым выключателем правой ноги в положении «опущено»;

левая лампочка с концевым выключателем левой ноги в положении «опущено».

Красные лампочки соединены:

правая лампочка с концевым выключателем правой ноги в положении «поднято»;

левая лампочка с концевым выключателем левой ноги в положении «поднято».

Таким образом горение зеленых лампочек свидетельствует о том, что шасси выпущено, а горение красных лампочек свидетельствует о том, что шасси убрано.

Лампы сигнализации не горят лишь в том случае, когда шасси находится в промежуточном положении.

Красные и зеленые лампочки электросигнализации дополнительно соединены с концевым выключателем, установленным у рычага нормального газа мотора.

В том случае, если летчик, в полете с убраным шасси, выключит тумблер сигнальных лампочек и перед заходом на посадку забудет выпустить шасси, то как только он сбавит обороты мотора произойдет загорание красных лампочек, что

напомнит летчику о необходимости выпуска шасси перед посадкой.

После же выпуска шасси загорятся зеленые лампочки.

Механическая сигнализация установлена на раме механизма подъема и опускания шасси и состоит из пальца *O* (рис. 47), направляющего стаканчика *П*, пружины *P* и качалки *C*.

Качалка соединена одним концом с пальцем *O* через трос *T* другим концом, имеющим рычаг, опирается на штырь собачки.

Сигнализация работает следующим образом: при убирании шасси, в момент открытия замка механизма подъема и опускания, штырь собачки замка отключает рычаг качалки *M*. Качалка, в свою очередь, через трос *T* заставляет палец *O* сжимать пружину *P* и потягивать в стаканчик *П*, т. е. становится заподлицо с обшивкой крыла.

Это положение пальцев означает «шасси поднято».

При выпуске шасси, в момент закрытия замка механизма подъема и опускания, трос *T* ослабевает и палец *O* под действием пружины *P* выходит наружу.

Это положение пальцев означает «шасси опущено».

Ввиду того, что механическая сигнализация работает только в момент открытия и закрытия замков механизма подъема и опускания, то при подъеме шасси сигнализирование о том, что шасси поднято происходит во время холостого хода штока цилиндра подъема и опускания, т. е. фактически при выпущенном шасси, а поэтому показание механической сигнализации при убирании шасси следует считать условным.

### Механический аварийный опускатель шасси и костыли

Механический аварийный опускатель, установленный на самолете (рис. 52), предназначен только для выпуска шасси в случае отказа в работе пневматической системы управления.

Аварийный опускатель разделяется на 2 конструктивно законченные части, представляющие собой:

- а) управление замками подвески, служащее для принудительного открытия замков перед выпуском шасси при помощи аварийного опускателя, и
- б) систему установки ног шасси, освобожденных от замков подвески, в крайнее положение «опущено».

Каждая из этих частей состоит из двух самостоятельно работающих подвесок, обслуживающих каждую ногу в отдель-

ностей, что дает возможность производить открытие замков подвески или установку ног шасси в положение «опущено» как одновременно (сразу обе ноги), так и отдельно.

Управление обеими частями аварийного опускавателя осуществляется из кабины самолета при помощи кольцеобразных ручек.

Порядок пользования аварийным опускавателем указан в инструкции по эксплуатации шасси.

### А. Управление замками подвески

Система управления замками подвески (рис. 52) состоит из самих замков подвески *А*, соединенных тросовой проводкой *Б* диаметром 2 мм с ручками *В*, укрепленными на раскосе левой фермы фюзеляжа.

Управление замками подвески, т. е. открытие их производится рывком за ручки *В*.

### Замок подвески шасси

Замок подвески шасси, изображенный на рис. 53, установлен на нервюре 3 центроплана.

Замок представляет собой литой кронштейн *А* с шарнирно укрепленным на нем трехплечим рычагом — собачкой *Б*.

На нижнем плече собачки, имеющем форму крючка, подвешивается нога шасси в убранном положении. Собачка своим длинным плечом соединена с тросом *В*, идущим от ручки управления *В* (рис. 52) и с корпусом цилиндра *Г* пневматического открытия замка подвески.

Коротким плечом собачка соединена с пружиной *Д*, назначение которой — удерживать собачку в положении «замок заперт».

Цилиндр *Г* состоит из корпуса и штока с уплотнением, состоящим из кожаного кольца.

Работа замка происходит следующим образом:

при убирании шасси, нога своим ушковым болтом преодолевая сопротивление пружины *Д*, отклоняет собачку и устанавливается на замок;

при выпуске шасси от пневматической системы сжатый воздух входит в цилиндр *Г* и перемещает шток, вызывая этим отклонение собачки, т. е. открытие замка;

при выпуске шасси аварийным опускателем отклонение собачки производится ручкой В (рис. 52), соединенкой с собачкой замка тросом В (рис. 53).

Для смягчения удара в замок подвески, при подъеме ног шасси и устранения люфта ушкового болта коги в замке, служит резиновая пластика-буфер, установленная на нераюре 3 центроплана.

Рядом с замком подвески укреплен концевой включатель Е (рис. 53) электросигнализации положения шасси. Ноги шасси в убззином положении нажимают ка штоки включателей, заставляя вагораться красные лампочки, расположенные в кабине самолета на приборной доске.

## **Б. Система установки ког шасси в положение «опущено»**

В систему установки ног шасси в положение «опущено» входит лебедки Г (рис. 52), каждая представляющая собой механизм, состоящий из рычага А (рис. 54), ролика Б с зубчаткой В, собачек Г и Д и оттяжкой пружины Е.

Лебедки укреплены ка первой нервюре центроплана при комоци двух кронштейнов Ж, изготовленных на алюминиевого сплава.

Ручка Д (рис. 52), при помощи которой производится качание рычага лебедки.

Рамка Е (рис. 52) с укрепленным ка ней цилиндром подъема и опускания.

Описание рамки приводится в разделе «Механизм подъема и опускания шасси».

Лебедка соединена с ручкой и рамкой тросами Ж и З диаметром 2,5 мм.

Причем трос Ж соединяет ручку с рычагом лебедки, а трос З связывает ролик лебедки с рычагом стопора рамки (см. выносу на рис. 46).

Управление лебедкой осуществляется отдельными рывками за ручку Д, вызывающими отклонение рычага лебедки и поворот ролика на 1—2 зуба зубчатки.

Обратный ход рычага лебедки обеспечивается оттяжками пружинами, а обратный ход ролика предотвращается стопорной собачкой Г (рис. 54).

При поворачивании ролика трос З, наматываясь на него, освобождает рамку от стопора, после чего отклоняет рамку

вместе с укрепленным на ней цилиндром подъема и опускания в сторону фюзеляжа, перемещая тем самым соединенную со штоком цилиндра подъема и опускания ногу шасси, в крайнее положение «опущено».

Усилие, необходимое для качания лебедки, не превышает 8 кг.

Число рывков за ручку для установки ноги шасси в крайнее положение «опущено» не более 10-ти.

## § 2. КОСТЫЛЬНАЯ УСТАНОВКА

Костыльная установка (рис. 55) убирающегося типа состоит из костыльной стойки *А*, несущей на себе управляемое колесо *Б*, амортизатора *В* и механизма *Г*.

Убирание и выпуск костыльной стойки производится одновременно с убиранием и выпуском шасси, что осуществляется поворачиванием стойки вокруг оси крепления ее к фюзеляжу при помощи тросовой проводки *Д* диаметром 3,5 мм, соединенной с левой ногой шасси (см. схему, рис. 56).

Костыльная стойка убирается в хвостовую часть фюзеляжа и автоматически закрывается подтяжными щитками.

В выпущенном положении стойка запирается замком механизма *Г* и пружинами *Е*.

В убранном положении стойка удерживается пружинами *Е* и тросом, идущим на «поднято».

Костыльная установка самостоятельной сигнализации не имеет, и поэтому, положение костыля определяется по показанию сигнализации шасси.

Костыльная стойка состоит из двух частей: верхней, шарнирно соединенной с фюзеляжем и амортизатором, и нижней — вилки, служащей для крепления колеса с цельнолитой резиновой шиной размером 170 × 90 мм.

Соединение вилки с верхней частью стойки обеспечивает вращение вилки вместе с колесом.

Колесо управляется от рули поворота через пружины *Ж* только при выпущенном положении костыльной стойки.

На отклонение руля поворота до 10° колесо не реагирует, так как находится в запертом положении стопором *З* и лишь при отклонении руля свыше 10° колесо расстопоривается и поворачивается вместе с рулем.

Назначение стопора — закреплять колесо в линию полета для обеспечения прямолинейности разбега и пробега самолета при взлете и посадке.

Управление стопором осуществляется при помощи тросов *И*, связывающих стопор с рычагом *К*, соединенным с качалкой руля поворота через замок *Л*.

При убиении костыльной стойки замок *Л* открывается и стойка отключается от руля поворота. Открытие замка осуществляется тягой *М*, действующей через качалку *Н* на трос *О*, соединенный непосредственно с замком.

В убранном положении костыльная стойка лежит на упоре *П*, назначение которого — обеспечивать угол между стойкой и амортизатором для облегчения выпуска стойки.

Амортизатор (рис. 57) состоит из цилиндра *А* и штока *Б*, изготовленных из хромансильевой стали и термически обработанных до  $K_x = 110-130 \text{ кг/мм}^2$ .

Цилиндр имеет уплотнение *В*, состоящее из трех кожаных манжет и дуралюминовых колец, затянутых гайкой *Г*.

Приваренная к цилиндру крышка с вильчатым ухом *Д* служит для присоединения амортизатора к рычагу механизма подъема и опускания костыльной стойки.

В крышке закреплена стальная конусная игла *Е*.

На конце штока, входящем в цилиндр, укреплен поршень, состоящий из гайки *Ж* и клапана *З*.

На противоположном конце штока расположен зарядный клапан *И* игольчатого типа.

Вильчатое ухо *К* служит для присоединения амортизатора к костыльной стойке.

Внутри штока амортизатора на поверхности смеси свободно плавает поплавок *Л*, состоящий из шайб, двух кожаных манжет и бронзового направляющего кольца.

Назначение поплавка — недопускать разливания смеси по всему объему цилиндра и штока при горизонтальных положениях амортизатора (костыльная стойка в положении «поднято»), что может привести к пересыханию кожаных манжет уплотнения и нарушить герметичность амортизатора.

Амортизатор заполнен смесью в количестве  $545 \pm 1,5 \text{ см}^3$  (510  $\text{см}^3$  ниже поплавка и 35  $\text{см}^3$  поверх поплавка), состоящей по объему из 70% глицерина и 30% спирта и за-



ряжен воздухом до давления в летнее время  $26 \pm 1$  ат, в зимнее время  $28 \pm 1$  ат.

Рабочий ход амортизатора 125 мм.

Полный ход амортизатора 137 мм.

Работа амортизатора костыльной установки принципиально не отличается от работы амортизатора шасси.

### § 3. ТОРМОЗНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Тормозная система (рис. 58) пневматического типа состоит из: тормозных колес, дифера, соединенного с педалями ножного управления, клапана ПУ-6 и рычажка управления тормозами, установленного на ручке управления самолетом.

Все агрегаты тормозной системы соединены стальным трубопроводом диаметром  $6 \times 4$  мм, а в местах, где проводка перемещается (у ручки управления самолетом и от колес до центроплана) дюритовыми шлангами в металлической оплетке.

Клапан ПУ-6 и рычаг управления тормозами соединены тросом диаметром 2 мм, заключенным в бoуденовскую оболочку.

В трубопровод, между дифером и колесами, включен (с помощью медных трубок диаметром  $6 \times 4$  мм) двухстрелочный манометр, показывающий давление воздуха в тормозных камерах колес.

Стрелка с красным концом показывает давление в трубопроводе тормоза правого колеса; стрелка с белым концом показывает давление в трубопроводе левого колеса.

Манометр установлен на приборной доске.

Работа тормозов происходит следующим образом: при нажатии на рычажок, помещенный на ручке управления самолетом, происходит открытие клапана ПУ-6 и впуск воздуха из общей магистрали в систему тормозов, при этом воздух, заполняя тормозные камеры колес, прижимает тормозные колодки к барабанам колес, осуществляя тем самым торможение.

Это происходит в том случае, если вентиль баллона открыт.

В том случае, если педали ножного управления установлены в нейтральное положение, — происходит одновременное торможение обеих колес.

Если педали ножного управления будут не в нейтральном положении произойдет торможение только одного колеса; если правая подножка педали будет в переднем положении, произойдет торможение правого колеса и наоборот — при переднем положении левой подножки педали произойдет торможение левого колеса.

Точно также, если отклонить педали от нейтрального положения, при заторможенных колесах, произойдет расторможение одного колеса — левого, при отклонении вперед правой подножки педали, правого при отклонении вперед левой подножки педали.

Для прекращения торможения колес необходимо рычажок отпустить.

Д и ф е р является распределителем воздуха между правым и левым колесами.

Укреплён дифер на полу кабины и соединен тягой с педалью ножного управления.

Клапан ПУ-6 служит для управления подачей воздуха в тормозную систему.

Клапан устроен так, что он одновременно является и **редуктором**.

Регулировка давления воздуха, пропускаемого клапаном в тормозную систему, производится при помощи упора боуденовской оболочки троса, соединяющего клапан ПУ-6 с рычагом управления.

Нормальное давление в системе должно быть 8—10 ат.

---

## ВИНТОМОТОРНАЯ ГРУППА

На самолете установлен 12-цилиндровый высотный мотор АМ-35А водяного охлаждения с номинальной мощностью 1200 *HP*. Мотор снабжен одноступенчатым нагнетателем.

Высотность мотора  $H_{расч} = 6000$  м (без учета скоростного напора).

Примечание. Основные данные мотора АМ-35А указаны § 7 гл. I.

## § 1. ПОДМОТОРНАЯ РАМА

Мотор закреплен на подмоторной раме (рис. 59), представляющей собой жесткую пространственную ферму, сваренную газовой сваркой из хромансильевых труб.

На продольные брусья моторамы наварены накладки *Д*, к которым приклепаны фибровые прокладки *Г*.

Подмоторная рама закреплена шестью подкосами: двумя верхними подкосами *А* к фюзеляжу и четырьмя нижними подкосами *Б* и *В* к первым нервюрам центроплана.

Мотор крепится к мотораме двенадцатью хромансильевыми термообработанными оцинкованными болтами. Восемь передних болтов имеют диаметр 16 мм и четыре задних болта—14 мм.

Болты затянуты корончатыми гайками и зашплинтованы.

## § 2. КАПОТ МОТОРА

Капот мотора, являясь продолжением обтекателя винта, начинается от обтекателя винта и переходит в обшивку фюзеляжа. В нижней части капот переходит с обводов фюзеляжа в зализы центроплана.

Капот мотора (рис. 60—63) состоит из семи крышек и переднего диска. Начинается капот мотора передним диском *А*, укрепленным шестью гайками к шпилькам мотора. В задней

части капот мотора состыкован с обшивкой фюзеляжа на поперечном шпангоуте, который закреплен на лафете пулеметов и верхних подкосах моторамы и обшивкой центроплана.

Боковые крышки *Б* капота являются одновременно тоннелями обдува маслорадиаторов и состоят из двух склепанных штампованных листов, образующих канал, по которому проходит поток воздуха. Боковые крышки склепаны с продольными профилями, которые образуют каркас капота и крепятся к кронштейнам переднего диска и заднего шпангоута и к кронштейнам, укрепленным на мотораме. Кроме того, боковые крышки укреплены к переднему диску и заднему шпангоуту на анкерных гайках. Продольные профили боковых крышек служат также для крепления смежных крышек капота. Для регулировки обдува маслорадиаторов в задней части тоннелей имеются заслонки, управляемые тягой из кабины пилота.

Для подхода к маслорадиаторам боковые крышки (токовели) могут быть сняты. Для этого необходимо вывернуть болты крепления крышек к анкерным гайкам переднего диска и заднего шпангоута и освободить от болтов крепления продольных профилей.

Для подхода к свечам мотора под выхлопными патрубками предусмотрен с каждой стороны съемный люк *В*.

Блочные крышки *Г*, расположенные над блоками мотора, закреплены на анкерных гайках к переднему диску, заднему шпангоуту и продольным профилям боковых крышек и имеют вырезы для выхлопных патрубков, окантованные листовой нержавеющей сталью.

По верхней кромке каждой блочной крышки приклепан продольный профиль, который скреплен болтами с кронштейнами переднего диска, заднего шпангоута и моторамы.

Остальные три крышки капота: верхняя передняя — *Д*, верхняя задняя — *Е* и нижняя *Ж* — закреплены к переднему диску, заднему шпангоуту и продольным профилям смежных крышек замками «Дзус» и являются легкосъемными. В крышке *Д* сделаны желобы, которые являются продолжением газотводных труб пулеметов.

Для подхода к мотору и его агрегатам снизу под центропланом имеются два люка, укрепленные с одной стороны на петлях, а с другой замками «Дзус».

Для обдува мотора и его агрегатов на нижней и верхней крышках мотора предусмотрены специальные карманы: карман *З* для генератора, карман *И* для дренажной трубки маслопровода, карман *Л* для компрессора.

Кроме того, на нижней крышке имеется карман *Н* для трубок Вентури и для обдува нижней части картера мотора.

Для выхода воздуха, поступающего под капот мотора, в заднем нижнем центропланном локте сделаны вырезы (жабры).

### § 3. СИСТЕМА БЕНЗОПИТАНИЯ

Система бензопитания самолета схематически изображена на рис. 64 и 65.

В системе бензопитания самолета установлены три бензиновых бака — один бак *А* в фюзеляже — и два бака *Б* в центроплане.

Предполагается установка двух подвесных бензобаков.

Все баки заливаются отдельно через свои заливные горловины.

Питание мотора может происходить из фюзеляжного бака и из центропланых баков, причем питание из центропланых баков может происходить как одновременно, так и раздельно.

Питание же из подвесных баков (установка которых возможна), происходит только одновременно.

Из фюзеляжного бака по трубопроводу *Г* сечением  $18 \times 16$  мм бензин поступает к перекрывающему крану *Д* и далее по трубопроводу *Е*, *Ж*, *З*, сечением  $18 \times 16$  мм, через фильтр *И* и пожарный кран *К*, установленный на фильтре, в бензопомпу *М*, которая и нагнетает его в карбюраторы мотора.

Из каждого центропланного бака, по трубопроводу *Н* сечением  $18 \times 16$  мм через обратные клапаны *П*, бензин поступает к перекрывающему бензокрану и далее (как указано выше) через помпу в мотор.

**Примечание.** Обратные клапаны установлены для того, чтобы устранить перетекание бензина из фюзеляжного бака в центропланые, вследствие возможной негерметичности шестиходового крана.

В общую систему питания мотора бензином входит заливная система запуска мотора, которая состоит из заливного бачка *P*, трубопровода *C*, *T*, *У*, насоса типа *VIET* и трехходового крана *X*.

Фюзеляжный и центроплановые баки имеют общую дренажную систему.

Трубопровод подвесных бензобаков расположен в крыльях и имеет уклон в сторону баков. Это обеспечивает вытекание бензина из трубок в случае сбрасывания подвесных баков. Для того, чтобы в полете не было перетекания бензина из одного подвесного бака в другой, на трубопроводе подвесных баков установлены два обратных клапана.

На пути бензина от перекрывного крана к фильтру установлена сливная пробка *III*, через которую производят слив бензина из фюзеляжного бака и трубопровода. Слив бензина из центроплановых баков производят через их сливные пробки *Ф*.

Весь бензопровод, идущий от баков к фильтру, имеет соединения типа «Паркер». Бензопровод от пожарного крана до помпы, для обеспечения эластичности, соединен дюритом с центрирующими вкладышами. На рис. 66 и 67 дан монтаж узлов бензопровода.

### Фюзеляжный бензобак

Фюзеляжный бензобак (рис. 68) сварной конструкции и состоит из двух дниц *A*, обечайки бака *B* и пяти перегородок *B*. Для уменьшения деформации при сварке в обечайке бака у сварных и заклепочных швов давы рифтовки жесткости (сеч. по *E-E*).

Емкость фюзеляжного бензобака — 110 л, заливная емкость — 109 л.

Перегородки в баке расположены в продольном и поперечном направлениях и приклепаны заклепками из сплава *АМц*.

Все детали, из которых состоит бак, изготовлены из материала марки *АМц*.

Для обеспечения герметичности в заклепочных швах, наружные головки заклепок развариваются.

Отдельным «карманом» к баку приварен заливной бензобачок *Г*.

В верхней части бака расположена его заливная горловина *Д*, которая закрывается крышкой с фильтром, штуцер при-

емника *Е* механического бензиномера, штуцер дренажной трубки и штуцер для присоединения трубопровода системы нейтрального газа, предполагаемой к установке в дальнейшем.

Рядом с заливной горловиной предусмотрена паспортная табличка бака. На рис. 69 дана схема механического бензиномера.

В нижней части бака расположен штуцер питающего трубопровода.

Заливной бачок снабжен заливной горловиной, которая закрывается крышкой с фильтром и двумя штуцерами: верхним и нижним. Верхний штуцер предназначен для дренажа; нижний — для присоединения сливного трубопровода.

Емкость заливного бачка 5 л.

Фюзеляжный бак и заливной бачок покрыты общим протектором.

Установлен фюзеляжный бензобак *А* (рис. 70) в головной части фюзеляжа за рамой 4—5 на двух силовых дуралюминовых кронштейнах *Б* и *В*, к которым он притянут двумя стальными лентами *Г*, изготовленными из стали марки СЭИ100. Затяжку лент производят тандерами, смонтированными на лентах.

Конструкция кронштейнов крепления бака (см. узлы *А* и *Б*) позволяет прочно укрепить их к поперечным трубам фермы фюзеляжа и правильно установить бак.

### Центропланные бензобаки

Центропланные баки (рис. 71) так же, как и бак в фюзеляже, сварной конструкции и изготовлены из материала марки АМц. Емкость центропланного бака—151 л.

Каждый из центропланых баков состоит из четырех крышек и девяти перегородок.

В местах прохода лент крепления бака, на углах бака етаниятся накладки. Перегородки и накладки точечной электросваркой приварены к крышкам бака.

Задняя поперечная перегородка *А* (рис. 72) непроницаемая; она делит бак на две неравные части: переднюю часть *Б* — емкостью в 121 л и заднюю часть *В* — емкостью 30 л.

В переднем отсеке бака, в верхней его части, расположены заливная горловина *Г* с фильтром *Д*, штуцер дренажа бака *Е*

## Подвесные бензобаки

Подвесные бензобаки подвешиваются к балкам бомбодержателей, уставовленным на четвертых нервюрах консольной части крыла по одному с каждой стороны. Такая установка баков, позволяет в боевых условиях, в случае необходимости, сбрасывать баки.

Дурациоминовый трубопровод подвесных баков снабжен обратными клапанами, которые предназначены для предотвращения переливания горючего из одного бака в другой.

Подвесные бензобаки обтекаемой формы.

Емкость каждого подвесного бака 100 л.

Подвесные баки обычного типа штампованные из древеснобумажной массы. (Подробное описание и указания по эксплуатации будут даны дополнительно к моменту постановки подвесных баков на самолеты). Подвесные баки на самолетах первых выпусков не поставлены.

## Трехходовой бензокран

Трехходовой заливной кран установлен на приборной доске пилота с левой стороны.

Кран имеет три положения: «закрыто», «мотор» и «карбюратор».

Кран состоит из штампованного корпуса, крышки, штока с клапаном и пружиной, сальника с заглушкой, ручки крана и диска.

Крышка крана крепится к корпусу на болтах с шнуровой асбестовой прокладкой, пропитанной в говяжьем сале. Внутренняя часть крышки имеет три отверстия и точно обработанную полированную поверхность, к которой прилегает ступенчатый дисковый клапан, прижимаемый пружиной. Шток клапана в корпусе крана проходит через асбестовый сальник, зажимаемый заглушкой. Ручка, укрепленная на штоке крана, устанавливается соответственно надписям и рискам на диске, укрепленном к корпусу крана. Сальник крана набит асбестовым шнуром, пропитанным в говяжьем сале.

## Шестиходовой бензокран

Шестиходовой бензокран (рис. 73), предназначенный для распределения горючего из бензосистемы в мотор, имеет шесть положений, а именно:

1. Закрыто.



- 2 Главный фюзеляжный бак.
3. Подвесные баки.
4. Оба центропланные баки.
- 5 Правый центропланный бак
6. Левый центропланный бак.

Кран состоит из штампованного корпуса *А*, к которому при помощи болтов *Б*, через фибровую прокладку *В*, крепится зеркало крана *Г* с нижним корпусом *Д* (фибровая прокладка ставится на антифрикционной пасте); диска *Е* с шестью клапанами *Ж*, которые удерживаются пружинами *З*, и штока *И*, на нижний конец которого насажен диск, а на верхний — тяга с ручкой управления краном. Шток крана проходит через асбестовый сальник *К*, пропитанный говяжьим салом.

Короус крана испытан на герметичность давлением в 3 ат, а клапан — давлением в 1 ат.

**Примечание.** Как трехходовые, так и шестиходовые бензокраны требуют точной фиксации положения ручки крана по риске диска.

### Фильтр бензосети

Фильтр бензосети (рис. 74) установлен на специальном кронштейне, укрепленном к противопожарной перегородке.

Фильтр состоит из корпуса *А*, изготовленного из материала АК-6; крышки *Б*, в которую ввертывается сливная пробка *Г*, нижней крышки *Д*, наружной фильтрующей сетки *Е*, внутренней фильтрующей сетки *Ж* (сетки *Е* и *Ж* вмонтированы в свои каркасы) и пружины фильтра *З*. Корпус фильтра имеет два прилива *В* и *К*. На прилив *В* устанавливается пожарный кран. К приливу *К* подходит бензопровод, подводящий горючее к фильтру.

Сливная пробка фильтра контрится булавкой *И*.

### Пожарный кран

Пожарный кран (рис. 75) состоит из корпуса *А*, изготовленного горячей штамповкой из материала АК-6; крышки *Б*, изготовленной из материала ЛС-59Т; клапана *В*, изготовленного из пластмассы неолейколит; пружины *Г*, прижимающей клапан к зеркалу крышки крана.

Клапан крепится к своему штоку *Д*, который проходит через сальник крана.

Другой конец штока заканчивается квадратным хвостовиком, на котором крепится рычаг управления краном *Е*.

Сальник крана состоит из асбестового шнура, пропитанного в говяжьим салом.

Корпус крана в приливе имеет резьбу, которой он наворачивается на верхний штуцер корпуса бензофильтра при установке.

В отверстие крышки крана ввертывается штуцер бензопровода, подводящего бензин от пожарного крана к помпе мотора.

К рычагу крана крепится общая тяга *Г* управления пожарным и масляным кранами, идущая из кабины пилота (рис. 76).

## § 4. СИСТЕМА МАСЛОПИТАНИЯ

Система маслопитания самолета (рис. 77—78) состоит из масляного бака *А*, перекрывного масляного крана *Б*, фильтра *Г*, двух девятидюймовых воздушно-масляных радиаторов *В* и *М*, аэротермометра *Н*, трехстрелочного индикатора *Д*, трубопровода *Е*, *Ж*, *З*, *И*, дренажа маслорадиаторов *К*, дренажа маслобака *Л* и четырех сливных маслопробок *О*, *П*, *Р* и *С*.

Как указано на монтажной и принципиальной маслосхемах из бака *А*, установленного на носке картера мотора, по трубопроводу *Е*, сечением  $32 \times 30$  мм, через масляный перекрывной кран *Б* и фильтр *Г*, масло поступает в помпу мотора. Из помпы мотора по трубопроводу *Ж* сечением  $27 \times 25$  мм, масло поступает в левый радиатор *В* и дальше по трубопроводу *З*, сечением  $27 \times 25$  мм в правый радиатор *М*. Из правого радиатора, по трубопроводу *И*, сечением  $27 \times 25$  мм, масло поступает обратно в бак. На этом и заканчивается циркуляция масла в замкнутой маслосистеме.

Дренаж маслобака *Л* и маслорадиаторов *К* обеспечивает правильную работу всей маслосистемы.

### Приборы, контролирующие работу маслосистемы

Для контроля и наблюдения за входящим в мотор и выходящим из мотора маслом — в кабине пилота устанавливаются трехстрелочный индикатор *Д* и аэротермометр *Н*, которые включены в систему маслопитания.

Наблюдение и контроль за давлением и температурой масла на выходе в мотор производят по показаниям трехстрелочного индикатора; по показаниям азротермометра ведут наблюдение и контроль температуры масла на выходе из мотора.

### Маслопровод

Дуралюминовый трубопровод в местах разъема соединен дюритовыми шлангами с затяжными хомутами. На рис. 79 показаны основные узлы маслопровода и законцовка труб.

Для слива масла из системы на трубопроводе смонтировано четыре маслопробки.

Пробка *О* служит для слива масла из бака, фильтра и трубопровода *Е*. При закрытом маслокране, через эту пробку возможен слив масла только из фильтра и части трубопровода *Е*.

Через пробку *П* производят слив масла из радиатора *В* и трубопровода *Ж*. Пробка *Р* служит для слива масла из радиатора *М* и трубопровода *Н*.

Через пробку *С* производят слив масла из рубашек радиаторов.

### Маслокран

Пробковый перекрывной масляный кран, установленный на правой стороне моторамы, соединен общей тягой управления с пожарным краном и поэтому работает с ним синхронно.

На рис. 80 показан разрез масляного крана, состоящего из корпуса *А*, пробки *Б*, штока пробки *В*, пружины *Г*, крышки *Д*, гайки *Е* и рычага *Ж*.

Корпус крана изготовлен горячей штамповкой из материала марки АК-6. Конусность пробки и корпуса крана 1:6.

Пробка крана изготовлена из материала марки ЛС-59ТК-60 и притерта по корпусу крана.

Шток пробки изготовлен из материала ЛС-59ТК-12.

Основное назначение крана — перекрыть систему и этим не допустить перетекания масла из маслобака в картер мотора при неработающем моторе.

### Маслофильтр

Маслофильтр установлен на подкосе правой стороны моторамы. Угол установки фильтра обеспечивает при стоянке

самолета на трех точках, наклон фильтра в сторону сливной пробки.

На рис. 81 показан разрез фильтра.

Живое сечение внутренней сетки *А* равно двадцатикратному сечению трубопровода. Живое сечение наружной сетки *Б* равно двадцатипятикратному сечению трубопровода.

Обе сетки смонтированы на каркасе, который укреплен к крышке *В* корпуса фильтра *Г*.

Такая конструкция фильтра обеспечивает очистку масла от попавших в него механических примесей (песок, стружка, металл и др.)

### Маслорадиатор

На самолете установлены два воздушных масляных радиатора, которые расположены в специальных тоннелях с правой и левой стороны мотора (рис. 82).

Каждый из радиаторов укреплен двумя хомутами *А* к хомутам, укрепленным на мотораме, и двумя стальными раскосами *Б* к осевым болтам выходных патрубков 4 и 5-го цилиндров мотора (рис. 83).

Хомуты *А* в верхней части укреплены между собой стягивающей пластинкой *В*.

Радиаторы установлены термостатами вниз, что требует тщательного ухода за радиаторами в зимнее время.

Продувка сот радиаторов (охлаждение их) регулируется путем открытия заслонок *А* (рис. 82), смонтированных в задней части левого и правого тоннелей радиаторов. Ручка управления механизма заслонок радиаторов поставлена в кабине пилота на правом нижнем углу доски приборов (рис. 84 и 85).

### Маслобак

Масляный бак *А* (рис. 86) сварной конструкции, изготовлен из материала АМц и состоит из двух дниц *Б* и *В* и обечайки *Г*.

Внутри бака вклепана штампованная перегородка *Д*, изготовленная из материала марки АМц.

Перегородка крепится к обечайке бака заклепками АМцЗК4-10 с шагом 50 мм, под головку которых положены шайбы 106Л, 5-4-11.

С внешней стороны бака заклепки развариваются.

На обичайке бака около сзарных швов крепления дщиц, для большей жесткости, сделана продольная и поперечная рифтовка.

В верхней части бака расположена заливная горловина, закрывающаяся крышкой с фильтром и два штуцера. К одному штуцеру присоединяется дренажная трубка маслобака, к другому штуцеру присоединяется дренажный трубопровод, идущий от левого и правого радиаторов.

В шикней части бака вварены два патрубкa — один для присоединения трубопровода, подающего масло в помпу, другой для присоединения трубопровода, подающего масло из радиаторов в бак.

Кроме этого, в бак вварена вставка *Е* (сечение А-А), под которой проходит суфлер мотора *Ж*, расположенный между масляным и расширительным бачками.

Суфлер имеет легкоъемную крышку — грибок. Сняв грибок, можно произвести заливку масла в картер мотора через его суфлер.

Емкость маслобака—58 л

### Установка маслобака

Масляный бак установлен на правой стороне картера редуктора мотора (рис. 87) на клепаном кронштейне-подушке *А*, к которому притянут тросом *Б*.

Трос крепления маслобака обшит шинельным сукном и дерматином.

Для прочного и надежного крепления бака, трос пропущен через специальные направляющие *В*, которые приварены к баку точечной сзаркой.

## § 6. ОХЛАЖДЕНИЕ МОТОРА

Мотор АМ-35А — водяного охлаждения. Принципиальная схема водоохлаждения мотора изображена на рис. 88.

В систему охлаждения входят: расширительный бачок *А*, воздушный водорадиатор *Б*, обратный клапан *В*, редукционный клапан *Г*; контрольные приборы: азротермометр *Д* и манометр *Е* и водопроводные трубы.

Заливка всей водосистемы производится через заливную горловину расширительного бачка. Из расширительного бачка

вода по питающему трубопроводу Ж, сечением  $30 \times 28$  мм, поступает в водяную помпу мотора З и, проходя через нее, заполняет, снизу вверх, рубашки блоков мотора с задней стороны. Поступление воды в сеть и в радиатор устраняется обратным клапаном В. Такой порядок заполнения системы водой обеспечивает максимальный подвод тепла к мотору при прогреве перед запуском.

Заполнив рубашки блоков мотора, вода через передние отводящие патрубки блоков заполняет радиатор и остальной трубопровод сети.

При работающем моторе горячая вода из блоков мотора, минуя расширительный бачок А, по трубопроводу И, сечением  $53 \times 50$  мм, поступает в радиатор Б.

Охлажденная в радиаторе вода по трубопроводу К, сечением  $53 \times 50$  мм, через обратный клапан, поступает в помпу. На этом процесс циркуляции воды в системе охлаждения заканчивается.

Водяная сеть работает под давлением, не превышающем  $1,8-2,0$  ат. Излишек давления редуцируется клапаном Г, установленным на расширительном бачке. В общую сеть водопровода включены паропроводные трубы Л.

На рис. 89 и 90 показаны монтажная схема и характерные соединения водопровода.

### Расширительный бачок

Расширительный бачок А (рис. 91 и 92), емкостью 18 л, испытан под давлением  $3,7$  ат.

Бачок укреплен с левой стороны картера редуктора мотора в клепаном дюралюминиевом кронштейне — чашке Б двумя тросами В.

Тросы крепления бачка по верхней поверхности бака проходят через четыре направляющих Г, которые точечной электросваркой укреплены на баке. Чашки Б с внутренней стороны покрыты шинельным сукном, трос обшит шинельным сукном и дерматином.

Расширительный бачок сзариой конструкции, изготовлен из материала АМц и состоит из двух днищ, сваренных между собой, и двух перегородок, приклепанных заклепками из материала АМц к днищам (головки заклепок прозарены). В верхней части бака вварены штуцеры для загляной горловины Е,

для редукционного клапана Ж, для паропроводной трубки З, для крана И, контролирующего уровень воды в бачке, и для манометра Е.

В заливной горловине расширительного бачка смонтирован фильтр Д. Редукционный клапан отрегулирован на давление в 1,8—2,0 ат.

### Водяной радиатор

В систему охлаждения мотора включен водяной радиатор сотового типа—ОП229. Лобовая площадь радиатора—23 дм<sup>2</sup>, емкость около 40 л.

Радиатор установлен под полом пилота (рис. 93) на четырех лентах А, которые приклепаны к дуралюминовой панели В, закрепленной четырьмя стальными хомутами Б к нижним лонжеронам фюзеляжа.

Ленты крепления радиатора изготовлены из нержавеющей стали марки сЭИ100 № 0. Ленты затягиваются специальными стяжными тандерами. Под ленты проложена резина толщиной 5 мм. Для большей жесткости системы крепления радиатора крайние ленты расчалены по вертикали и горизонтали четырьмя проволоочными расчалками Г.

Радиатор закрыт капотом, который в задней части переходит в тоннель.

Продувка сот радиатора регулируется заслонкой, смонтированной в задней части тоннеля.

Управление заслонкой (рис. 94), регулирующей охлаждение радиатора, — механическое. На левом борту кабины пилота установлен механизм управления заслонкой радиатора (рис. 95), который через конические шестерни А и гибкий вал Б, передает вращательное движение ручки В червячной гайке. Червяк тягою соединен с качалками управления заслонкой, через которые движение передается заслонке.

Положение заслонки радиатора указывается прибором «Указатель отклонения заслонки радиатора», который смонтирован на левом борту фюзеляжа в кабине пилота, внизу. На рис. 96 дана схема управления заслонкой водорадиатора и указателя отклонения заслонки.

При смене или снятии водорадиатора капоты и заслонку радиатора необходимо снять и для удобства подхода к радиатору рекомендуется закрылки поставить в положение «открыто».

После смены водорадиатора и производства всех монтажных работ с поставкой капота и заслонки радиатора, необходимо проверить работу механизма управления заслонкой и после заливки системы водой, прогреть воду до температуры  $100-110^{\circ}\text{C}$  по прибору и убедиться в том, что в системе отсутствуют воздушные пробки.

При остановке мотора (в летнее время) заслонка водорадиатора должна быть открыта.

В полете при скорости самолета свыше  $250\text{ км/час}$  управление заслонками затруднено, поэтому перед открытием и закрытием заслонки рекомендуется скорость самолета уменьшать до  $220-230\text{ км/час}$ .

При планировании самолета (скорость  $200-300\text{ км/час}$ ) температура воды быстро понижается, что заставляет прикрывать заслонку радиатора.

### Обратный клапан

В патрубке водопровода смонтирован обратный клапан *A* (рис. 96), шарнирно подвешенный в верхней части корпуса патрубка и работающий по принципу плавающей пластинки.

## § 6. СИСТЕМА ЗАПУСКА МОТОРА

Запуск мотора осуществляется сжатым воздухом от общей пневматической системы самолета (рис. 97), которая кроме запуска мотора обслуживает также шасси, закрылки, тормоза и вооружение.

Подача воздуха к агрегатам самолета, работающим от пневматической системы, производится из бортового баллона *Ж*, заряженного до давления  $120-150\text{ ат}$ .

Воздух из баллона после открытия вентиля *E* пропускается в рабочую сеть системы через фильтр *Д* и редуктор *Г*, редуцирующий давление до  $43-50\text{ ат}$ , и подводится к крану шасси *К*, крану закрылков *Н*, бензонасосу *И* и т. д.

Во время запуска мотора, при открытии пускового воздушного крана бензонасоса, воздух перепускается в самопуск мотора.

При этом, при прохождении воздуха через бензонасос, происходит процесс карбюрирования — смешения воздуха с горючим, засосанным в бензонасос при вытягивании плунжера бензонасоса — (см. инструкцию по подготовке самолета к по-



лету) и, таким образом, в самолуск мотора поступает не чистый воздух, а карбюраторная смесь, что значительно облегчает запуск мотора.

Порядок запуска мотора подробно освещен в инструкции по подготовке самолета к полету.

Заполнение бортового баллона воздухом до давления 120—150 ат производится перед запуском мотора от аэродромного баллона через бортовой штуцер З и фильтр Д.

Порядок заполнения указан в инструкции по подготовке самолета к полету.

При работе мотора (в том случае, если вентиль заряженного баллона будет закрыт, а также, если вентиль открыт, но давление в баллоне менее 43—45 ат) рабочая сеть системы будет заполняться воздухом от компрессора А, нагнетающего воздух из атмосферы.

При достижении в рабочей сети давления 50 ат регулятор давления В переводит компрессор на холостой ход и воздух из компрессора через специальный канал в регуляторе будет уходить в атмосферу.

В случае неисправности регулятора, повышенное давление в рабочей сети (свыше 57 ат) сбавляется через редукционный клапан Б.

На рис. 98 показана монтажная схема воздухопроводки для запуска мотора.

## § 7. ВЫХЛОПНЫЕ ПАТРУБКИ

На моторе поставлено шесть выхлопных патрубков, изготовленных из жароупорной стали СЭИТ. Каждый выхлопной патрубок (рис. 99) представляет собой самостоятельную секцию, объединяющую два цилиндра блока мотора.

Фланцы крепления выхлопных патрубков к мотору припаяны к патрубкам автогенной сваркой. Между фланцами патрубков и мотора поставлены медноасбестовые прокладки.

## § 8. ВСАСЫВАЮЩИЙ ПАТРУБОК

Воздух в нагнетатель мотора (импеллер) поступает через всасывающий патрубок, который начинается двумя рукавами справа и слева от мотора в носке центроплана (рис. 100) и подходит к фланцам нагнетателя, где и крепится своим фланцем на десяти 4-мм болтах.

Всасывающий патрубок сварен из материала АМцМ толщиной 1,5 мм. Фланец патрубка изготавливается из материала АМцП, толщиной 5 мм

Для предохранения от коррозии патрубок аноднооксидируют.

Во всасывающей трубке имеется заборник воздуха для обдува магнето

## **§ 9. УПРАВЛЕНИЕ ДРОССЕЛЕМ И ВЫСОТНЫМ КОРРЕКТОРОМ КАРБЮРАТОРОВ**

Управление дросселем (нормальным газом), а также высотным корректором и форсажом осуществляется рычагами и жесткими тягами, которые соединены между собой промежуточными качалками. Рычаг управления нормальным газом и рычаг управления высотным корректором и форсажом смонтированы в кабине на левом борту фюзеляжа.

Рычагом *А* (рис 101, 102) управляют дроссельные заслонки. Рычаг *Б* служит для управления высотным корректором карбюраторов и форсажом. Три промежуточные положения рычага: «земля», «форсаж» и «высота» — фиксируются тормозом *В* и специальным пружинным штырем *Г*. Ход рычагов управления газом ограничивается регулируемыми упорами *Д*.

## **§ 10. КОК ВИНТА**

На винт самолета установлен разъемный обтекатель-кок. Кок винта (рис. 103) состоит из четырех основных частей: носка кока *А*, задней части кока *Б*, переднего диска *В* и заднего диска *Г*.

Обичайка носка и задней части кока винта изготовлена из электрона, передний и задний диски изготовлены из дуралюмина.

Постановка кока на винт производится следующим образом: задняя часть *Б* с прикрепленным к ней передним диском *В* надевается на винт и крепится гайками стяжных болтов втулки по переднему диску; в обичайку задней части кока устанавливается задний диск *Г*, крепится гайками стяжных болтов к втулке винта и винтами через анкерные гайки, прикрепленные к задней части кока. После установки винта на носке зада

мотора ставят носок кока *A* и крепят на задней части кока шестью потайными болтиками через вкерные гайки, приклепанные к задней части кока.

## § 11. ЗАЖИГАНИЕ МОТОРА

В систему зажигания мотора (см. принципиальную схему электрооборудования в § 4 гл. VIII) входят: пусковая катушка типа КП-4716, пусковая кнопка типа К-164, рабочие магнето и переключатель магнето типа ЕС-3. Источником электроэнергии при запуске мотора является аккумулятор типа 12А5. Необходимое напряжение на свечах для искрообразования при запуске мотора обеспечивается пусковой катушкой, работающей от аккумулятора и включаемой пусковой кнопкой.

Для включения зажигания необходимо перед запуском мотора включить переключатель аккумулятора и переключатель рабочих магнето и затем, при проворачивании вала мотора от системы воздушного запуска, нажать пусковую кнопку, включающую пусковую катушку.

Как только мотор заработает отпустить кнопку и этим выключить пусковую катушку.

## § 12. ВИНТ

На самолете установлен трехлопастный автоматический винт изменяемого в полете шага ВИЦ-22Е диаметром 3,0 м.

Для автоматического управления винтом на моторе смонтирован регулятор постоянного числа оборотов винта Р-2, имеющий привод от мотора.

Диапазон изменения шага винта  $20^\circ$ , угол установки лопастей изменяется в пределах  $24-44^\circ$ .

Для управления регулятором постоянного числа оборотов винта в кабине пилота на левом борту фюзеляжа установлен маховичок *A* (рис. 104) с барабаном *B*, от которого в боуденовской оболочке *B* протянут мягкий стальной трос *Г* к ролику, смонтированному на регуляторе Р-2. Поворот маховичка по часовой стрелке уменьшает шаг винта, а поворот маховичка против часовой стрелки — увеличивает шаг винта.

Давление масла в регуляторе Р-2 контролируется масломанометром *Ж*. Следует учитывать давление масла на оборотах, соответствующих малому шагу винта, на номинальной мощности должно быть в пределах  $11-15 \text{ кг/см}^2$ .

## УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Управление самолетом разделяется на ножное управление или управление рулем поворота и ручное управление, в которое входит управление рулем высоты и элеронами. Кроме того, еще имеется управление триммерами руля высоты и руля поворота и управление закрылками и шасси.

Управление подъемом и опусканием шасси описывается в главе «Посадочные средства».

## § 1. НОЖНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Основным элементом управления рулем поворота (рис. 105) является педаль ножного управления, укрепленная на кронштейне к ферме пола кабины.

Педаль связана парными тросами *А*, диаметром 3,5 мм с качалкой *Б* (марка материала АК-6), укрепленной в хвостовой части фюзеляжа к раме 9, вместе с качалкой управления костью. Качалка *Б* связана трубчатой регулирующейся хромансильевой тягой *В* с рычагом *Г* руля поворота.

Тросы направляются дуралюминовыми роликами *Д*, укрепленными в кронштейнах рамы 9—8 передней части фюзеляжа. Каждый ролик имеет две канавки под два троса.

Педаль ножного управления состоит из кронштейна *Е* (марка материала АЛ-7), в котором установлен шариковый подшипник.

На осевом болте *Ж* установлена вращающаяся на шариковых подшипниках кронштейна труба *З*.

На концах трубы *З* укреплены кронштейны *И* (марка материала АЛ-7), которые дополнительно связаны трубкой *К*, снабженной на концах и посредине шариковыми подшипниками.

В трубки кронштейнов *И* вставлены подножки для ног *Л*,

изготовленные из электрона (марка МА4Т4). Подножки для ног снабжены ремнями *М* и могут быть установлены в кронштейнах по росту летчика. Для этой цели кронштейны *И* снабжены пружинными стопорами *Н*, штыри которых входят в отверстия, имеющиеся в хвостовиках подножек *Л*.

Труба педали имеет соединительную тягу *О* для управления диффером тормозов.

Для ограничения хода педали на трубе *З* приварены упоры, которые при предельном отклонении педали, упираются в упоры фермы пола.

Тросы управления рулем поворота присоединяются к педали при помощи укрепленных под трубой *З* сереежек *П*.

## § 2. РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Управление рулем высоты (рис. 106) состоит из дуралюминовой ручки пилота *А*, снабженной наверху рукояткой *Б* и снизу — хромансильевым наконечником *В*, вращающимся вокруг осевого болта *Г*, который проходит через трубку *Д*.

Концы трубки *Д* опираются на шариковые подшипники (передний упорный, задний сферический), укрепленные в кронштейнах *Е*, установленных на трубках каркаса фермы пола кабины.

К наконечнику *В* ручки пилота одним из своих концов присоединена хромансильевая регулируемая тяга *Ж*, другой конец которой шарнирно связан с качалкой *З*, укрепленной к кронштейну с шарикоподшипником на раме *И* хвостовой части фюзеляжа.

Свободный конец качалки *З* при помощи промежуточных дуралюминовых тяг *И*, *К* и *Л*, поддерживаемых качалками *М* и *Н*, шарнирно связан с рычагом *О* руля высоты.

Качалки *М* и *Н* отштампованы из легкого алюминиевого сплава марки АК-6 и укреплены к кронштейнам 3 и 5-й рам хвостовой части фюзеляжа.

Руль высоты снабжен массово-инерционным демпфером от флаттера, который представляет собой хромансильевый балансир *П*, вращающийся на оси *Р*, укрепленной на кронштейне на переднем лонжероне стабилизатора.

Балансир состоит из двух параллельно расположенных качалок, приваренных к втулке, снабженной шариковыми подшипниками.

Короткие рычаги качалок балансира шарнирно соединены хромансильевыми трубчатыми регулируемыми тягами *С* с концами осевого болта *Т*, укрепленного к качалке *Н*.

На длинных рычагах качалок балансира укреплены двумя болтами стальные противовесы *О*.

Для управления элеронами на трубке *Л* укреплен болтом рычаг *Ф* (марка материала АК-6).

Для ограничения отклонения ручки вперед с верхней стороны рычага *Ф* укреплен упор *Х*.

Для закрепления ручки при стоянке самолета в отклоненном на себя положении к чашке сиденья приклепано ушко, а к основанию ручки укреплен крючок *Ш*.

От нижнего конца рычага *Ф* идут в правую и левую стороны трубчатые тяги *А* (рис. 107), которые присоединены к рычагам *Б* балансиров, установленных в центроплане.

К верхнему рычагу *В* балансира, спаренному с рычагом *Б*, присоединена трубчатая тяга *Г*, другой конец которой соединен с качалкой *Д*, укрепленной к лонжерону центроплана.

От качалки *Д* идет тяга *Е* к качалке *Ж*, укрепленной к заднему дополнительному лонжерону консоли крыла.

От другого конца качалки *Ж* идет тяга *З* к качалке *И*, от которой отходит тяга *К*, присоединенная к качалке *Л*, которая связана соединительной тягой *М* с рычагом элерона.

### § 3. УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРАМИ

Управление триммером руля поворота состоит из штурвала *А* (рис. 108), отлитого из алюминиевого сплава марки АК-9, укрепленного на общей для обоих триммеров (руля поворота и руля высоты) колонке *Б*, отлитой из электрона и установленной на нижнем правом лонжероне фюзеляжа.

Штурвал имеет катушку с намотанным на нее тросом *В* толщиной 2 мм, один конец которого наматывается на катушку, а другой сматывается с катушки.

Тросы проходят через направляющие трубки *Г*, укрепленные на хомутах к правой, боковой стойке рамы 8—9 головной части фюзеляжа.

На участке между рамами 1 и 6 хвостовой части фюзеляжа тросы заключены в бoudenовскую оболочку, для которой имеются упоры *Д* и крепления *Е* на рамах 6, 9 хвостовой части фюзеляжа.

По выходе из креплений *Е* тросы идут вверх к упорам боуденовской оболочки, расположенным на кронштейнах (с направляющими роликами *Ж*), укрепленных к лонжерону руля поворота.

Тросы направляются роликами *Ж* к механизму управления триммером, где они намотаны на катушку *З*, укрепленную в кожухе к лонжерону руля поворота.

В катушку входит червяк *И*, соединенный с тягой *К* управления триммером руля поворота.

При вращении штурвала *А* тросы *В* заставляют вращаться катушку *З*, в которой перемещается червяк *И*, последний действуя на тягу *К* отклоняет триммер руля поворота.

Около штурвала на колонке *Б*, имеется табличка с надписью «Вправо — влево», которая указывает в какую сторону будет заворачивать самолет, если штурвал вращать в направлении, указанном стрелкой и надписью на табличке.

**Управление триммером руля высоты**, укрепленным на вращающейся рукоятке руля высоты, производится от штурвала *Л*, на катушке которого намотаны тросы *М*, проходящие вдоль фюзеляжа параллельно тросам *В*, снабженные упорами *Д* и *Н* для боуденовской оболочки.

Упоры *Н* укреплены к стенке лонжерона стабилизатора. Пройдя через упоры *Н* со стороны подвешивания руля высоты тросы направляются роликами *О* и идут в правую половину руля высоты, где наматываются на катушку (рис. 40), перемещающую червяк, который посредством тяги отклоняет вверх или вниз триммер руля высоты.

Около штурвала *Л* на колонке *Б* укреплена табличка с надписью «Вниз — вверх», которая указывает поведение самолета, если вращать штурвал *Л* на себя или от себя соответственно надписи на табличке.

## § 4. УПРАВЛЕНИЕ ЗАКРЫЛКАМИ

Открытие и закрытие закрылков (щитков типа Шренка) самолета производится сжатым воздухом от общей системы воздухопроводки, показанной на рис. 97. Управление закрылками осуществляется воздушным краном, расположенным на левой стороне кабины, который подает сжатый воздух в цилиндр *А* (см рис. 51) на открытие или закрывание закрылков.

Конструкция цилиндра *А* подобна конструкции цилиндра для управления подъемом и опусканием шасси. Под действием сжатого воздуха в цилиндре *А* перемещается поршень. На конце штока поршня укреплен на резьбе наконечник *Б* с ушками, к которым шарнирно укреплены трубчатые тяги *В*. Другие концы тяг *В* шарнирно связаны с качалками *Г*, вращающимися вокруг осевых болтов, которые также крепят профили *Л*, служащие для крепления цилиндра *А* и деталей управления закрылками.

К качалке *Г* присоединена хромансиловая тяга *Е*, которая также связана с рычагом *Ж* балансира, укрепленного в центроплане (см. рис. 31, дет. С).

От рычага *З* (рис. 109) балансира, спаренного с рычагом *Ж*, проходит трубчатая тяга *И*, которая опирается на кронштейны *К*, укрепленные к нерайонам центроплана и крыла.

Кронштейн *К* снабжен роликами *Л*, по которым перемещается трубчатая тяга *И*.

К трубчатой тяге *И* шарнирно укреплены регулирующие тяги *М*, в ниде тандеров, нижние концы которых соединены с вилками *Н* шарниров закрылка *О*.

Для того, чтобы задать требуемый угол открытия закрылков, к лезому нижнему лонжерону укреплен электронная колонка *П* со штурвалом *Р*, от которого вдут тросы *С* и *Т* к ползушке *У*, снабженной стопором.

Ползушка *У* перемещается по зубчатой направляющей *Ф*, один конец которой свободно укреплен в штоке поршня цилиндра *А*, а другой к кронштейну *Х*.

На ползушке *У* укреплен указатель со стрелкой, который проходит через прорезь в полу кабины. Рядом с прорезью укреплен щиток с делениями, указывающими в градусах (от 0 до 50°) величину, на которую задаются открыть закрылки.

Для того, чтобы произвести открытие закрылков на требуемый угол в пределах до 50°, необходимо (при ручке воздушного крана, установленной в положение «подъем») вращать маховичок протна часовой стрелки и следить за углом открытия закрылков по стрелке *П*, перемещающейся в прорези щитка. Установив требуемый угол открытия закрылков, необходимо перевести ручку воздушного крана закрылков в положение «выпуск». При этом сжатый воздух поступит



в цилиндр  $L$  и вытеснит шток поршня, наконечник  $B$  которого перемещаясь по зубчатой направляющей  $\Phi$  упрется в ползушку  $У$ , которая застыпорится на направляющей  $\Phi$ .

Для того, чтобы закрыть закрылки необходимо ручку воздушного крана закрылков перевести в положение «подъем» и, вращая маховичок  $P$ , установить стрелку, указывающую положение закрылков на ноль.

---

# ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Оборудование самолета состоит из аэронавигационного, кислородного, вспомогательного, электрооборудования и радиооборудования.

## § 1. АЭРОНАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Аэронавигационные приборы установлены на приборной доске (рис. 110 и 111), состоящей из наружной части *А* и внутренней части *Б*, из которых наружная часть укреплена жестко на кронштейнах к каркасу фюзеляжа.

Внутренняя часть доски укреплена на четырех резиновых амортизаторах типа «Лорд» к наружной части.

На жесткой наружной части доски расположены кран управления подъемом и опусканием шасси, сигнализация положения шасси, ручка управления заслонкой маслорадиатора, ручки перезарядки пулеметов, подсвет прицела и кабинная лампа КЛС-39.

Продолжением доски приборов служит правый и левый пульты, расположенные справа и слева от доски приборов.

На правом пульте смонтированы приборы электрооборудования.

На левом пульте расположены ручка управления Р-2, сектор газа и другие приборы, описанные в соответствующих разделах настоящего описания.

На средней части доски приборов самолетов выпуска первых серий размещены нижеследующие аэронавигационные и моторные приборы:

№ п/п.	Наименование прибора	Колич.	Примечание
1	Двухстрелочный высотомер до 10000 м . . . . .	1	
2	Компас КИ-10 . . . . .	1	
3	Авиагоризонт АГ-1 . . . . .	1	
4	Указатель скорости до 800 км/час . . . . .	1	
5	Указатель поворота „Пионер“	1	
6	Вариометр (до 30 м/сек) . . . . .	1	Без бабка
7	Мановакууметр (1600 мм рт. ст.) . . . . .	1	
8	Механический бензиномер „Телеяель“ . . . . .	1	
9	Центробежный тахометр на 3000 об/мин. . . . .	1	
10	Трехстрелочный индикатор . . . . .	1	1. Манометр масла 2. Манометр бензина 3. Авротермометр масла
11	Термометр воды (до 125° С) . . . . .	1	Выходящей из мото- ра
12	Манометр воды (до 2 ат) . . . . .	1	
13	Манометр Р-2 (до 15 ат) . . . . .	1	
14	Термометр масла (до 125° С) . . . . .	1	Входящего в мото- тор
15	Двухстрелочный манометр для тормозов на 12 ат . . . . .	1	

Схема соединения трубопровода Пито и Вентури изображена на рис. 112 и 113.

## § 2. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Кислородное оборудование установлено в кабине самолета для обогащения кислородом вдыхаемого пилотом воздуха. Оно состоит из следующих агрегатов (рис. 114 и 115):

А — прибора КПА-3 бис,

**Б** — кислородного баллона на 4 л (с двумя кронштейнами крепления),

**В** — маски открытого типа с дыхательным шлангом,

**Г** — бортового штуцера для зарядки баллона,

**Д** — вентиль для бортовой зарядки баллона,

**Е** — тройника с заглушкой,

**Ж** — трубопровода,

**З** — присоска.

Кислородный прибор **А** укреплен на специальной рамке под доской приборов. Рамка укреплена к доске приборов и нижней своей частью — к кронштейну, который связан болтом с кронштейном педали вожного управления.

Кислородный баллон **Б** (рис. 115), окрашенный в голубой цвет, устанавливается на правом борту и укреплен на двух кронштейнах к первой раме хвостовой части фюзеляжа.

Бортовой штуцер **Г** для зарядки баллона укреплен на кронштейне с внутренней стороны обшивки кабины, в которой имеется лючок для подхода к штуцеру.

Вентиль **Д** для бортовой зарядки баллона укреплен хомутом к правому боковому подкосу рамы 5—4 фюзеляжа.

Тройник с заглушкой **Е** расположен на трубопроводе, идущем от баллона **Б** к вентилю **Д**.

Трубопровод **Ж** связывает между собой отдельные детали кислородного устройства, он укреплен хомутами и изоляционной лентой к трубам каркаса фюзеляжа.

Присосок **З** укреплен на верхнем конце правого бокового подкоса рамы 6—7.

При пользовании кислородным прибором к присоске присоединяется конец соединительного шланга, идущий к маске.

### Эксплуатационные указания

В процессе эксплуатации самолета необходимо следить за исправным состоянием кислородной установки\*, так как от этого зависит работа кислородного устройства на высоте, где летчику приходится пользоваться кислородом, поступающим из баллона через прибор КПА-3 бис к присоске и дальше через дыхательный шланг в маску.

\* Инструкции по эксплуатации кислородного оборудования НИИ ВВС КА.

Необходимо перед полетом на высоту проверять надежность крепления отдельных деталей и трубопроводки кислородного устройства.

Не допускать, чтобы трубопровод был неплотно укреплен хомутами или изоляционной лентой к каркасу фюзеляжа, так как в таком случае во время полета он может оторваться. Это вызовет изгиб или обрыв трубопровода и прекращение подачи кислорода в маску и при полете выше 4500 м летчика может привести к потере сознания.

При полете на высоте 8000—9000 м летчику необходимо перейти на снижение, если давление в кислородном баллоне *В* снизится до 25 ат.

В случае обрыва шланга необходимо, не снимая маски, вставить часть шланга, соединенную с прибором, в отверстие для микрофона и дышать таким образом, пока самолет не снизится до высоты 4500 м.

Необходимо остерегаться зажатия или резкого перегиба мягкого резинового шланга, так как от этого может прекратиться подача кислорода.

Необходимо следить в полете за тем, чтобы выходное отверстие маски не закупоривалось льдом, который при полете на большой высоте (выше 4500 м) необходимо возможно чаще счищать.

При эксплуатации самолета необходимо следить за тем, чтобы в кислородный прибор, вентиль баллона, бортовой штуцер, вентиль для бортовой зарядки, тройник и места соединения трубопровода не попало масло, так как при соединении сжатого кислорода с маслом при давлении от 5 ат и выше происходит взрыв.

В силу вышеуказанного необходимо перед началом монтажа и демонтажа кислородного оборудования тщательно мыть руки.

При монтаже кислородной установки детали кислородной установки и трубопровод необходимо продувать кислородом, а не сжатым воздухом, так как вместе с сжатым воздухом в трубопровод могут попасть частицы масла.

### § 3. ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Вспомогательное оборудование самолета состоит из:

- 1) пистолета КП-3 для ракет.
- 2) патронташа на 6 ракет,

- 3) аптечки,
- 4) бортовой (летней) сумки с инструментом,
- 5) сумки с наземным инструментом,
- 6) сумки с инструментом по вооружению,
- 7) комплекта чехлов.

Пистолет КП-3 для ракет *И* (рис. 115) укреплен в обойме на правой боковой стойке рамы 6—7.

Патронташ на 6 ракет *К* укреплен на правом борту кабины.

Самолетная аптечка *Л* размещена на противоположной стороне и крепится к левому борту кабины.

Бортовая (летняя) сумка *М* с инструментом крепится ремнями к кронштейнам, установленным на верхней поперечине рамы 9—8.

Бортовая сумка сшита из черного молескина с окантовкой из дерматина и закрывается замком «Молния».

В сумке размещается нижеследующий инструмент и приспособления:

№ п/п.	Наименование инструмента или приспособления	№ чертежа
1	Шприц для заливки бензина в цилиндры мотора . . . . .	X-7803-30
2	Молоток слесарный . . . . .	X-7803-110
3	Ключ для слесей мотора . . . . .	X-7803-10
4	Ручка для торцевого ключа . . . . .	X-7803-19
5	Напильник . . . . .	Нормальный
6	Ручка для напильника . . . . .	X-7803-30
7	Ключ раздвижной (шведский) . . . . .	X-7803-40
8	Отвертка (малая) . . . . .	X-7803-50
9	Комбинированные плоскогубцы . . . . .	X-7803-60
10	Бортовая отвертка . . . . .	X-7803-70
11	Рулон изоляционной ленты	

Для производства монтажа и демонтажа самолета пользуются инструментом, имеющимся в сумке с наземным инструментом.

В сумке наземного инструмента (рис. 116) размещен ниже-  
следующий инструмент и приспособления:

№ п/п	Наименование инструмента или приспособления	№ чертежа
1	Ключ для снятия винта . . . . .	<del>32001</del> 0-002
2	Ручка ключа . . . . .	<del>32001</del> 0-002
3	Ключ двухсторонний . . . . .	<del>32101</del> 001
4	Ключ двухсторонний . . . . .	<del>32101</del> 001
5	Ключ двухсторонний . . . . .	<del>32101</del> 005
6	Ключ двухсторонний . . . . .	<del>32101</del> 006
7	Ключ двухсторонний . . . . .	<del>32100</del> 009
8	Напильник полукруглый (с ручкой Х-7803-80) . . . . .	<del>30013</del> 001
9	Напильник круглый . . . . .	<del>30014</del> 004
10	Шланг . . . . .	Н-901-1
11	Большая отвертка . . . . .	<del>32000</del> 004
12	Тавотница . . . . .	Н-901-1
13	Ключ для штуцеров . . . . .	Х-7804-12
14	Ключ раздвижной (шведский) . . . . .	<del>32140</del> 002
15	Бородок . . . . .	<del>31210</del> 004 4-У7А
16	Бородок . . . . .	<del>31210</del> 005 5-У7А
17	Бородок . . . . .	<del>11210</del> 006 6-У7А
18	Круглогубцы . . . . .	<del>34420</del> 004
19	Пассатижи . . . . .	<del>34420</del> 001
20	Кусачки . . . . .	<del>34400</del> 004
21	Ключ для болтов ног шасси и трубо- проводов . . . . .	Х-7804-15

№ п/п.	Наименование инструмента или приспособления	№ чертежа
22	Ключ для гаек ног шасси	X-7804-16
23	Ключ для гаек колес шасси	X-7804-17
24	Ключ для гайки колеса костыля	X-7804-18
25	Ключ для приспособления по зарядке воздухом амортизаторов шасси и костыля	X-7804-19
26	Ключ для сливной пробки бензобака	X-7804-10
27	Ключ для приемника бензиномера	X-7804-20
28	Ключ под сливную пробку масло- и водосистемы	X-7804-30
29	Ключ для отвертывании пробок бензофильтра, крышки маслофильтра и заливной горловины	X-7804-40
30	Торцевой ключ для стыковых болтов	X-7804-50
31	Ручки торцевого ключа	X-7804-00
32	Торцевой ключ	32125 003
33	Торцевой ключ	32125 007
34	Торцевой ключ	32125 009
35	Торцевой ключ	32125 011
36	Торцевой ключ	32125 014
37	Торцевой ключ	32125 017
38	Отвертка малая	32001 004
39	Ключ для бортовой пробки	32126 011
40	Ключ для гаек маслорадиатора	32111 004
41	Ключ для гаек водорадиатора	32111 007



Для предохранения самолета от действия окружающей атмосферы при стоянке на земле он закрывается чехлами (рис. 117).

В комплект чехлов входят:

*А* — чехол на винт,

*Б* — чехол на мотор и фюзеляж,

*Г* — чехол на горизонтальное оперение,

*В* — чехол на вертикальное оперение,

*Д* — чехлы на колеса шасси,

*Е* — чехол на трубку Пито,

*Ж* — зимний чехол на моторы,

*З* — рукав для отопления при подогреве мотора.

Края чехла на мотор и фюзеляж стягиваются ремнями *К*.

Края чехла на горизонтальное оперение стягиваются ремнями *Л*.

Края чехлов на горизонтальное и вертикальное оперение и на фюзеляж соединены между собою ремнями *И*.

На бронеспинку сиденья надевают чехол, сшитый из войлока с завязками из киперной ленты.

## § 4. ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Установленное на самолете электрооборудование с напряжением в 24 V выполняет задачу обслуживания самолета в целом и его агрегатов, как-то: наружного и внутреннего освещения, посадочной фары, агрегатов оборудования, радио, вооружения и сигнализации шасси. Включение вышеизложенных агрегатов произведено по схемам (рис. 118—121).

Ниже приводится спецификация аппаратуры, размещенной на самолете, согласно принципиальной схемы (рис. 122).

Источником питания всей сети самолета является генератор постоянного тока типа ГС-350 и аккумулятор 12А5.

Генератор расположен на специальном кронштейне картера мотора, скреплен с приводом от мотора эластичной муфтой и приводится в движение от мотора.

Аккумулятор 12А5 размещен в передней части самолета на правом борту в капоте и установлен на кронштейнах, крепящихся к центроплану (рис. 122). Сам аккумулятор устанавливается в контейнер, обклеенный с внутренней стороны войлоком при помощи клея «Термоклей», для отепления на случай вынужденных полетов.

Для отвода скапливающихся газов при испарении электролита из аккумулятора, из контейнера через нижнюю обшивку центроплана в атмосферу выведена трубка.

Для включения в сеть аккумулятора на контейнере установлена штепсельная розетка 48к.

Кожух с аккумулятором ставится на кронштейн и зажимается скобам.

РК-12-350 установлена на противопожарной перегородке на специальных профилях. Ниже РК, на переднем лонжероне центроплана установлена проходная разъемная коробка, на которой провода в штангах и трубках расходятся к аккумулятору, электрощитку, пусковой катушке, разъемам крыльев, концевым выключателям сигнализации шасси, генератору и к РК-12-350 (рис. 119).

Пусковая катушка КП-4716 укреплена около РК-12-350 на противопожарной перегородке, провод от пусковой катушки идет к левому рабочему магнето.

### Электрощиток

Для распределения электроэнергии на самолете, для управления и включения приборов установлен центральный электрощиток.

Электрощиток установлен перед приборной доской под верхним правым лонжероном.

Электрощиток сделан по типу закрытой металлической коробки, внутри которой расположена специальная разъемная колодки для присоединения проводов от сети и монтажа аппаратуры, расположенной на передней крышке (рис. 123 и 124).

На передней крышке панели щитка расположена следующая аппаратура (рис. 123):

1. Часы АВР на 24 V.
2. Вольтметр 4МД-2.
3. Выключатель типа 44к для радио.
4.       »       »       » для Пято и часов.
5.       »       »       » для фары.
6.       »       »       » для обогрева ЭСБР-3п.
7.       »       »       » для АНО.
8.       »       »       » для шунта генератора.
9. Перекидной выключатель типа 49к для бортового аккумулятора и аздромного аккумулятора

10. Реостат кабины типа РЛ-23.

11. Реостат подсвета доски РЛ-23.

12. Бомбосбрасыватель ЭСБР-3п. на 24 V.

13. Кнопка для пусковой катушки типа К-164.

14. Предохранители с обозначением защиты отдельных групп типа БЗ-20.

Для осмотра, монтажа и демонтажа щитка с задней стороны сделана откидная крышка.

Из электрощитка выходят 8 трубок: к рулю поворота для хвостового огня, к щитку сигнализации шасси, расположенного в неподвижной части приборной доски, к подсвету приборной доски, освещению прицела, к счетчику кадров ФКП (фото-кинопулемета), к кабинной лампе, установленной на приборной доске, к разъему ФКП, к ручке управления самолетом, на кнопку сбрасывания бомб.

ФКП установлен на верхней панели фюзеляжа над бензобаком, на специальном кронштейне, который состоит из двух частей, несъемной части, которая также служит для установки мачты антенны и съемной части, которая крепится непосредственно с ФКП и имеет регулировку в двух плоскостях при помощи червячных передач (рис. 125).

При установке ФКП необходимо открыть люк капота, поставить кронштейн с ФКП и зажать зажимным болтом, установленным на несъемном кронштейне.

Для включения ФКП к самолету прикладывается специальный жгутик, снабженный двумя специальными штепсельными вилками, на которых одна вставляется в ФКП, а другая в четырехклеммный штепсельный разъем, установленный так же на верхней панели фюзеляжа.

Счетчик кадров расположен на подкосе правого борта кабины фюзеляжа в специальном экранированном кожухе. При установке счетчика на самолет необходимо снять задний кожух кронштейна, вставить счетчик в кронштейн, присоединить провода, поставить хомут и закрепить болтиками.

Для включения освещения прицела на приборной доске в верхней ее части установлена штепсельная розетка типа 48к и реостат включения розетки РЛ-70.

Кабинная лампа КЛС-39 крепится в верхней части доски и служит для освещения кабины.

Для световой сигнализации уборки и выпуска ног шасси установлены 4 лампы (2 красных и 2 зеленых) типа **ОСЛ-39**, на неподвижной доске приборов в центре, управляемые пятью концевыми выключателями типа **ВК-166**, из которых два для выпуска расположены на узлах крепления ног шасси, два для уборки расположены в колодцах ноги шасси на нервюре 3, на специальных сварных кронштейнах и один у сектора газа.

Задача концевого выключателя у сектора газа заключается в следующем: летчик в полете имеет возможность выключать горящие красные лампы (переключатель рядом с сигнальными лампами) и в этом случае, если самолет идет на посадку с убранными шасси, при убранном секторе газа загораются красные лампы, сигнализируя о необходимости выпуска ног шасси.

При выпущенных ногах горят зеленые лампы, при убранных ногах — красные, при выключенных лампах в полете с убранными шасси и с убранном нормальным газом загораются красные лампы.

Для контроля лампы перед полетом установлена рядом с лампами контрольная кнопка типа **К-279**, при нажатии которой загораются все лампы сигнализации.

С целью полной экранировки на самолете, все провода проложены в гибких алюминиевых шлангах, в металлической оплетке и в алюминиевых трубках.

Для расстыковки самолета, как-то: крыльев, хвостовой части и смены генератора, на специальных кронштейнах в хвосте и центроплане установлены штепсельные разъемы.

Вся проводка в фюзеляже, как-то: гибкие шланги и трубки крепятся как ленточными, так и скобочными хомутами; электропроводка в хвостовой части фюзеляжа идет в алюминиевой трубке, крепится скобочными хомутами.

Для включения аэродромного аккумулятора, в хвостовой части фюзеляжа сзади спинки сиденья, под нижним правым лонжероном (по полету) установлена специальная проходная коробка, из которой через обшивку фюзеляжа выведены контакты для включения вышки аэродромного аккумулятора.

При включении аэродромного аккумулятора рычажок переключателя перекинуть на положение включен «аэродр. аккумулятор».

Сбоку коробки установлена штепсельная розетка типа 48к для включения радио.

В конце хвостовой части фюзеляжа между 8 и 9-й рамами для снятия руля поворота установлено двухклеммное разъемное штепсельное соединение. Проводка от разъемного соединения к хвостовому огню в руле поворота проложена в гибком шланге.

Хвостовой огонь типа ХС-35 с шаровой лампой 5 W 25 V установлен в специальном кронштейне дужки руля поворота.

Электропроводка в правом крыле (рис. 126) проложена впереди лонжерона в алюминевых трубках, с четырьмя коробками (коробками), служащими для присоединения в первом случае бомбовых балок, во втором случае для РО (ракетных орудий).

У нервюры 9 установлена проходная коробка для разветвления проводов к обогреву трубки Пито и бортовому огню.

В коробках (коробках) установлены двухполюсные штепсельные разъемы.

Бортовой огонь с шаровой лампой 10 W 26 V в патроне «Сван-Миньон» устанавливается на специальном кронштейне в дужке крыла и закрывается специальным цветным стеклом из плексигласа, крепящимся четырьмя винтами.

Электротрубки в крыле через полметра заземлены на ленту металлизации крыла при помощи накидных хомутов.

Электропроводки в левом крыле (рис. 128) отличается от электропроводки правого крыла лишь только тем, что между нервюрой 1 и 2 в носовом отсеке крыла установлена на специальном кронштейне посадочная фара диаметром 155 мм с шаровой лампой 300 W 26 V, с постоянными установочными углами, а также выполнена электропроводка к трубке Пито.

При замене лампы необходимо снять прозрачный обтекатель, изготовленный из плексигласа с металлической окантовкой, крепящейся при помощи шести самоконтращихся стяжек.

**Спецификация аппаратуры**  
(см. рис. 121)

№ п/п	Наименование	Т и п	Коли- чество	Примечание
1	Генератор . . . . .	ГС-350	1	
2	Регуляторная коробка . . . . .	РК-12-350	1	
3	Пусковая катушка . . . . .	КП-4716	1	
4	Аккумулятор . . . . .	12-А5	1	
5	Переключатель магнето . . . . .	ЕС-3	1	
6/г	Электробрасыжатель . . . . .	ЭСБР-3п	1	
6/д	Пусковая кнопка . . . . .	К-165	1	
6/е	Вольтметр на 30 в . . . . .	4-МА2	1	
6/з	Выключатель . . . . .	87ж	1	для обогрева ЭСБР-3п
6/и	Выключатель . . . . .	87ж	1	для радиа
6/к	Выключатель . . . . .	87ж	1	для Пито и ча- сов
6/а	Выключатель . . . . .	87ж	1	для АНО
6/м	Выключатель . . . . .	87ж	1	для фары
6/в	Выключатель . . . . .	87ж	1	для шунта
6/о	Переключатель . . . . .	40ж	1	для переключе- ния аккумуля- тора
6/п	Обогрев часов . . . . .	АВР	1	
6/б	Счетчик мотрел ФКП . . . . .	ПАУ-22	1	для освещения доски
6/с	Реостат на 23 ом . . . . .	РА-23	1	для освещения доски
6/т	Реостат на 70 ом . . . . .	РА-70	1	для освещения кабины
6/у	Предохранитель на 10 А . . . . .	П-10	1	для РО, прице- ла и ФКП
6/х	Предохранитель на 20 А . . . . .	П-20	1	для радиа
6/ц	Предохранитель на 6 А . . . . .	П-6	1	Пусковая катуш. + + ча в + Пито + подсет
6/ч	Предохранитель на 6 А . . . . .	П-6	1	АНО, освещен- нобним
6/ш	Предохранитель на 6 А . . . . .	П-6	1	

№ п/п	Наименование	Т и п	Коли- чество	Примечание
4/ф	Предохранитель от 20 А . . . . .	П-20	1	для фары
7/а	Реостат во 70 ом . . . . .	РА-70	1	для прицепа
7/б	Штепсельная розетка . . . . .	48ж	1	для прицепа
8/а	Петром Сили-Миньен с шаро- вой лампой на 5 w . . . . .		1	для подсвета доски
9/а	Переключатель . . . . .	65к	1	для сигнальта- ции шасси
9/б	Лампа одинарная сигнализа- ции шасси . . . . .	ОСА-30	1	
9/в	Кнопка контрольных ламп . . . . .	К-279	1	для шасси
10	Лампа кабинки стирпачей . . . . .	КАС-30	1	для подсвета кабины
11	Выключатель концевой . . . . .	ВК-144	1	для включения лампы
13	Хвостовой огонь . . . . .	ХС-35	1	
14	Контакт включения ФКП . . . . .		1	
15	Однимерная кнопка . . . . .		1	для сбрасыва- ния
16	Бортовой огонь . . . . .	7к	2	
17	Обогрев трубки Пито . . . . .	БОС-ЦАГИ	1	
18	Фара с лампой 30W w . . . . .	Фара Ø 135	1	
19	Выключатель концевой . . . . .	ВК-106	2	для шасси уб- раемо
20	Выключатель концевой . . . . .	ВК-161	2	для шасси вы- суще
21	Рабочее магнето . . . . .		2	1 прен. 1 лев
32	Балки РО . . . . .	„Флейта“	8	
33	Бомбосбрасыватель . . . . .	С пиро- пикетом	1	24 V
35	Фото-кинопулемет . . . . .	ПАУ-12	1	
36/а	Гнездо карбодромного аккумуля- тора . . . . .		1	
36/б	Штепсельная розетка . . . . .	60к	1	для рацна
37	Лампочки подсвета компаса . . . . .	КИ-00	1	

## § 5. РАДИООБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Для межсамолетной связи и связи самолетов во время полета с землей, на самолете установлена приемно-передаточная станция типа РСИ-3 (рис 129—130).

Радиостанция РСИ-3 состоит из:

1. Приемника РСИ-3.
2. Передатчика РСИ-3.
3. Щитка управления.
4. Умформера РУН-30 с фильтром
5. Упаковки питания (батарея).
6. Шлемофона.

Передатчик может работать в плавном диапазоне частот от 3500 кц. до 6000 кц., с возможностью его настройки лишь на земле.

Приемник работает на пяти фиксированных волнах в том же диапазоне частот с возможностью непосредственного управления им летчиком в полете.

Работа на связь может быть осуществлена лишь телефоном, при помощи щитка управления (рис. 131) и включением тумблера, расположенного на электрощитке (правый пульт).

Питание приемника и передатчика радиостанции РСИ-3 происходит от умформера РУН-30 и упаковки питания.

РУН-30 питает передатчик упаковка питания (батарея)—приемник РУН-30 получает питание от общей электросети самолета, путем включения вилки штепсельной розетки в штепсель, установленный на распределительной коробке в хвостовом отсеке фюзеляжа, сзади бронеспинки, на правом борту по полету.

Приемник на самолете размещен под электрощитком на специальном стальном кронштейне, установленном на нижнем лонжероне, обеспечена легкость приема.

Для предохранения от выпадания приемника из кронштейна, последний закрепляется через основание подушки к кронштейну болтом.

Упаковка питания, передатчик и умформер РУН-30 с фильтром размещен за бронеспинкой на горизонтальной площадке фюзеляжа.

Крепление упаковки питания и умформера РУН-30 с фильтром производится при помощи кожаных ремней, прикрепленных к жесткости и деревянных окантовок, ограничивающих их от сдвигания.