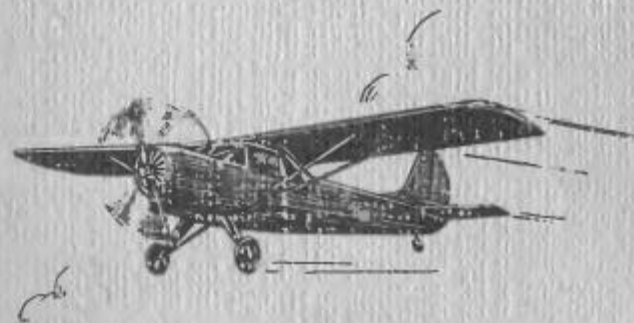


В. В. ГЛАЗКОВ

# САМОЛЕТЫ Як-12М и Як-12Р

(СПРАВОЧНИК ПИЛОТУ)



РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ АЭРОФЛОТА  
МОСКВА 1958

В. В. ГЛАЗКОВ

# САМОЛЕТЫ

## Як-12М и Як-12Р

Опечатки в книге «Самолеты Як-12М и Як-12Р»  
(справочник пилота)

Страница	Строка	Напечатано	Следует читать	По чьей вине
6	пятая сверху	4,52 м <sup>2</sup>	5,115 м <sup>2</sup>	авт.
6	шестая сверху	2,18 м <sup>2</sup>	2,27 м <sup>2</sup>	авт.
128	четвертая снизу	500 кг/см <sup>2</sup>	500 кг/м <sup>2</sup>	авт.
152	пятнадцатая сверху	«Радия»	«Рацния»	корр.



### ОТ АВТОРА

Основное назначение настоящего справочника — дать пилоту ГВФ сведения справочного характера по самолетам Як-12М и Як-12Р, знание которых необходимо для правильной эксплуатации этих самолетов на земле и в воздухе.

Справочник предназначен для пилотов, окончивших летные училища и обладающих необходимыми знаниями по самолетовождению, эксплуатации материальной части, аэродинамике, метеорологии, воздушному кодексу СССР, НПП, НИАС, НШС и т. п. В нем систематизированы основные сведения по конструкции самолетов, двигателю АИ-14Р, принципам работы систем, агрегатов и отдельных узлов. Даются рекомендации по эксплуатации, способам обнаружения дефектов и методам их устранения при использовании самолетов в авиации специального применения и на местных воздушных линиях ГВФ на основе действующих в ГУГВФ положений, инструкций и других руководящих документов.

Автор просит летный и инженерно-технический состав, эксплуатирующий самолеты Як-12М и Як-12Р, сообщить свои замечания, предложения и пожелания по улучшению и дополнению настоящего справочника.

Ответственный редактор  
П. Н. ЧУЛКОВ.

### ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолеты Як-12М и Як-12Р — подкосные монопланы металлической конструкции с высокорасположенным крылом, двигателем воздушного охлаждения АИ-14Р и винтом В-530-Д11 изменяемого в полете шага.

Крыло прямоугольной формы состоит из двух отдельных частей (консолей), снабженных элеронами щелевого типа с аэродинамической компенсацией, закрылками и неуправляемым предкрылком.

Хвостовое оперение — однокилевое, поддерживаемое расчалками и подкосами.

Воздушная система служит для запуска двигателя, управления закрылками и тормозами колес.

Зимой самолет Як-12М устанавливается на металлические тормозные лыжи; Як-12Р эксплуатируется на деревянных нетормозных лыжах.



Рис. 1. Общий вид самолета Як-12М.

Управление самолетом — смешанное, двигателем — тросовое.

Электросеть выполнена по однопроводной схеме.

Самолет Як-12М оснащен командной радиостанцией РСНУ-3М и радиоконпасом АРК-5. Питание электросети осуществляется от генератора ГСК-1500М и аккумулятора 12-САМ-28.

На самолете Як-12Р установлены радиостанция РСН-6К и радиополукомпас РПКО-10М. Источниками электроэнергии являются генератор ГС-10-350М и аккумулятор 12-А-10.

Самолет Як-12М — многоцелевой, эксплуатируется в пассажирском, сельскохозяйственном, санитарном, грузовом и учебном вариантах.

При изложении материала в справочнике за основу принят самолет Як-12М.

Основные отличия Як-12Р от Як-12М приводятся в тексте.

## ГЛАВА I

# ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ И КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТОВ Як-12М и Як-12Р

## 1. КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ

### Геометрические и общие данные

	Як-12М	Як-12Р
Длина самолета . . . . .	9 м	8,4 м
Высота самолета . . . . .	3,12 м	3,12 м
Размах крыла . . . . .	12,6 м	12,6 м
Площадь крыла с условно при- жатым предкрылком . . . . .	23,86 м <sup>2</sup>	23,86 м <sup>2</sup>
Профиль крыла . . . . .	«Кларк» УН	«Кларк» УН
Форма крыла в плане . . . . .	Прямоугольная Постоянная, 11%	
Относительная толщина крыла		
Размах отъемной части крыла	5,631 м	5,631 м
Хорда крыла без предкрылка . . . . .	1,846 м	1,846 м
Хорда крыла по предкрылку . . . . .	2,033 м	2,033 м
Хорда элерона и закрылка . . . . .	0,475 м	0,475 м
Расстояние от хвостовика элере- на до оси вращения . . . . .	0,38 м	0,38 м
Средняя аэродинамическая хор- да (с учетом предкрылка) САХ	1,976 м	1,976 м
Удлинение крыла . . . . .	6,65	6,65
Установочный угол крыла . . . . .	3°30'	3°30'
Поперечное «V» крыла . . . . .	2°	2°
Размах элеронов . . . . .	2×2,4545=4,909 м	2×2,4545=4,909 м
Площадь элеронов . . . . .	2×1,166=2,332 м <sup>2</sup>	2×1,166=2,332 м <sup>2</sup>
Триммер элерона . . . . .	Неуправляемый, на правом элероне	
Размах закрылков . . . . .	2×2,9635=5,927 м	2×2,9635=5,927 м
Площадь закрылков . . . . .	2×1,402=2,804 м <sup>2</sup>	2×1,402=2,804 м <sup>2</sup>
Отклонение закрылков:		
на взлете . . . . .	20°	40°
на посадке (кроме сельскохо- зяйственного варианта) . . . . .	40°	40°
на посадке (сельскохозяйствен- ный вариант) . . . . .	20°	—
Размах стабилизатора . . . . .	4,03 м	4,44 м
Установочный угол стабилизатора	—1°45'	—2°
Площадь руля высоты . . . . .	2,51 м <sup>2</sup>	2,795 м <sup>2</sup>
Триммер руля высоты . . . . .	Управляемый, на обеих половинах руля	



	Як-12М	Як-12Р
Площадь киля	1,25 м²	1,34 м²
Установочный угол киля	0°	0°
Площадь руля направления	0,93 м²	0,93 м²
Площадь горизонтального оперения	4,52 м²	4,52 м²
Площадь вертикального оперения	2,18 м²	2,18 м²
Триммер руля направления	Неуправляемый	Неуправляемый
Ширина кабины	1200 мм	1200 мм
Высота кабины	1200 мм	1200 мм
Ширина колес шасси	2,2 м	2,2 м
Размер колес основного шасси	595×185 мм	595×185 мм
Вес основного колеса	20 кг	20 кг
Размер хвостового колеса	255×110 мм	255×110 мм
Давление в камере колеса	2,5 кг/см²	1,5 кг/см²
Амортизация шасси	Шнуровая, резиновая, с гидравлическим демпфером для торможения на обратном ходе	
Амортизация хвостового колеса	Масляно-воздушная	Резиновая пластинчатая
Максимальный ход шасси по высоте	или масляно-воздушная 250 мм	
Угол выноса колеса с вертикалью:	8°	
на стоянке		
при полностью растянутых амортизаторах	—12°30'	
Полный ход амортизатора	165 мм	
Диаметр шнура амортизатора	18 мм	
Давление воздуха в амортизационной стойке хвостового колеса	35 кг/см²	
Максимальный ход хвостового колеса по высоте	117 мм	
Тип тормозов	Колодочные	
Управление тормозами	Сжатым воздухом	
Размер основной лыжи	225×37 см	
Вес основной лыжи	29 кг	
Удельное давление лыжи на поверхность аэродрома (при полетном весе 1450 кг)	0,0723 кг/см²	
Управление тормозами лыж	Воздушное	
Давление в тормозной системе лыж	12 <sup>+0</sup> <sub>-2</sub> кг/см²	
Амортизация лыжи	Резиновая, шнуровая	

#### Летные характеристики \*)

Основные летные характеристики даны для самолета Як-12М— при полетном весе 1450 кг и Як-12Р— при полетном весе 1305 кг. Характеристики приведены к стандартным условиям.

	Як-12М	Як-12Р
Максимальная скорость, км/час:		
у земли	180	182
на высоте 1000 м	176	179

\*) Летные и аэродинамические характеристики приведены на основании обобщения результатов испытаний самолетов Як-12М и Як-12Р.

	Як-12М	Як-12Р
Скороподъемность на номинальном режиме работы двигателя, м/сек:		
у земли	3,8	4,5
на высоте 1000 м	3,0	3,6
Время набора высоты 1000 м, мин	5,0	4,0
Практический потолок, м (при $V_p = 0,5$ м/сек)	3875	4500
Время набора практического потолка, мин	42,5	40,0
Теоретический потолок, м (при $V_p = 0$ )	4500	5000
Длина разбега при отклонении закрылков на 20° для самолета Як-12М и на 40° для самолета Як-12Р, м	130	80
Время разбега, сек	9,0	6,0
Скорость отрыва, км/час	80	60
Длина взлетной дистанции (до высоты 25 м), м	450	330
Длина пробега при закрылках, отклоненных на 40°, с применением тормозов, м	190	94
Время пробега, сек	10,5	8,0
Посадочная скорость	75	68
Длина посадочной дистанции (с высоты 25 м), м	400	310
Техническая дальность полета на высоте 500 м при полностью заправленных бензобаках на режиме максимальной дальности, км	770	790
Скорость полета при этом, км/час	120	120
Продолжительность полета, час, мин	6 час. 10 мин.	6 час. 15 мин.
Часовой расход горючего, л/час	28,3	27,6
Километровый расход горючего, л/км	0,223	0,217

#### Самолет Як-12М в сельскохозяйственном варианте

	Опылитель	Опрыскиватель
Максимальная скорость, км/час:		
у земли	157	165
на высоте 1000 м	154	161
Среднее уменьшение скорости горизонтального полета за счет установки сельскохозяйственной аппаратуры, км/час	23	15
Скороподъемность на номинальном режиме работы двигателя, м/сек:		
у земли	3,0	3,4
на высоте 1000 м	2,3	2,6
Время набора высоты 1000 м, мин	6,0	5,0
Практический потолок, м (при $V_p = 0,5$ м/сек.)	3500	3625
Время набора практического потолка, мин	42,0	42,5
Теоретический потолок, м (при $V_p = 0$ )	4100	4250
Длина разбега при закрылках, отклоненных на 20°, м	125	135
Время разбега, сек	10,0	9,5
Скорость отрыва, км/час	80,0	80,0
Длина пробега при закрылках, отклоненных на 20°, с применением тормозов, м	180	170
Время пробега, сек	9,0	9,5
Посадочная скорость, км/час	90	90
Продолжительность полета на рабочем режиме, час	2	2
Скорость полета по прибору при этом, км/час	130—140	130—140

### Аэродинамические характеристики

Наименование показателя	Самолет без с/х оборудования	Опрыскиватель	Опыливатель
Коэффициент лобового сопротивления самолета $c_{x0}$ (при $c_y = 0$ )	0,065	0,088	0,098
Максимальное качество	8,4	7,1	6,6
Наивыгоднейший угол атаки, град.	11	12	14
Угол атаки нулевой подъемной силы, град.	0	0	0

Изменение аэродинамических характеристик в зависимости от угла отклонения закрылков:

Угол отклонения закрылков, град.	0	20	40
Максимальное качество	8,4	8,0	6,9
Наивыгоднейший угол атаки, град.	11	9	8
Угол атаки нулевой подъемной силы, град.	0	-3	-5,5
Коэффициент лобового сопротивления самолета $c_{x0}$ (при $c_y = 0$ )	0,065	0,087	0,123

Скорость планирования на максимальную дальность 120 км/час. Угол атаки при этом 11°, коэффициент подъемной силы  $c_y = 0,88$ . Максимальное качество при полете на полном газе 9,2, наивыгоднейший угол атаки 13°.

Максимальный избыток мощности самолета Як-12М при полете у земли 76 л. с. (при полетном весе 1450 кг).

Наивыгоднейшая скорость набора высоты 100 км/час, угол атаки при этом 13°, угол набора высоты 8°. Угол атаки на отрыве и посадке 17°15'.

### Регулировочные данные

Отклонения рулей, элеронов и триммера руля высоты

Наименование и положение органа управления	Отклонение, градусы	Отклонение, мм
Руль высоты:		
вверх	30+2	295+20
вниз	20±1	198±10

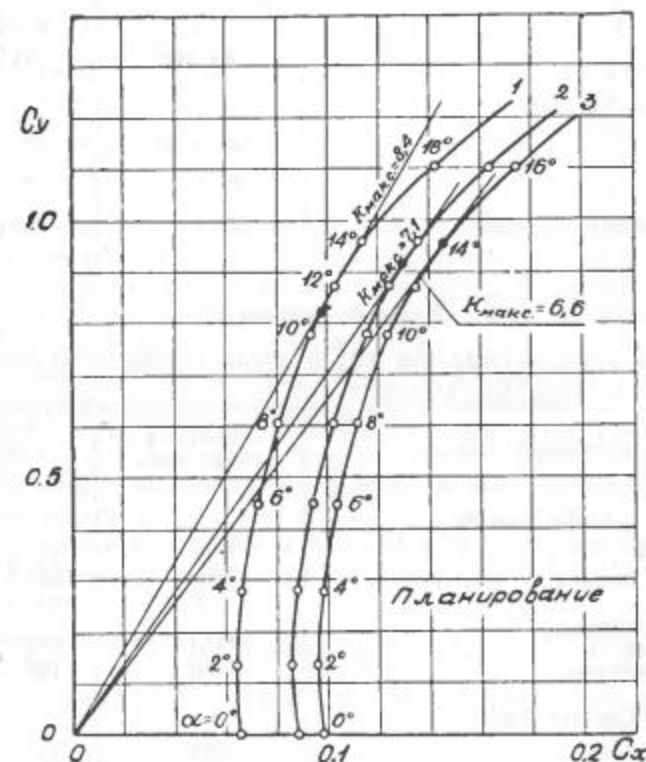


Рис. 2. Поляры самолета на планировании в пассажирском и сельскохозяйственном вариантах.

1—пассажирский вариант; 2—вариант опрыскивателя; 3—вариант опыливателя.

Наименование и положение органа управления	Отклонение, градусы	Отклонение, мм
Руль поворота *):		
вправо . . . . .	25±1	273±11
влево . . . . .	25±1	273±11
Элерон (правый и левый):		
вверх . . . . .	23±1	153±6
вниз . . . . .	16±30'	106±3
Триммер руля высоты:		
вверх . . . . .	20+1°30'	61+5
вниз . . . . .	30+2	89+5
Закрылок (правый и левый)	40+1	280±7

#### Весовые данные

Вес конструкции самолета дан в соответствии с техническими условиями на поставку самолетов.

Тип и вариант самолета	Полетный вес, кг	Вес конструкции, кг
<b>Самолет Як-12М</b>		
Пассажирский . . . . .	1500	1026+1%
Санитарный, связной . . . . .	1500	1014+1%
Грузовой . . . . .	1500	981**)+1%
Сельскохозяйственный:		
опыливатель . . . . .	1450	978+1%
опрыскиватель . . . . .	1450	988+1%
<b>Самолет Як-12Р</b>		
Санитарный, связной . . . . .	1305	912+1%

#### Данные емкостей

Количество бензобаков . . . . .	2
Общая емкость баков . . . . .	188 л
Полная емкость маслобака:	
самолета Як-12М . . . . .	25 л
самолета Як-12Р . . . . .	16,5 л
Емкость бачка противообледенительной системы . . . . .	1,5 л

\*) При нейтральном положении педалей руль поворота самолета Як-12М отклонен влево от оси на 3° (32 мм); на самолете Як-12Р нейтральному положению педалей соответствует нейтральное положение руля.

\*\*) При снятом приемнике АРК-5 и правом переднем сиденье

## 2. СВЕДЕНИЯ ПО КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТОВ Як-12М И Як-12Р

Конструктивные отличия самолетов Як-12М и Як-12Р приведены в таблице в конце раздела.

#### Конструкция фюзеляжа

Длина фюзеляжа . . . . .	7,12 м
Ширина фюзеляжа по обшивке . . . . .	1,23 м
Высота фюзеляжа по обшивке . . . . .	1,5 м
Количество рам . . . . .	8
Размеры входной двери:	
высота . . . . .	1,01 м
ширина . . . . .	1,02 м
Размеры грузового люка:	
ширина . . . . .	1,46 м
высота . . . . .	0,77 м

Каркас фюзеляжа (рис. 3) сварен из стальных хромансильевых труб диаметром от 35 до 10 мм. Частично расчален лентами-расчалками диаметром 6 мм. Опалубка фюзеляжа (продольный набор стрингеров) из дуралюмина. Фюзеляж обшит полотном марки АМ-100, двери и лючки — дуралюмином.

К 1 раме приклепана противопожарная перегородка и приварены узлы В крепления моторамы и капотов двигателя (2 и 3).

Между 1 и 2 рамами расположены два передних узла Г крепления шасси. Они выполнены из двух ушков с усиливающей косынкой. К нижней передней части 2 рамы приварены задние узлы Д крепления шасси и подкосов крыла.

На 2 и 3 рамах находятся узлы А и Б установки крыла. Каждый узел выполнен в виде трубы с отверстием под болт для крепления консоли.

В нижней части 3 рамы приварены узлы 9 крепления поплавкового шасси.

Фермы между 1, 2, 3 и 4 рамами растянуты лентами-расчалками 6.

К 8 раме 16 и поперечной трубе приварены узлы крепления киля и стабилизатора Е и поддерживающих их расчалок 3, а также хвостовой установки.

Между 2 и 5 рамами расположена закрытая пассажирская кабина 4 (рис. 4).

Входные двери между 2 и 3 рамами — с обеих сторон кабины, открываются наружу, снабжены устройством для аварийного сброса.

Между 3 и 5 рамами находится грузовая дверь 7 треугольной формы, открывающаяся наружу.

Фонарь летчика, верхняя часть кабины и сдвижные окна дверей застеклены органическим стеклом.

В средней части 2 рамы установлена приборная доска. Перед

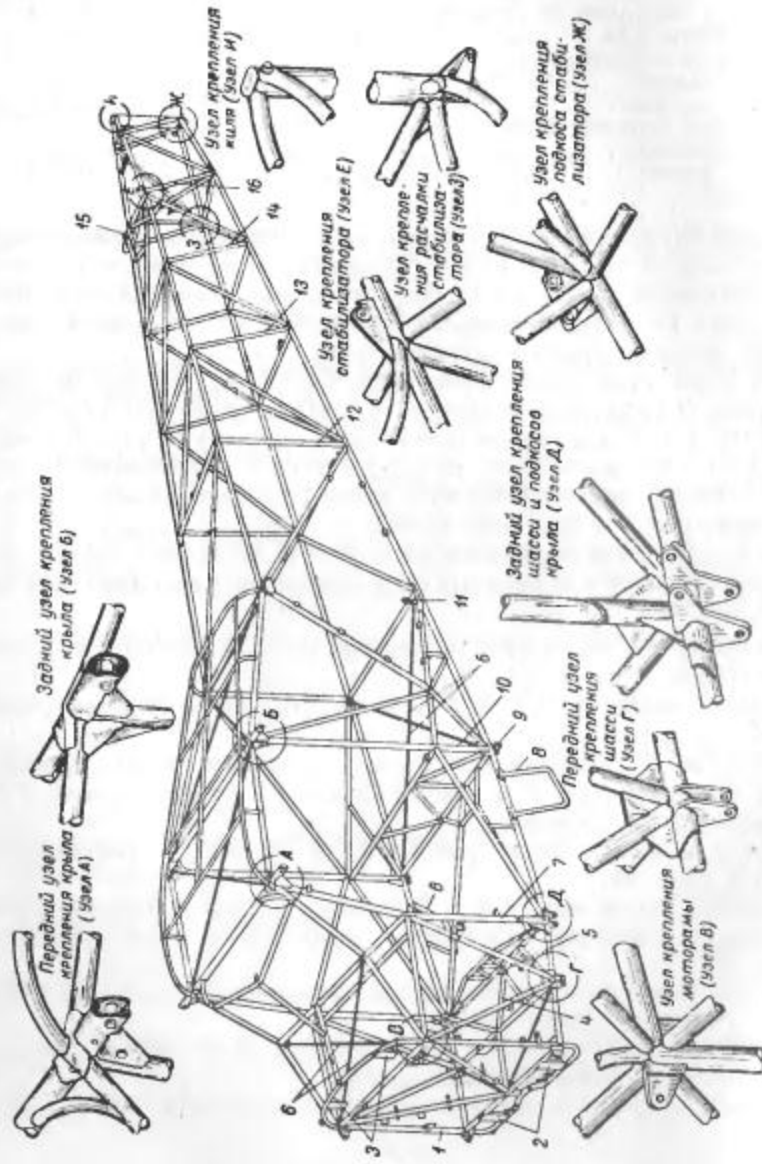


Рис. 3. Фюзеляж.

1—рама № 1; 2—нижние узлы крепления крошечной капонов, 3—верхние узлы крепления крошечной капонов; 4—форма амортизаторов шасси; 5—пирамида установок ножного управления; 6—ленты-расчалки; 7—рама № 2; 8—подножка; 9—узел установок поплавкового шасси; 10—рама № 3; 11—рама № 4; 12—рама № 5; 13—рама № 6; 14—рама № 7; 15—передний узел крепления киля; 16—рама № 8.

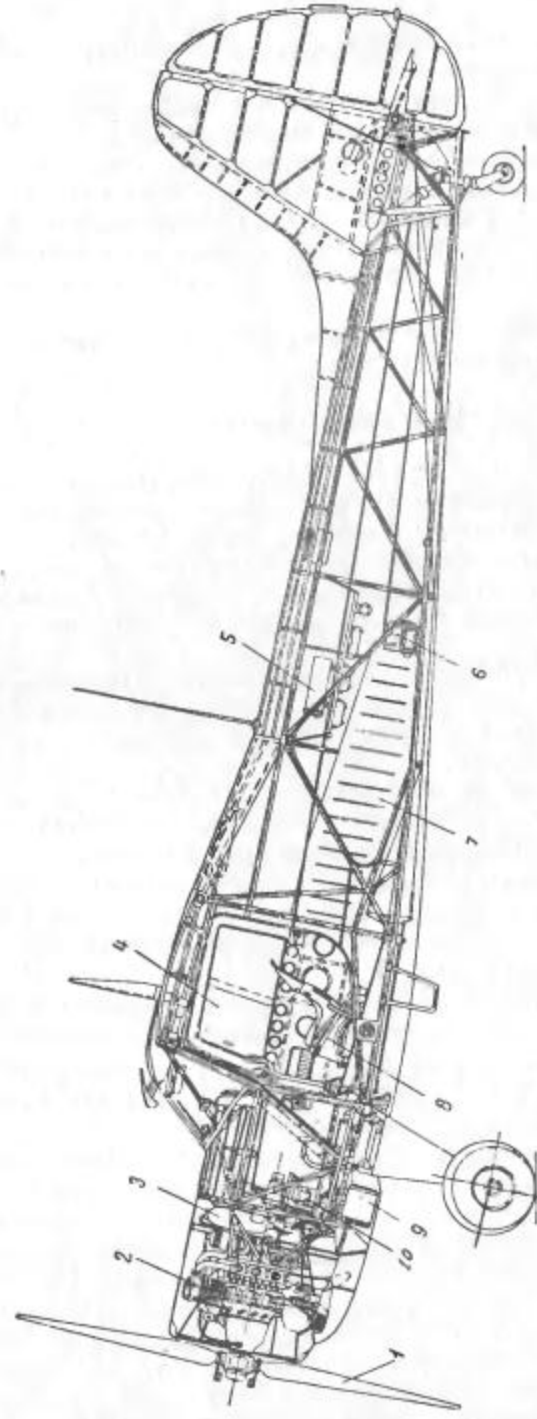


Рис. 4. Компоновка самолета Як-12М.

1—воздушный винт В-530-Д11; 2—двигатель АИ-14Р; 3—маслобак; 4—пассажирская кабина; 5—приемник радиопомощи АРК-5; 6—преобразователь ПО-500; 7—грузовая кабина; 8—сиденье пилота; 9—маслорадиатор; 10—аккумулятор.



ней — два сиденья; левое 8, регулируемое по высоте, — для пилота и правое — пассажирское.

В пассажирском варианте между 3 и 4 рамами монтируется мягкий диван со спинкой и полка для мелкой кладки.

В грузовом варианте вместо пассажирского оборудования устанавливается секция пола с узлами для крепления грузов.

Для использования самолета в санитарном варианте предусмотрены кронштейны для установки носилок и направляющие на средней секции пола для облегчения погрузки носилочного больного.

В учебном варианте второе управление самолетом устанавливается у правого переднего сиденья.

### Конструкция крыла

Расположение крыла верхнее. Крыло оборудовано элеронами, закрылками и неуправляемым предкрылком, изготовлено из дуралюмина Д-16Т и обтянуто полотном марки АМ-100.

Продольный набор каждой консоли состоит из двух лонжеронов 6 и 10 (рис. 5), поперечный — из семнадцати нервюр и пяти дюралевых труб — стоек 9, между которыми растянута лента-расчалки 20.

Лонжероны 6 и 10 крыла по длине имеют переменное сечение. У торца они имеют форму швеллера и далее переходят в двутавровое сечение. Каждый лонжерон состоит из стенки с приклепанными к ней угольниками.

Стыковочные узлы 15 и 40 крыла с фюзеляжем выполнены в виде кронштейнов с гребенками. Стыковка осуществляется при помощи десятимиллиметровых хромансильевых болтов.

Нервюры — ферменно-балочной конструкции. Средняя часть нервюры представляет ферму, состоящую из двух полок 8 и раскосов 7 между ними. Типовое крепление полотняной обшивки к полкам нервюра показано на рис. 5.

Носки 5 и хвостовики 11 нервюра защиты листовым дуралюмином с отверстиями для облегчения и увеличения жесткости.

У торцевой части каждой консоли крыла расположены отсеки бензобаков. Каждый бак располагается на трех нервюрах-ложементах 37 и закреплен стяжными лентами 39.

Обшивка средней части крыла полотняная. Носок, хвостовая часть, баковый отсек и концевые обтекатели крыла обшиты дуралюмином; верхняя часть 41 бакового отсека съемная. Консоль крыла поддерживается двумя дуралюминиевыми подкосами 16 и 17 каплевидного сечения и тремя контрподкосами 18.

На обтекателях крыла установлены аэронавигационные огни 28; на подкосе левой консоли — посадочная фара. У 10 нервюра и между 14—15 нервюрами установлено по два кронштейна для крепления штанги опрыскивателя, а на узлах крепления передних подкосов к крылу — скобы швартовки самолета.

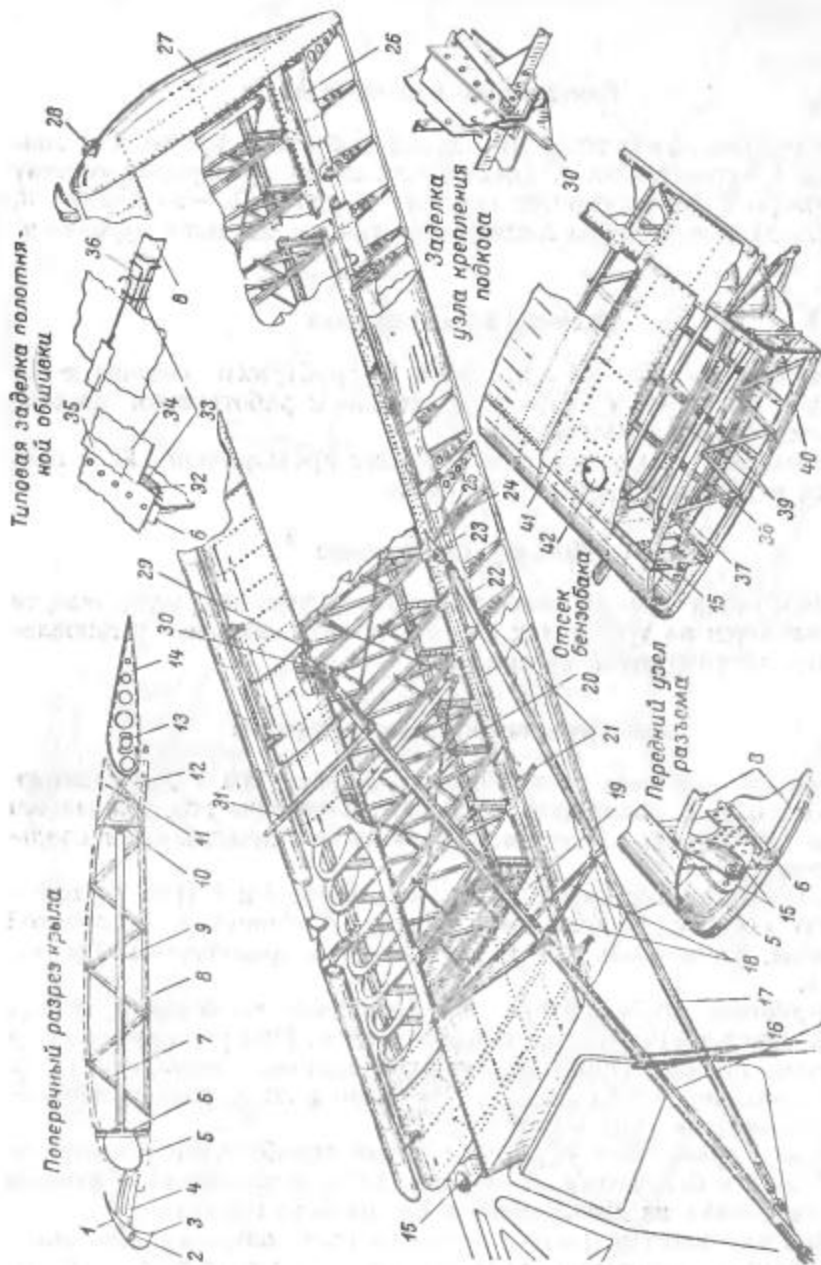


Рис. 5. Крыло.

1—обшивка предкрылка; 2—лонжерон предкрылка; 3—нервюра предкрылка; 4—кронштейн крепления предкрылка; 5—носковая часть нервюра; 6—передний лонжерон крыла; 7—раскосы нервюры; 8—полки нервюры; 9—труба-стойка; 10—задний лонжерон крыла; 11—хвостовая часть нервюры; 12—кронштейн подвески элерона; 13—лонжерон элерона; 14—нервюра элерона; 15—передний узел крепления крыла к фюзеляжу; 16—передний подкос крыла; 17—задний подкос крыла; 18—контрподкосы; 19—нижняя панель бакового отсека; 20—лента-расчалки; 21—кронштейн подвески заднего крыла; 22—носик заднего крыла; 23—лонжерон закрылка; 24—нервюра закрылка; 25—узел заднего подкоса; 26—носик элерона; 27—концевой обтекатель крыла; 28—АНО; 29—кронштейн крепления фары; 30—узел переднего подкоса; 31—кронштейн приемни-

ка воздушных давлений; 32—желобок; 33—нити маклей; 34—обшива;

35—лента; 36—кипарная лента; 37—ложемент; 38—резиновая накладка;

39—стяжные ленты; 40—задний узел крепления крыла к фюзеляжу; 41—

верхняя панель бакового отсека; 42—лючок заливной горловины.

### Конструкция предкрылка

Предкрылок фиксированный, дуралюминовый крепится к консоли на 6 кронштейнах 4. Продольный набор предкрылка состоит из лонжерона 2 швеллерного сечения; поперечный — из нервюр 3, зашитых дуралюминовым листом. Обшивка предкрылка дуралюминовая.

### Конструкция закрылка

Закрылок состоит из лонжерона 23 трубчатого сечения и балочных нервюр 24 с обшитым дуралюминием работающим носком; остальная обшивка полотняная.

Закрылок к крылу крепится четырьмя кронштейнами 21 и приводится в действие сжатым воздухом.

### Конструкция элерона

Конструкция элерона аналогична конструкции закрылка. Элерон подвешивается на трех узлах 12. На правом элероне установлен триммер, регулируемый на земле.

### Конструкция хвостового оперения

Оперение самолета расчалочно-подкосного типа с дуралюминиевым каркасом и полотняной обшивкой. Оперение поддерживается шестью расчалками и двумя дуралюминиевыми подкосами овальной сечения.

Стабилизатор состоит из двух лонжеронов 4 и 5 (рис. 6) швеллерного сечения и балочных нервюр 2, обтянутых полотняной обшивкой. Лонжероны и нервюры растянуты проволоочными расчалками 3.

Соединение стабилизатора с фюзеляжем происходит в трех точках при помощи соединительных болтов. При регулировке угла установки стабилизатора используют заднюю регулируемую точку крепления стабилизатора. На заднем лонжероне установлены узлы навески руля высоты 6 и 28.

Киль. Каркас киля образован двумя коробчатыми лонжеронами 20 и 22 и балочными нервюрами 23 из дуралюмина. Обшивка киля выполнена из дуралюмина и частично из полотна.

Киль переходит в гребень вертикального оперения (форкиль). К заднему лонжерону киля крепятся три стальных узла навески руля поворота.

Руль высоты. Каркас руля высоты дуралюминовый, состоит из лонжерона 9 трубчатого сечения, нервюр 8 балочного типа, полотняной обшивки. На обеих половинах руля высоты расположен триммер 10, управляемый из кабины пилота. Обшивка триммера дуралюминовая.

Руль высоты имеет аэродинамическую и весовую компенсацию.

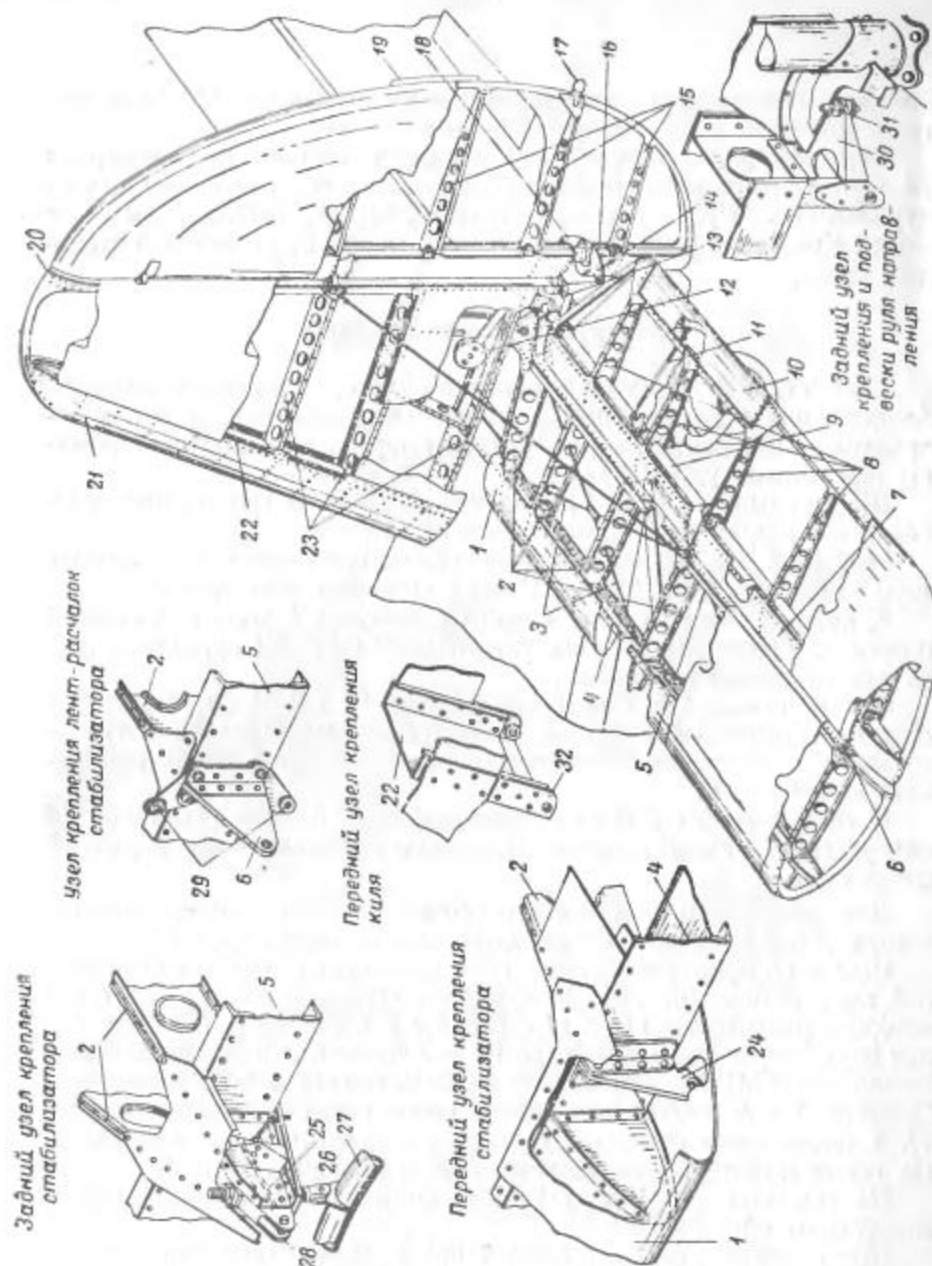


Рис. 6. Хвостовое оперение.

1—носик стабилизатора; 2—нервюра стабилизатора; 3—расчалки стабилизатора; 4—передний лонжерон стабилизатора; 5—задний лонжерон стабилизатора; 6—узел подвески руля высоты; 7—носик руля высоты; 8—нервюра руля высоты; 9—лонжерон руля высоты; 10—триммер руля высоты; 11—тяга управления триммером руля высоты; 12—балансир руля высоты; 13—качалка управления рулем поворота; 14—носик руля поворота; 15—нервюра руля поворота; 16—лонжерон руля поворота; 17—АНО; 18—качалка управления рулем поворота; 19—триммер руля поворота; 20—задний лонжерон киля; 21—носик киля; 22—передний лонжерон киля; 23—нервюра киля; 24—узел крепления стабилизатора; 25—перегородка; 26—ушковый болт регулировки стабилизатора; 27—труба фюзеляжа; 28—средний узел подвески руля высоты; 29—ушко крепления лент-расчалки; 30—кронштейн подвески руля поворота; 31—штырь; 32—накладка.

Весовая компенсация выполнена в виде балансира 12. Руль высоты подвешен к стабилизатору на пяти узлах.

**Руль поворота.** Каркас руля поворота состоит из лонжерона 16 трубчатого сечения, нервюр 15 балочного типа, выполненных из дуралюмина. Руль снабжен триммером 19, регулируемым на земле. Крепление руля к килю осуществляется при помощи 3 стальных узлов.

### Конструкция шасси самолета

Шасси самолета неубирающееся в полете, с хвостовым колесом. Амортизация основного шасси шнуровая, резиновая, с двумя гидравлическими демпферами обратной амортизации. Колеса снабжены тормозными устройствами.

Шасси самолета (рис. 7) стальное, ферменной конструкции, расположено между 1 и 2 рамами фюзеляжа.

Передняя 4 и задняя 5 стойки шасси выполнены из стальных труб диаметром  $35 \times 32$  мм. Стойки обтянуты полотном 20.

К нижней части стоек крепится полуось 3 колеса и нижний подкос 19 шасси. На полуоси установлены ушки 21 крепления троса для буксировки самолета.

Стойки шасси 4 и 5 крепятся к узлам 10 и 8 на фюзеляже при помощи специальных болтов, снабженных масленками. Относительно этих болтов происходит вращение элементов шасси при работе амортизации.

К задней стойке 5 шасси приваривается поперечная труба 15 для установки амортизаторов 17, которые опираются на ферму 18 фюзеляжа.

Для предотвращения чрезмерного растяжения шнуров амортизатора устанавливается ограничительный стальной трос 14.

Шасси оборудовано двумя гидравлическими демпферами обратной амортизации (рис. 8). Демпфер состоит из цилиндра 9, внутри которого расположен шток 11 с иглой 1 и поршнем 5. Поршень делит внутреннюю часть цилиндра на две полости А и Б, заполненные жидкостью АМГ-10 или смесью из 50% спирта и 50% глицерина. Полости А и Б сообщаются между собой через сверления в штоке 11, а также через отверстия в поршне 5 при открытом клапане 4. На обоих концах цилиндра установлены сальники 10 и 7.

На самолетах Як-12М и Як-12Р амортизация осуществляется следующим образом:

При соприкосновении с землей при посадке самолета колеса шасси отклонятся вверх (рис. 7) (колея шасси несколько увеличивается); стойки повернутся относительно узлов 10 и 8, поперечная труба 15 отклонится вниз, растягивая амортизаторы 17. Таким образом, при ударе колес о землю энергия удара поглощается за счет растяжения резиновых шнуров.

Количество энергии, поглощаемое демпферами, при этом невелико. Смесь, проходя через отверстия в поршне 5 (рис. 8), отодвигает клапан 4 и свободно перетечет из полости А в полость Б.

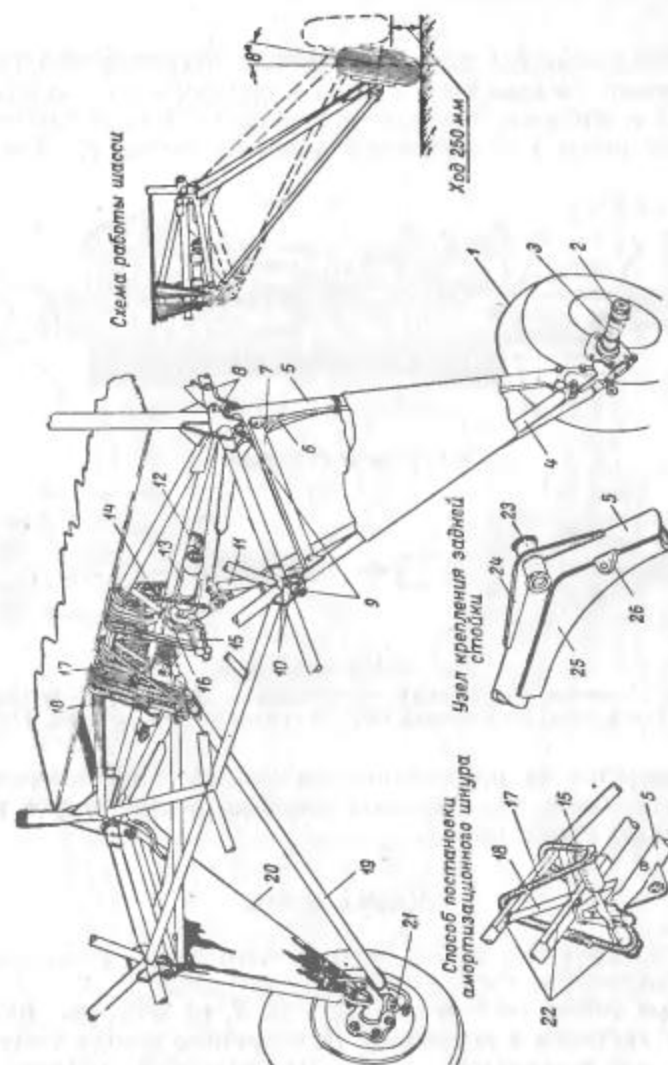


Рис. 7. Шасси.  
1—колесо; 2—гайка полуоси; 3—полуось; 4—передняя стойка шасси; 5—задняя стойка шасси; 6—воздухопровод тормозной системы; 7—сальник; 8—задний узел крепления шасси к фюзеляжу; 9—масленка; 10—передний узел крепления шасси к фюзеляжу; 11—раскос шасси; 12—кросштейн крепления демпфера; 13—демпфер; 14—ограничительный трос; 15—поперечная труба; 16—резиновый упор; 17—амортизационный шнур; 18—ферма фюзеляжа; 19—подкос шасси; 20—пологая обшивка; 21—буксировочное ушко; 22—кожаная обшивка; 23—аттлюка; 24—колыска; 25—штампованная колыска; 26—ушко крепления штапка.



При обратном ходе, т. е. при сжатии шнуровых амортизаторов до исходного положения, клапан 4 прижимается жидкостью к поршню 5 и жидкость проходит в другую полость только через зазор между иглой 1 и внутренней полостью штока 11. Здесь энер-

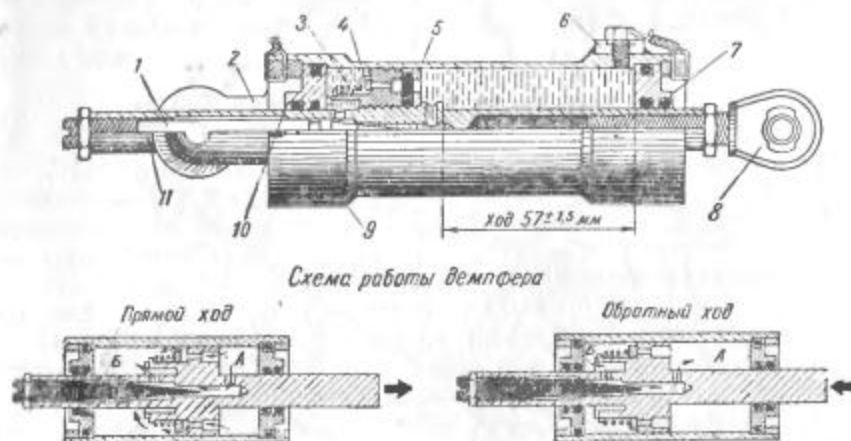


Схема работы демпфера

Рис. 8. Демпфер шасси.

1—игла; 2—вилка; 3—пружина; 4—клапан; 5—поршень; 6—штуцер заправки; 7—сальник; 8—ушковый болт; 9—цилиндр; 10—сальник; 11—шток.

гия расходуется на преодоление жидкостью гидравлического сопротивления щели, что позволяет избежать резких ударов и делает амортизацию более мягкой.

### Колеса шасси

Колеса основного шасси, облегченного типа, устанавливаются на хромансилевую полуось.

Каждое колесо состоит из реборды 2, на которую надевается камера с ниппелем и крышка. Для лучшего отвода тепла, возникающего при торможении колес, на тормозной рубашке предусмотрены охлаждающие ребра 1.

Смонтированное колесо на оси вращается на двух конических подшипниках 8 и 10, закрытых обтекателями.

Каждое колесо оборудовано тормозным устройством, которое крепится к фланцу на полуоси. Тормозное устройство состоит из двух тормозных колодок с фрикционными пластинами 15 и цилиндров 16 управления ими. При подаче сжатого воздуха во внутреннюю полость цилиндра 16 поршень 17 выдвигает шток и прижимает колодки к стальной тормозной рубашке, закрепленной винтами на реборде. После того, как пилот отпустит тормозную гашетку, сжатый воздух через клапан ПУ-6 стравливается из цилиндров 16 и колодки пружинами 18 возвращаются в исходное положение.

Колесо на полуоси закрепляется корончатой гайкой.

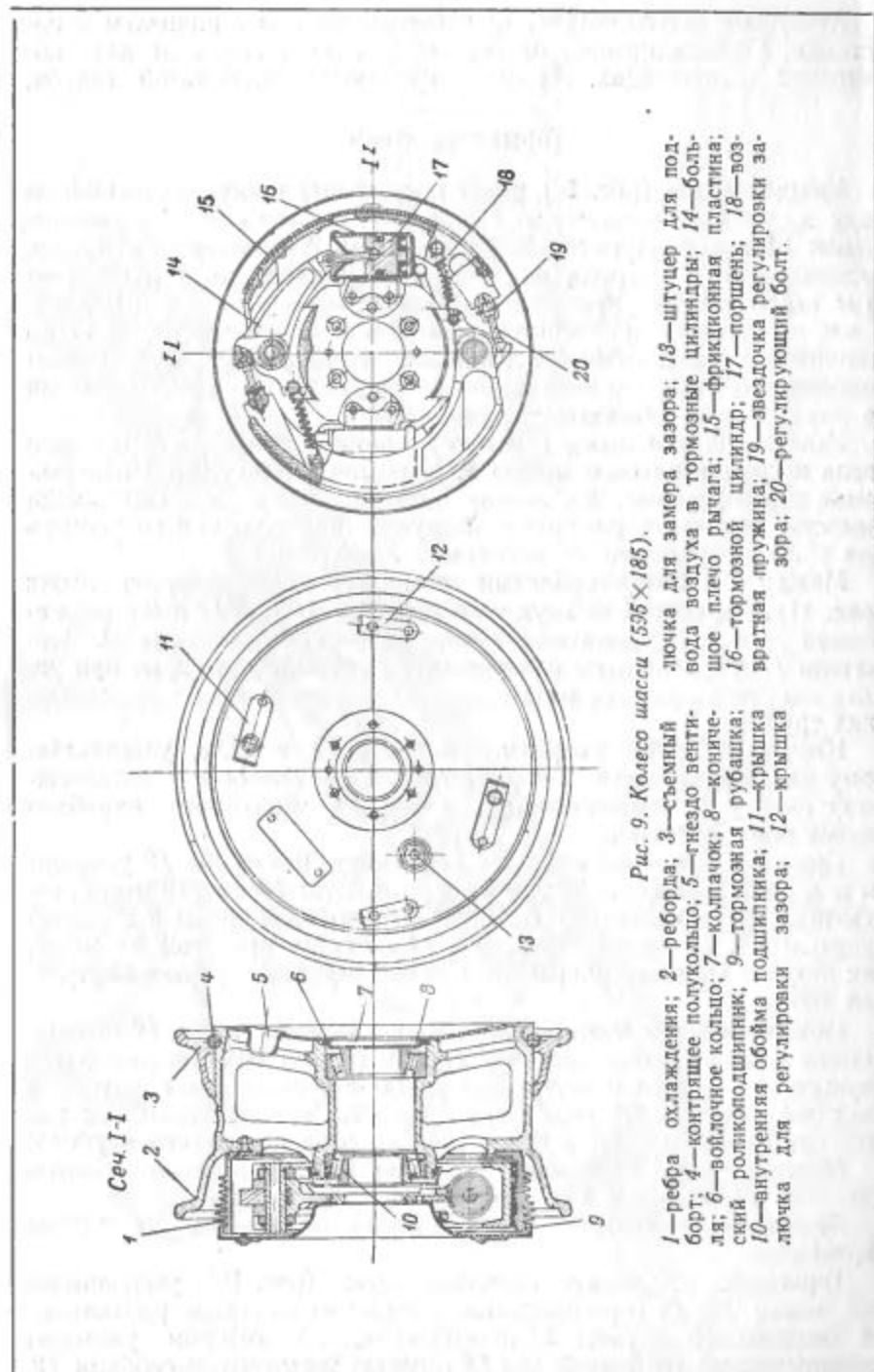


Рис. 9. Колесо шасси (535 × 185).

1—ребра охлаждающие; 2—реборда; 3—съемный локоток для замера зазора; 13—штуцер для подвода воздуха в тормозные цилиндры; 14—большое плечо рычага; 15—фрикционная пластина; 16—тормозной цилиндр; 17—поршень; 18—возвратная пружина; 19—звездочка регулировки зазора; 20—регулирующий болт.



Хвостовое колесо состоит из реборды, камеры с ниппелем и покрышки. Устанавливается на стальную трубчатую ось на двух конических подшипниках. На оси закрепляется корончатой гайкой.

### Тормозные лыжи

Каждая лыжа (рис. 10) имеет продольный набор, состоящий из двух дуралевых лонжеронов 1 швеллерного сечения с толщиной стенок 1,2 мм, подкрепленных угольниками 2, и поперечный набор, состоящий из 11 перегородок I—XI. К лонжеронам 1 и поперечным перегородкам крепится дуралюминовый лист 3 толщиной 2 мм, к которому приклепывается полоз 4 из нержавеющей стали толщиной 0,8 мм. Обшивка 5 каркаса изготовлена из дуралюмина толщиной 0,5 мм. По всей длине лыжи, по бокам, для увеличения ее жесткости по обшивке сделаны зиги 6.

Узел крепления лыжи к полуоси шасси состоит из карданного звена и хроманселевого кабана 9. Находится между 6 и 8 поперечными перегородками. Карданная подвеска лыжи улучшает проходимость самолета и уменьшает нагрузки, приходящиеся на полуось при рулении самолета по неровному аэродрому.

Между 4 и 7 перегородками расположен амортизатор лыжи (рис. 11), состоящий из двух телескопических труб 12 и 8 с держателями 11 и 9. В держателях находятся резиновые шнуры 10. Держатели 11 и 9 снабжены поперечными шпильками, которые при работе амортизатора перемещаются в продольных пазах телескопических труб.

Наружная труба амортизатора крепится к узлу, установленному на средней части 4 перегородки, а внутренняя — к неподвижному рычагу 7, закрепленному на фланце тормозного барабана колеса полуоси шасси.

При отклонении носка лыжи вниз наружная труба 12 упирается в задний держатель 9 и, растягивая шнуры 10 амортизатора, перемещает его по продольной прорези внутренней трубы 8 к задней части лыжи. Передний держатель 11 остается при этом на месте, так как его шпилька упирается в конец передней прорези внутренней трубы 8.

При отклонении конца лыжи вверх наружная труба 12 перемещается к носку лыжи, увлекает упором выреза шпильку переднего держателя 11 по пазу внутренней трубы 8 и растягивает шнуры 10 амортизатора. Задний держатель 9 остается неподвижным, так как его шпилька упирается в конец другого паза внутренней трубы 8.

Максимальное отклонение лыжи от горизонтального положения — вверх 26°, вниз 25°.

Благодаря карданной подвеске лыжа отклоняется на  $\pm 5^\circ$  от вертикали.

Тормозное устройство основных лыж (рис. 10), расположенное между 9 и 11 перегородками, состоит из цилиндра управления 14, возвратных пружин 13 и основания, на котором укреплен хроманселевый трубчатый вал 11 с пятью тормозными скобами 12.

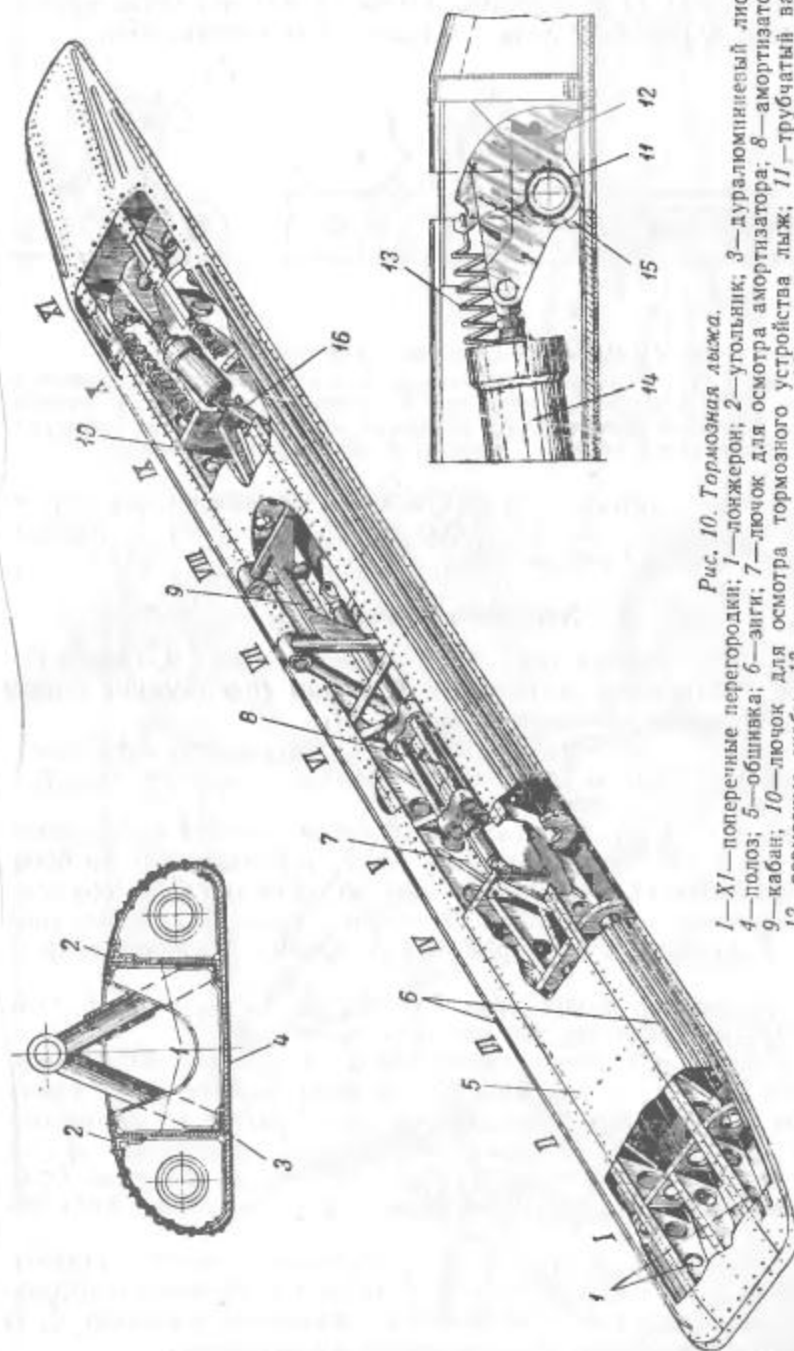


Рис. 10. Тормозная лыжа.

1—XI—поперечные перегородки; 1—лонжерон; 2—угольник; 3—дуралюминовый лист; 4—полоз; 5—обшивка; 6—зиги; 7—лючок для осмотра амортизатора; 8—амортизатор; 9—кабан; 10—лючок для осмотра тормозного устройства лыж; 11—трубчатый вал; 12—тормозные скобы; 13—возвратная пружина; 14—цилиндр управления тормозным устройством; 15—основание; 16—раскос.

При подаче воздуха в цилиндр 14 шток поршня выдвигается, поворачивает вал 11 и тормозные скобы 12 выходят через прорези в основании дуралевого листа 3 и ползое 4 за обводы лыж.

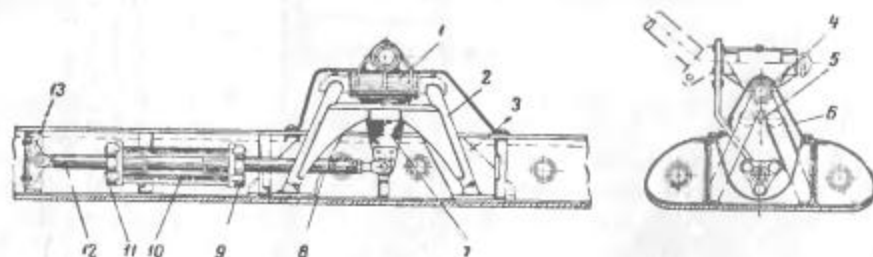


Рис. 11. Установка амортизатора основной лыжи.

1—карданное звено; 2—кабан; 3—накладки; 4—ось кардана; 5—ограничитель отклонения лыжи в поперечной плоскости; 6—обтекатель; 7—рычаг; 8—внутренняя труба; 9—задний держатель; 10—резиновый шнур; 11—передний держатель; 12—наружная труба; 13—кронштейн крепления амортизатора.

Когда пилот отпустит тормозную гашетку, возвратные пружины 13 поворачивают вал 11 в обратном направлении и убирают тормозные скобы 12 внутрь лыжи.

#### Хвостовая установка

Хвостовая установка (рис. 12) состоит из колеса 1, стойки 6 с вилкой 3 и стопорным устройством 9, фермы 10 крепления стойки к фюзеляжу и амортизационной стойки 11.

Стопорный механизм 9 позволяет осуществлять блокировку хвостовой установки с ножным управлением самолета (см. раздел «Управление хвостовым колесом»).

Стойка 6 с вилкой 3 выполнена из стали, сварной конструкции. Стойка имеет два подвижных узла 4 и 7, установленных на бронзовых подшипниках. К верхнему узлу крепится шток поршня масляно-воздушного амортизатора 11 и узлы фермы 10. Кроме того, ферма 10 крепится к нижнему узлу 4. Ферма 10 стальная, трубчатая.

Амортизационная стойка (рис. 13) состоит из цилиндра 6, штока 10, поршня 3, клапана 4 и уплотнительного пакета.

Амортизатор работает с торможением на обратном ходе. Поршнем 3 он делится на две полости: верхнюю, заполненную сжатым воздухом и жидкостью, и нижнюю, заполненную только жидкостью.

При прямом ходе поглощение энергии удара происходит за счет сжатия воздуха: смесь, отодвинув клапан 4, через отверстия большого диаметра в поршне 3 свободно перетекает в нижнюю полость.

При обратном ходе происходит расширение сжатого воздуха. При этом клапан 4 прижимается к поршню 3 и жидкость проталкивается через отверстия с небольшим диаметром в клапане 4, за счет этого и происходит дополнительная амортизация.

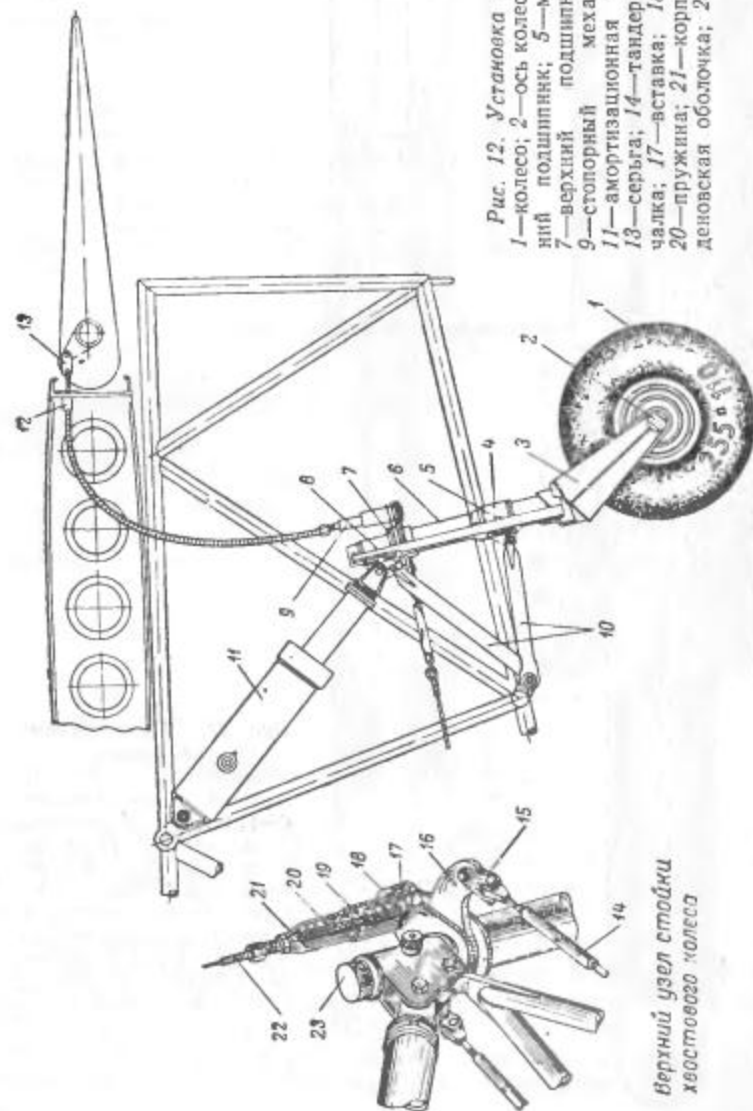


Рис. 12. Установка хвостового колеса.  
1—колесо; 2—ось колеса; 3—вилка; 4—нижний подшипник; 5—масленка; 6—стойка; 7—верхний подшипник; 8—масленка; 9—стопорный механизм; 10—ферма; 11—амортизационная стойка; 12—вилка; 13—серьга; 14—тандер; 15—серьга; 16—качалка; 17—аставка; 18—стопор; 19—пружина; 20—пружина; 21—корпус стопора; 22—боденоская оболочка; 23—закрепленная чашка.

Верхний узел стойки хвостового колеса

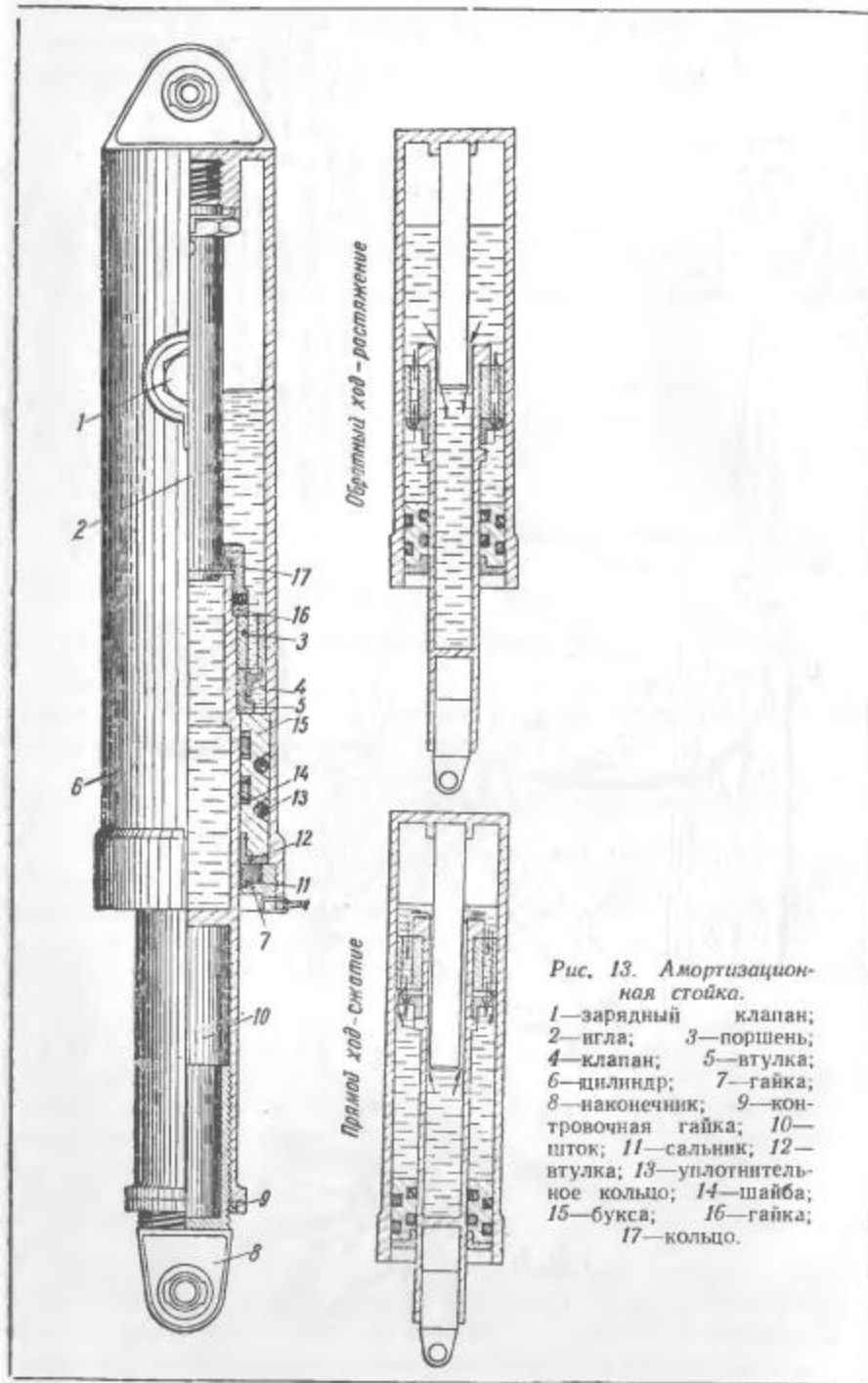


Рис. 13. Амортизационная стойка.

1—зарядный клапан;  
2—штырь; 3—поршень;  
4—клапан; 5—штука;  
6—цилиндр; 7—гайка;  
8—наконечник; 9—кон-  
тровочная гайка; 10—  
шток; 11—сальник; 12—  
штука; 13—уплотнитель-  
ное кольцо; 14—шайба;  
15—букса; 16—гайка;  
17—кольцо.

Для заполнения амортизатора применяется смесь:  
глицерин 70%,  
спирт 20%.  
дистиллированная вода 10%.

### Управление самолетом

Состоит из управления рулем высоты и его триммером, рулем поворота, элеронами, закрылками и хвостовым колесом.

Отклонение ручки:

от себя . . . . .	$10^\circ \pm 1^\circ$
на себя . . . . .	$15 \pm 1,5^\circ$
вправо . . . . .	$15^\circ$
влево . . . . .	$15^\circ$

Ход педалей . . . . . 100 мм

Поворот качалки ножного управления (от нейтрального положения) . . . . .  $\pm 23^\circ$

Триммеры элеронов и руля поворота . . . . . неуправляемые

Диаметр тросов управления . . . . . 3 мм

Диаметр тросов управления в учебном варианте . . . . . 3,5 мм

### Тросы управления самолетом

Наименование троса	Марка троса	Колич. на самолет	Длина троса, мм
Тросы управления рулем высоты . . . . .	ГОСТ 2172-43 7×19-3	2	4310
Тросы управления рулем поворота . . . . .	ГОСТ 2172-43 7×19-3	2	4550
Тросы управления элеронами . . . . .	ГОСТ 2172-43 7×19-3	2	3800
		2	1100
		2	4300

### Управление рулем высоты

Управление рулем высоты (рис. 14) смешанное. Оно состоит из ручки, карданного звена, регулируемой тяги, двуплечей качалки, тросов с роликами и качалки с балансирами, установленной на лонжероне руля высоты.

Ручка управления выполнена из алюминиевого сплава, пустотелая. На ней установлена тормозная гашетка 1, от которой идет 2-миллиметровый трос к клапану ПУ-6. Трос заключен в боксированную оболочку.

В верхней части ручки установлена защелка, которая фиксирует тормозной рычаг в заторможенном положении (стояночный тормоз).

Чтобы обеспечить перемещение ручки в продольной и попереч-

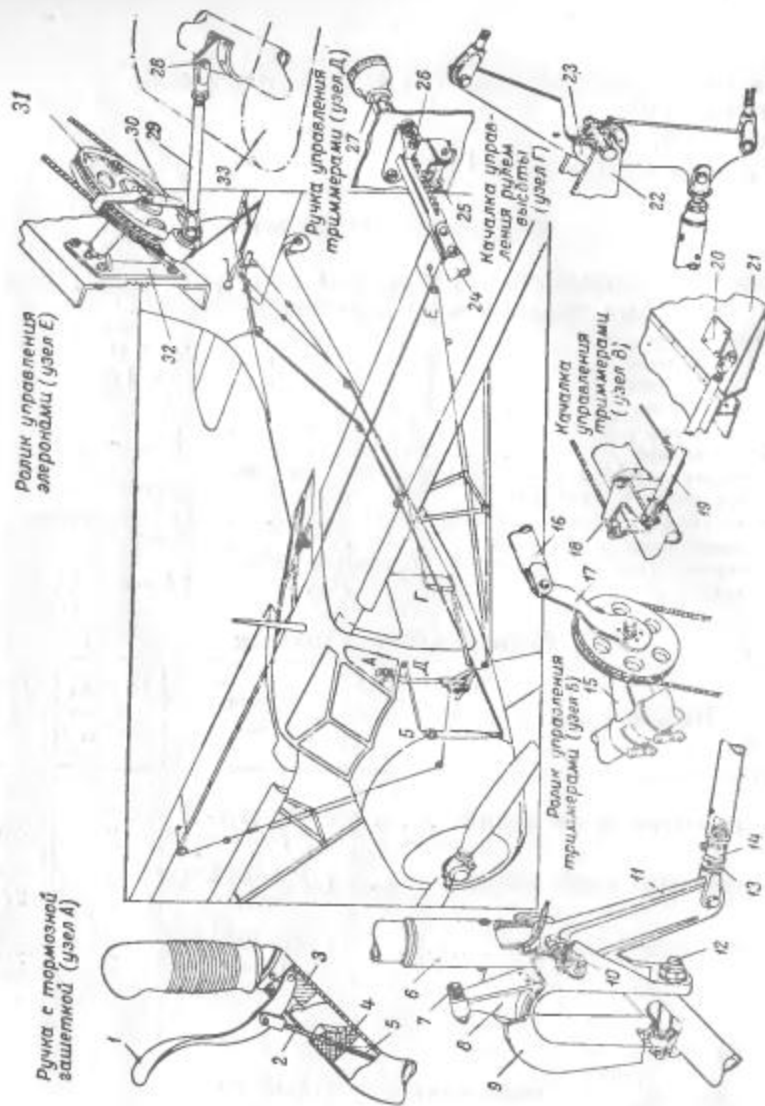


Рис. 14. Управление рулем высоты, элеронами и триммером руля высоты.

1—гашетка управления тормозами; 2—трос; 3—переходник; 4—пробка; 5—буленовская оболочка; 6—соединительный патрубок; 7—упор; 8—кронштейн упора; 9—обойма; 10—вилка крепления троса управления элеронами; 11—качалка; 12—упор; 13—контрольная муфта; 14—стальной хомут; 15—кронштейн; 16—тяги; 17—качалка; 18—качалка; 19—тяги; 20—кронштейн; 21—триммер; 22—кронштейн; 23—фланец качалки; 24—тяги; 25—фи-ксатор; 26—накладная; 27—рейка; 28—кронштейн; 29—тяги; 30—скоба; 31—ролик; 32—кронштейн; 33—элерон.

ной плоскостях, узел крепления ее ко 2-й раме выполнен карданным: в продольной плоскости (при управлении рулем высоты) вращение ручки происходит относительно шпильки, установленной на шариковых подшипниках; в поперечной плоскости (при управлении элеронами) — относительно болта крепления ручки ко 2-й раме, также установленного на шариковых подшипниках. На болте, а также на обойме 9 кардана установлены ограничители отклонения ручки с резиновыми упорами 7 и 12.

На нижнем конце ручки расположена одноплечая качалка 11, к которой ушковым болтом крепится тяга из алюминиевого сплава.

Другой конец тяги закреплен на двуплечей качалке у 3-й рамы фюзеляжа, передающей отклонения ручки и тяги на тросы управления.

Тросовая проводка проходит к двуплечей качалке руля высоты по текстолитовым роликам, установленным попарно на рамах 4, 6 и 8 фюзеляжа (на 8 раме ролики металлические).

Натяжение тросов регулируется тандерами у двуплечей качалки. Отклонение ручки управления «на себя» (или «от себя») вызывает соответствующее перемещение тяги и тросов и отклонение руля высоты вверх или вниз.

В учебном варианте для инструктора перед правым передним сиденьем устанавливается (рис. 15) на 2-й раме фюзеляжа ручка 1, по конструкции аналогичная ручке основного управления.

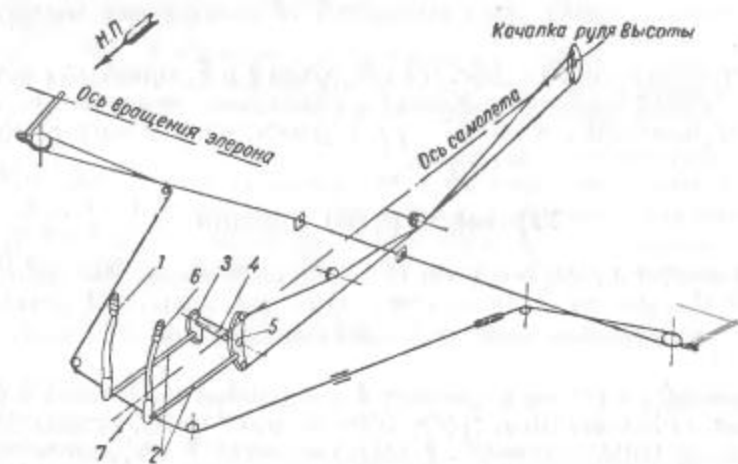


Рис. 15. Управление рулем высоты и элеронами в учебном варианте. 1—дополнительная ручка; 2—тяги; 3—качалка; 4—поперечный вал; 5—качалка; 6—основная ручка; 7—трос.

Отклонение дополнительной ручки 1 передается на тягу 2 и от нее на одноплечую качалку 3, которая прикреплена к поперечному валу 4, установленному в шариковых подшипниках на кронштейнах 3-й рамы фюзеляжа. С валом соединена двуплечая качалка 5, от которой идет тросовая проводка к качалке руля высоты.



### Управление элеронами

Управление элеронами (рис. 14) тросовое, осуществляется той же ручкой, что и управление рулем высоты. Тросы управления крепятся к вилкам 10, установленным на шпильке оси вращения ручки. Через ролики на боковинах фюзеляжа, по заднему подкосу, между 9 и 10 нервюрами, тросы входят в крыло. Тандеры обеспечивают регулировку натяжения тросов.

Тросы подходят к двухручейным роликам 31 (между 13 и 14 нервюрами), от которых идет тяга 29 управления элеронами. Ролики 31 объединены общим тросом, проходящим через направляющие на нервюрах и по роликам на первых нервюрах каждой консоли крыла.

Дифференциальность отклонения элеронов (отклонение вверх большее, чем вниз) достигается за счет установки ролика 31 под углом.

Дифференциальность отклонения элеронов вызвана, во-первых, тем, что при большом угле отклонения элерона вниз угол атаки участка крыла может превысить критический, что приведет к падению подъемной силы (вместо возрастания) и резкому ухудшению эффективности элеронов; во-вторых, при одинаковом угле отклонения элеронов вверх и вниз сопротивление элерона, отклоненного вниз, будет значительно больше (вследствие несимметричности профиля крыла), ввиду чего возникнет нежелательный момент рысканья.

В учебном варианте (рис. 15) обе ручки 1 и 6 управления объединяются общим тросом 7, образуется замкнутая тросовая система. Поэтому перемещение любой ручки управления вызывает соответствующее отклонение элеронов.

### Управление рулем поворота

Управление рулем поворота (рис. 16) смешанное. Оно состоит из педалей 6, двух тяг 2, пружинного цилиндра, двуплечей качалки 3, тросов с роликами и качалки 5, установленной на лонжероне руля поворота.

Педали 6 расположены между 1 и 2 рамами и крепятся к кронштейнам, приваренным к трубе фюзеляжа, болтами, установленными в подшипниках качения. Подножки педалей гофрированы, регулируются по длине. Ход педалей ограничивается упорами, укрепленными к полу кабины. От кронштейнов на педалях идут две тяги 2 к качалке 3, закрепленной на пирамиде фюзеляжа. От качалки 3 через ролики, установленные на рамах 3, 5, между рамами 5 и 6 и на раме 8 тросовая проводка подходит к качалке 5 руля поворота.

Тандеры регулировки натяжения тросов расположены у качалки 3 у 2-й рамы фюзеляжа.

Пружинный цилиндр соединен с правой педалью и предназначен

для установки руля поворота в нейтральное положение при брошенном управлении.

В учебном варианте для правого пилота симметрично продольной оси самолета устанавливаются такие же педали 1 с тягами 2 и качалка 3 на пирамиде, как и в основном управлении.

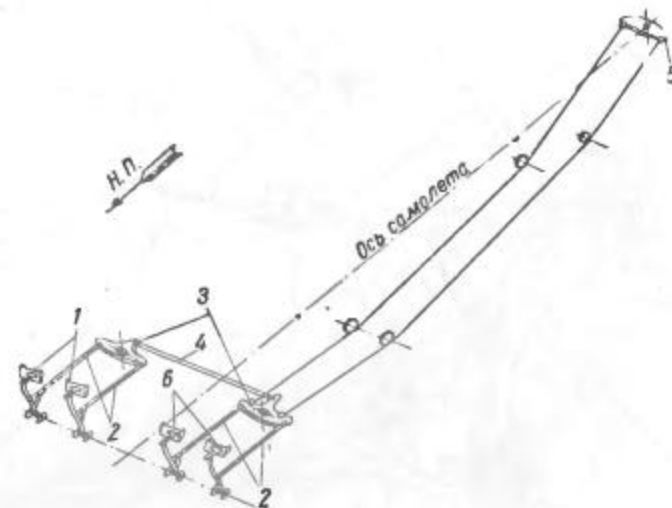


Рис. 16. Управление рулем поворота в учебном варианте.  
1—дополнительные педали; 2—тяга; 3—качалка; 4—поперечная тяга; 5—качалка руля поворота; 6—основные педали.

Качалки 3 связаны между собой регулируемой тягой 4. На левой качалке 3 установлены две втулки, к которым подходят тросы управления рулем поворота. Таким образом отклонение любой педали вызовет соответствующее отклонение руля поворота.

### Управление триммером руля высоты

Управление триммером руля высоты (рис. 14) смешанное. Оно состоит из рукоятки управления триммером, тяги 16, качалки 17, роликов и тросовой проводки, двух качалок 18, установленных на лонжероне руля высоты, проволоки, синхронизирующей отклонение триммера левой и правой половин руля, и двух тяг 19 к кронштейнам управления триммером.

Рукоятка управления триммером имеет рейку 27 и фиксатор 25, что позволяет устанавливать ее в нужное положение. На рейке нанесена отметка нейтрального положения триммера. Текстилитовые ролики расположены попарно на 2, 3, 5 и 8 рамах; в стабилизаторе поставлены направляющие, и тросы заключены в боуденовскую оболочку.

### Управление закрылками

Управление закрылками (рис. 17) осуществляется сжатым воздухом. Оно состоит из крана 4 управления закрылками, трубопроводов, цилиндра 3, поперечного вала 1 с двумя кронштейнами, от которых идут тяги 2 к кронштейнам закрылков.

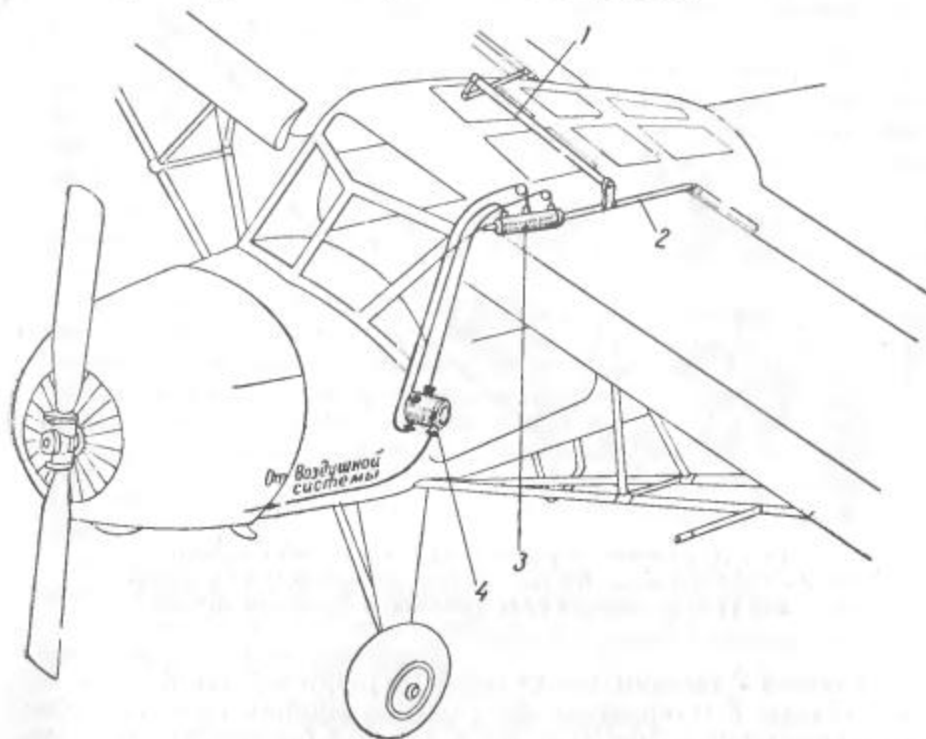


Рис. 17. Управление закрылками.

1—вал управления закрылками; 2—тяга; 3—цилиндр; 4—кран управления закрылками.

Цилиндр 3 установлен в передней торцевой части левого крыла. Поперечный вал 1 трубчатый, подвешен в подшипниках на верхнем гаргроте фюзеляжа.

К левому кронштейну поперечного вала 1 подходит шток цилиндра 3. При подаче сжатого воздуха в цилиндр шток выдвигается и поворачивает вал, тяги управления закрылками отклоняются и синхронно отклоняют обе секции закрылков на заданный угол.

### Управление хвостовым колесом

Управление хвостовым колесом (рис. 18) тросовое. Тросы управления рулем поворота имеют разъем с серьгой между 5 и 6 рамами. От серьги троса идут к качалке 3, установленной на стойке 2 хвостового колеса.

При положении ручки управления самолетом «от себя», соответствующем отклонению руля высоты вниз от нейтрального положения, качалка управления не связана с хвостовым колесом и оно может свободно ориентироваться. В этом случае трос стопора, связанный с рулем высоты, натянут и оттягивает стопор 18 (рис. 12) в верхнее положение.

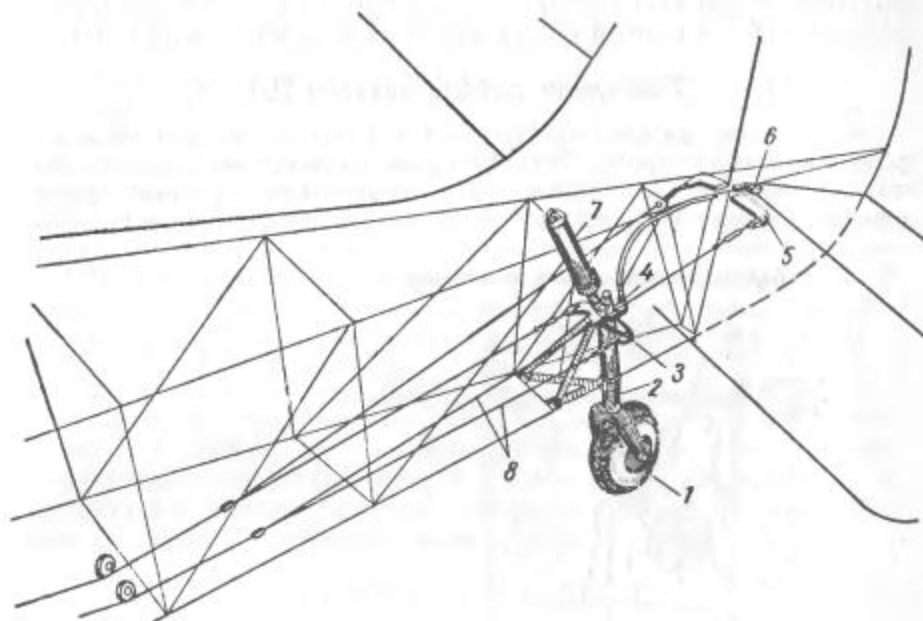


Рис. 18. Управление хвостовым колесом.

1—хвостовое колесо; 2—стойка; 3—качалка на стойке; 4—стопорный механизм; 5—качалка руля поворота; 6—кронштейн на руле высоты; 7—амортизатор; 8—тросы.

При положении ручки управления самолетом «на себя», соответствующем отклонению руля высоты вверх от нейтрального положения, натяжение троса ослабевает и пружина 20 устанавливает стопор 18 в нижнее положение. При этом, если колесо установлено по оси самолета, стопор заходит в отверстие на фланце, неподвижно закрепленном на стойке 6. В этом случае колесо связывается с ножным управлением и может управляться из кабины пилота.

### Управление тормозами

Управление тормозами состоит из управления клапаном ПУ-6 и управления дифференциалом Д-1.

### Управление клапаном ПУ-6

Управление клапаном ПУ-6 осуществляется через тормозную гашетку, установленную на ручке управления самолетом, от которой идет тросовая проводка к рычагу, закрепленному на кронштейне раскоса фюзеляжа между 1 и 2 рамами. На участке от рычага до держателя трос заключен в бондюровскую оболочку. Отклоняя тормозную гашетку, пилот через рычаг отжимает толкач клапана ПУ-6 и сжатый воздух проходит к дифференциалу Д-1.

### Управление дифференциалом Д-1

Управление дифференциалом Д-1 состоит из тяги и рычага с регулируемым упором. Тяга болтовым соединением связана с качалкой ножного управления. При отклонении педалей рычаг своими упорами воздействует на толкатели дифференциала и от-

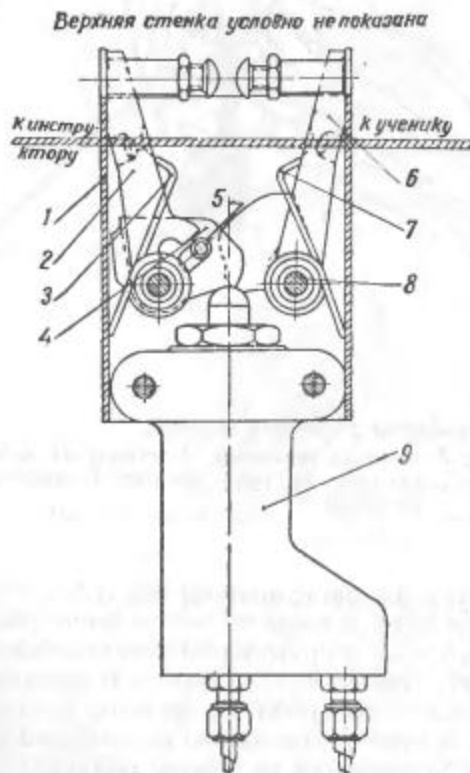


Рис. 19. Механизм управления клапаном ПУ-6 в учебном варианте.

1—корпус; 2—рычаг; 3—пружина; 4—рычаг; 5—валик; 6—рычаг; 7—пружина; 8—болт; 9—клапан ПУ-6.

крывает проход сжатому воздуху к тормозным цилиндрам колес.

В учебном варианте управление клапаном ПУ-6 обеспечивает возможность торможения колес шасси с обоих пилотских мест. Для этого на клапан надевается механизм (рис. 19), состоящий из коробки 1, трех рычагов 2, 4 и 6, двух упоров, втулок, двух болтов 8,

относительно которых происходит вращение рычагов 2, 4 и 6, валика 5 и возвратных пружин 3 и 7. На боковых стенках коробки сделаны две прорези, через которые проходят тросы от тормозных рычагов левого и правого пилотов. Трос от тормозного рычага правого пилота (инструктора) крепится к рычагу 6; натягивая трос, инструктор давит на толкач клапана ПУ-6 9 и отклоняет его. Если инструктор отпустит тормозную гашетку, возвратная пружина 7 отклонит рычаг 6 в исходное положение, толкач клапана ПУ-6 поднимется и произойдет расторможение колес. От тормозного рычага левого пилота (курсанта) трос подходит к рычагу 2, в прорези которого установлен другой рычаг 4. В нижней части рычага 2 сделан выступ и фигурный вырез. На рычаге 4 имеется овальное отверстие, в котором расположен валик 5, отжимаемый находящейся внутри рычага пружинной в верхнее положение.

При управлении тормозами курсантом рычаг 2 отклоняется и, надавив выступом на валик 5, отклоняет рычаг 4 и толкач клапана ПУ-6. При ослаблении натяжения троса возвратная пружина 3 устанавливает рычаг 2 в исходное положение и происходит расторможение колес. Если у инструктора (на правом сиденье) возникла необходимость отключить управление клапаном ПУ-6 со стороны курсанта, он должен нажать на свою тормозную гашетку. При этом рычаг 6 отклонится и зубом надавит на валик 5, который отожмется в нижнюю часть овального отверстия и установится против фигурного выреза на рычаге 2 — связь между рычагами 2 и 4 прерывается и курсант даже при полном отклонении тормозной гашетки не сможет воздействовать на толкач клапана ПУ-6.

### 3. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

#### Рама двигателя

Рама, применяемая для подвески двигателя АИ-14Р к фюзеляжу, разъемная. Представляет собой стальную ферму и состоит из кольца, восьми подкосов и деталей крепления.

Кольцо сделано из стали марки С20. Кольцо на 8 узлах с резиновыми амортизаторами крепится к специальным бобышкам на смесесборнике и устанавливается при сборке двигателя на заводе. Установка и съемка кольца возможны только в заводских условиях, так как для этого необходим демонтаж агрегатов с задней крышки двигателя.

На кольце имеются 8 узлов для установки хромансильевых подкосов рамы, которые попарно при помощи 4 десятимиллиметровых болтов крепятся к узлам на 1 раме фюзеляжа.

В местах стыковки подкосов с узлами фюзеляжа амортизация рамы не предусмотрена.

#### Капот двигателя

Двигатель АИ-14Р закрывается капотом (рис. 20), состоящим из двух дуралюминовых крышек — верхней 1 и нижней 6. Морскими



болтами каждая крышка крепится к двум кронштейнам, установленным на противопожарной перегородке. Кронштейны через противопожарную перегородку приклепываются к пластинам, приваренным к горизонтальным трубам 1 рамы фюзеляжа.

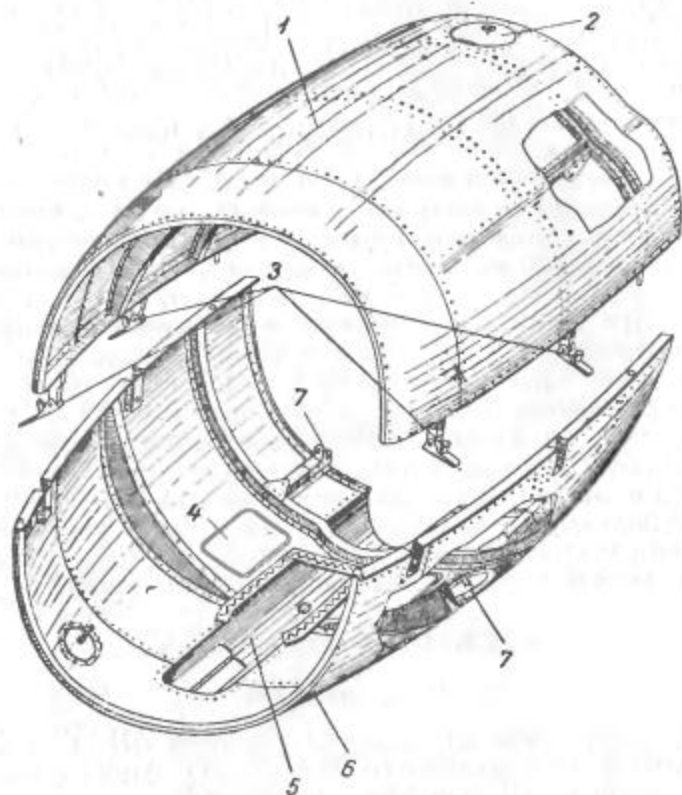


Рис. 20. Капот двигателя.

1—верхняя крышка капота; 2—лючок для заправки маслабака; 3—стяжные замки; 4—окно выхлопного коллектора; 5—туннель воздухозаборника карбюратора; 6—нижняя крышка капота; 7—лючок для подогрева двигателя лампой АПЛ-1.

В закрытом положении крышки капота соединяются четырьмя стяжными замками 3.

Крышки в открытом положении могут поворачиваться в узлах их крепления к фюзеляжу. На верхней крышке предусмотрен специальный вал с кронштейнами, позволяющий отодвигать ее в заднее положение, для улучшения подходов к двигателю.

В открытом положении крышки фиксируются: верхняя — подпоркой, нижняя — тросом с крюком.

Для регулировки температуры головок цилиндров двигателя в лобовой части капота установлены лепестковые жалюзи. Жалюзи

имеют внешний и внутренний ободы, через которые проходят оси лепестков жалюзи. Лепестки деревянной конструкции обшиты дуралюмином.

В летний период эксплуатации жалюзи не снимаются. Управление ими производится из кабины пилота при помощи штурвала, установленного с левой стороны приборной доски.

Жалюзи имеют два выреза под заборники воздуха: через один подается воздух для обдува генератора, другой используется для подвода воздуха в отопительную систему.

### Воздухоприемник карбюратора

Воздухоприемник карбюратора установлен в нижней части двигателя и имеет два заборника: летний и зимний.

Летний заборник выведен наружу и оборудован пылеотбойной сеткой, зимний — примыкает к ребрам нижних цилиндров двигателя.

В зимнем заборнике установлена заслонка, позволяющая поддерживать температуру воздуха, входящего в карбюратор, в рекомендуемых пределах  $+8 \div +12^\circ\text{C}$ .

Заслонка, переключающая воздухозаборники, управляется пилотом из кабины. Для контроля температуры воздуха, входящего в карбюратор, за заслонкой установлен датчик термометра ТУЭ-48, указатель которого вынесен на приборную доску.

### Выхлопной коллектор

Выхлопной коллектор изготовлен из листовой стали марки С20 и состоит из двух частей — левой и правой. Патрубки левой части отводят выхлопные газы из цилиндров № 1, 2, 3, 4 и 5; патрубки правой части — из цилиндров № 6, 7, 8 и 9.

Выхлопные трубы выведены за нижний капот, для чего в нем сделаны два окна.

Крепление патрубков к цилиндрам производится при помощи накидных гаек. Отдельные секции коллектора стягиваются между собой хомутами с прокладками.

В зимнее время на правую часть коллектора устанавливается теплообменник отопительной системы.

Теплообменник состоит из разъемного кожуха, устанавливаемого на коллектор. Холодный воздух, попадая в полость между кожухом и коллектором, подогревается и подается в кабину. Чтобы увеличить отдачу тепла, к коллектору привариваются точечной сваркой продольные V-образные пластины.

### Управление двигателем

Управление двигателем (рис. 21) тросовое. Состоит из управления нормальным газом 5, высотным корректором 3, пожарным краном 1, винтом 2, створкой маслорадиатора, жалюзи 7, колодцем подогрева масла и заслонкой 6 воздухоприемника карбюратора.



Тросы управления заключены в медные направляющие трубки, которые обеспечивают работу тросов как на растяжение, так и на сжатие. Трубки пропирцовываются смазкой ЦИАТИМ. Такая конструкция обеспечивает управление агрегатом при помощи одного троса.

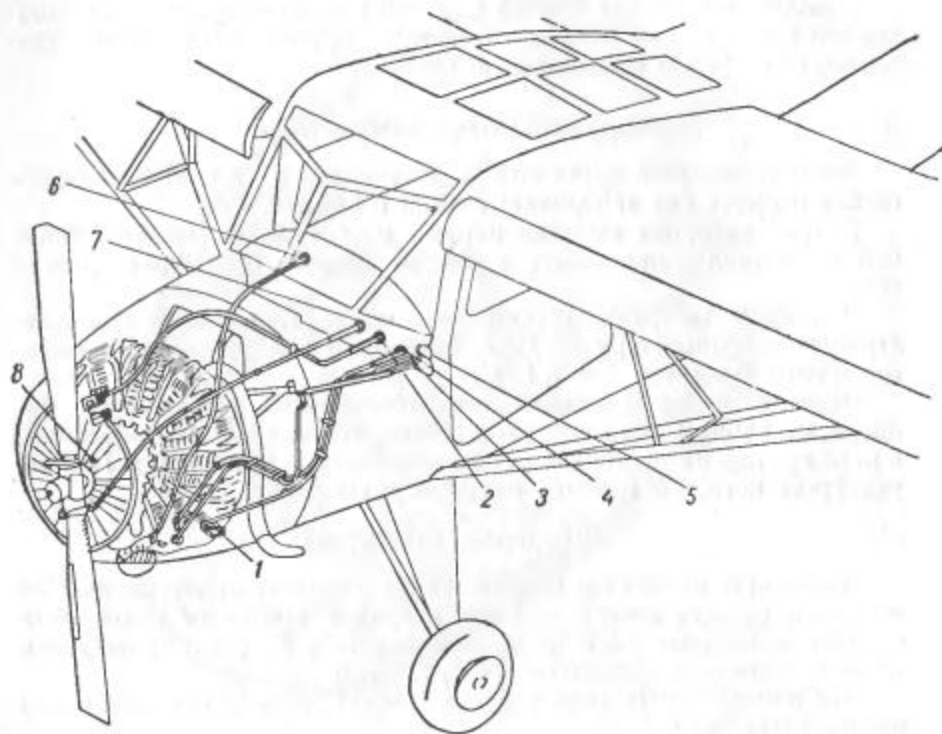


Рис. 21. Управление двигателем.

1—пожарный кран; 2—штурвал управления шагом винта; 3—ручка управления высотным корректором; 4—ручка управления пожарным краном; 5—рычаг управления нормальным газом; 6—ручка управления подогревом воздуха; 7—штурвал управления жалюзи; 8—створки (лепестки) жалюзи.

Перемещение троса в трубке, передающееся на качалку управления тем или иным агрегатом, вызывается либо отклонением рычага или ручки (например, управление нормальным газом, колодцем подогрева масла, пожарным краном), либо через штурвалчик, соединенный с червячной передачей (например, управление шагом винта, жалюзи, створкой маслорадиатора и воздухозаборника).

Для облегчения управления агрегатами на ручках и штурвалах нанесены надписи и стрелки (например: «закр. — откр.»).

В учебном варианте (на средней нижней части приборной

доски) установлено второе управление нормальным газом (рис. 22). Оно состоит из дополнительного рычага 1 и поперечного вала 11, синхронизирующего отклонение обоих рычагов 1 и 18.

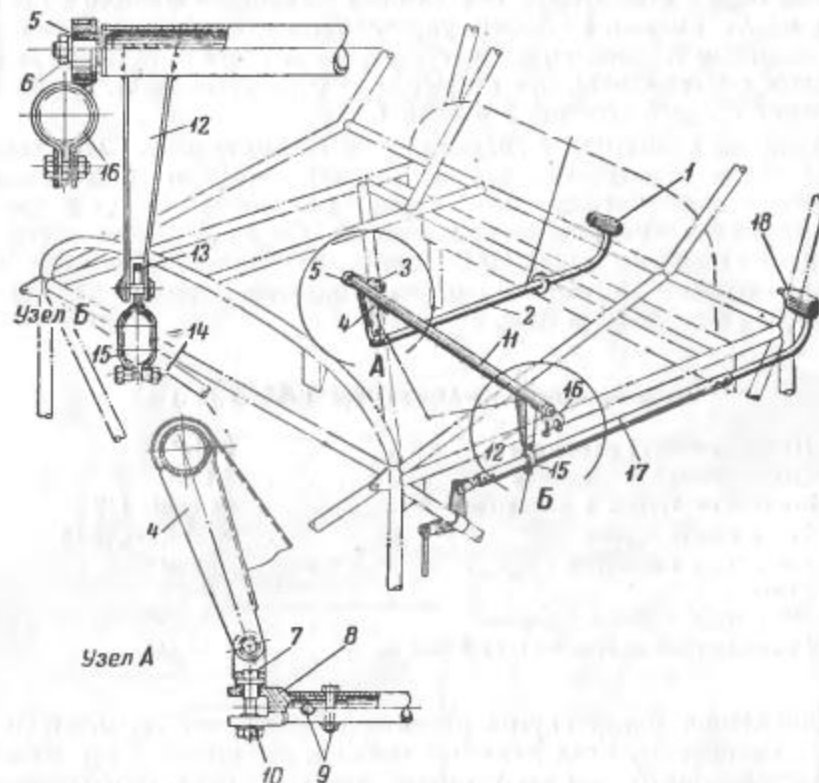


Рис. 22. Управление нормальным газом в учебном варианте.

1—дополнительный рычаг; 2—тяга; 3—кронштейн; 4—рычаг; 5—подшипник; 6—гайка; 7—вилка; 8—тяга; 9—болт; 10—гайка; 11—поперечный вал; 12—рычаг; 13—ушко; 14—болт; 15—хомут; 16—кронштейн; 17—тяга; 18—ручка.

#### 4. МАСЛОСИСТЕМА

Маслосистема (рис. 23) состоит из маслобака 1, воздушно-масляного радиатора ВМС-04 (8") 4, сетчатого фильтра на выходе масла из маслобака 3, маслососа, фильтра на входе масла в двигатель, шлангов 5, датчиков и указателей термометра 8 и манометра 7 замера температуры и давления масла. Эксплуатируемое масло для зимы и лета МС-20 и МК-22.

Маслобак 1 сварной конструкции изготовлен из листового материала АМЦ. Крепится двумя дуралевыми лентами 16 к кронштейнам на противопожарной перегородке. В верхней части бака

расположена заливная горловина 9, в крышку которой вмонтирована мерительная линейка 26 для определения количества масла.

На баке находится штуцер 11 дренажной трубки 10 для суфлирования бака с атмосферой. Внутри бака установлен колодец 2 прогрева масла, имеющий створки, управляемые рукояткой из кабины. При закрытом положении створок внутренняя полость колодца разобщается с маслобаком, при открытом — образуется щель, которая соединяет полости колодца 2 и бака 1.

Масло из радиатора 4 подводится в верхнюю часть колодца. Пилот имеет возможность для сокращения времени подготовки самолета к полету производить в зимних условиях запуск и прогрев двигателя при включенном колодце. После достижения температуры входящего масла 30°C начать опробование двигателя, в течение которого следует постепенно открывать створки колодца и прогреть все масло в баке.

#### Основные данные маслорадиатора ВМС-04 (8")

Площадь фронта радиатора . . . . .	3 дм <sup>2</sup>
Охлаждающая поверхность . . . . .	2,4 м <sup>2</sup>
Количество трубок в радиаторе . . . . .	не более 510
Тип и размер трубок . . . . .	K-7×229×0,15
Вес сухого радиатора . . . . .	8,55 кг
Емкость . . . . .	3,2 л
Допустимое рабочее давление . . . . .	3 кг/см <sup>2</sup>
Редукционный клапан отрегулирован на . . . . .	4 кг/см <sup>2</sup>

Циркуляция масла внутри радиатора происходит по межтрубному пространству. Если давление масла в радиаторе будет выше 4 кг/см<sup>2</sup> (например, при загустевании масла в сотах), срабатывает предохранительный клапан и масло проходит из двигателя в бак через обечайку радиатора, минуя соты.

Сетчатый фильтр 3 снабжен перекрывающим устройством, обеспечивающим осмотр фильтра без слива масла.

Датчик замера давления масла установлен у маслонасоса. Датчик 19 замера температуры входящего в двигатель масла установлен на переходнике 20 у фильтра. Их указатели вынесены в прибор ЭМИ-ЗК 13 на правой части приборной доски.

На различных участках маслосистемы установлены шланги: от фильтра до насоса 666М51-16-280-Ш, от двигателя до радиатора 666М51-16-710-Ш, от радиатора до бака 666М51-16-520-Ш, от датчика давления к манометру на ЭМИ-ЗК-666М51-4-900Ш (расшифровка маркировки шлангов, например, 666М-51-16-280Ш: 666М51 — номер нормали 1951 г., 16 — внутренний диаметр шланга, 280 — длина рукава с заделанными наконечниками; Ш — данный шланг относится только к маслосистеме). На участке между колодцем и фильтром расположен трубопровод 18 × 16 мм.

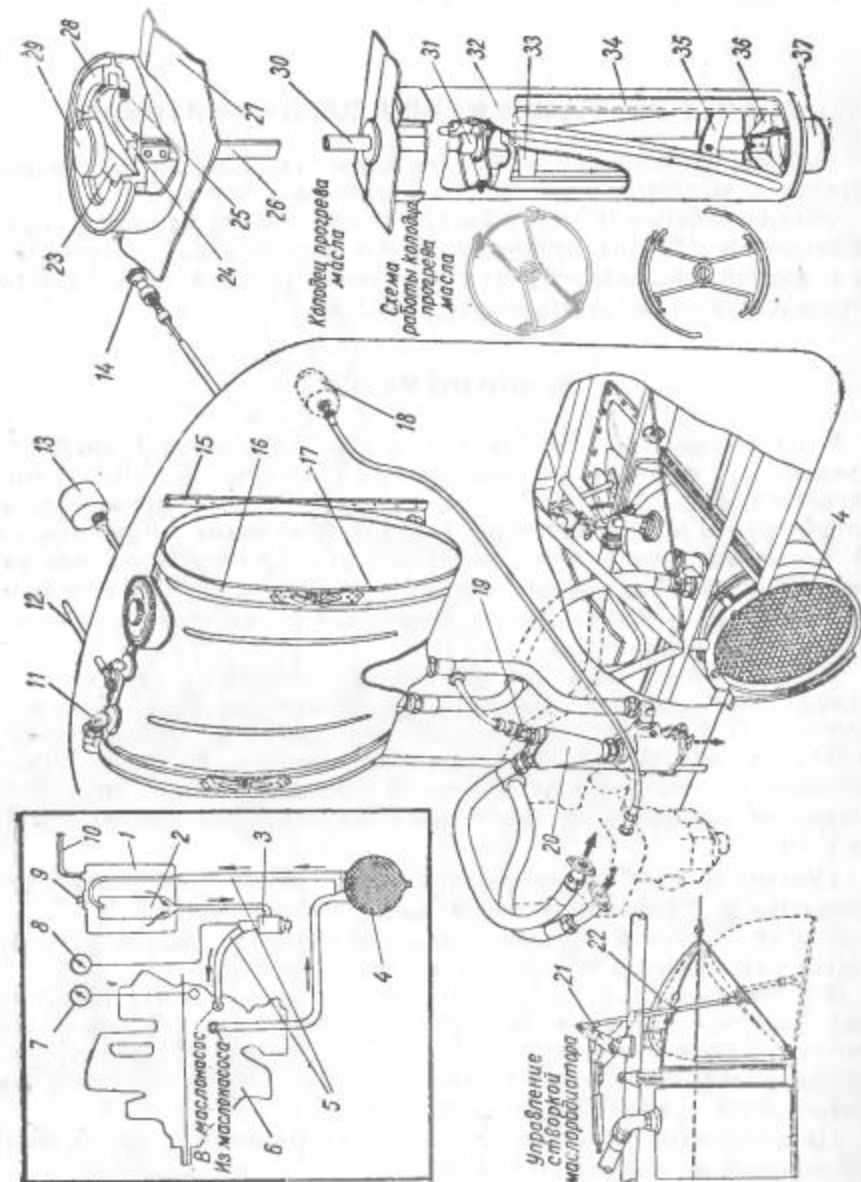


Рис. 23. Маслосистема.

1 — маслобак; 2 — колодец прогрева масла; 3 — фильтр-отстойник; 4 — радиатор ВМС-04 (8"); 5 — гибкий шланг; 6 — датчик АИИ-14Р; 7 — манометр; 8 — термометр; 9 — заливная горловина; 10 — дренажный трубопровод; 11 — штуцер дренажного трубопровода; 12 — тяга управления колодцем прогрева масла; 13 — трехстрелочный указатель ЭМИ-ЗК; 14 — ручка управления створкой маслорадиатора; 15 — балка; 16 — крепежная планка; 17 — резиновая прокладка; 18 — приемник давления масла П-156; 19 — приемник температуры входящего масла; 20 — карман; 21 — качалка; 22 — тяга; 23 — упор; 24 — крышка; 25 — прокладка; 26 — масломерная линейка; 27 — обечайка бака; 28 — горловина; 29 — винт; 30 — ось; 31 — втулка; 32 — цилиндр; 33 — стойка; 34 — стакан; 35 — стойка; 36 — опора; 37 — воронка.

## 5. СИСТЕМА РАЗЖИЖЕНИЯ МАСЛА БЕНЗИНОМ

Система разжижения масла бензином предусматривает подвод бензина в магистраль входящего в двигатель масла.

Бензин забирается от тройника у бензонасоса и через кран разжижения 772 (на противопожарной перегородке) направляется в фильтр маслоснабжения. Для дозирования бензина за тройником устанавливается жиклер диаметром 1,2 мм.

## 6. БЕНЗОСИСТЕМА

Бензосистема (рис. 24) состоит из двух бензобаков 1, двух бензиномеров 3, сливного 5 и пожарного 11 кранов, фильтра-отстойника 9, системы заливки 12 с заливочным шприцем 10, бензонасоса, манометра 14 замера давления бензина. Бензобаки 1 емкостью по 94 л, сварной конструкции, расположены в торцевой части каждой консоли крыла. Бак имеет заправочную горловину 2 с сетчатым фильтром, на котором нанесена шкала для определения количества горючего (от 60 до 80 л).

Каждый бак 1 имеет по два вывода бензина: из верхней и нижней точек, которые объединяются перед пожарным краном в единую магистраль. Такая система обеспечивает бесперебойную подачу топлива при любом положении самолета. В нижней точке проводки расположен сливной кран 5, обеспечивающий при необходимости полный слив горючего. Сорт эксплуатируемого бензина Б-70.

Пожарный кран 11 клапанного типа имеет два положения: «открыто» и «закрыто», управляется из кабины пилота.

Фильтр 9 снабжен краном для слива отстоя. После фильтра бензин направляется к насосу, а из него в карбюратор.

На самолете предусмотрена система заливки бензина в цилиндры двигателя перед его запуском. На двигателях 2-й серии бензин из заливочного шприца подается в общий коллектор и оттуда — в камеры сгорания верхних цилиндров. На 3 серии зашприцовка производится в смесительный цилиндр.

Датчик замера давления установлен на тройнике у насоса. Указатель вынесен в прибор ЭМИ-3К.

На самолете установлены два бензиномера 3, работающие по принципу сообщающихся сосудов. Каждый бензиномер состоит из кожуха и стеклянной трубки. Нижняя часть бензиномера соединена с трубопроводом, идущим из бензобака, верхняя — с системой дренажирования. Уровень бензина в бензинометрах соответствует его уровню в баках.

Чтобы учесть изменение уровня горючего в баках в линии полета и на стоянке, бензинометры имеют две шкалы: внутреннюю для определения количества горючего в полете и внешнюю для определения количества горючего на стоянке.

На случай выхода из строя стекла бензиномера, чтобы предот-

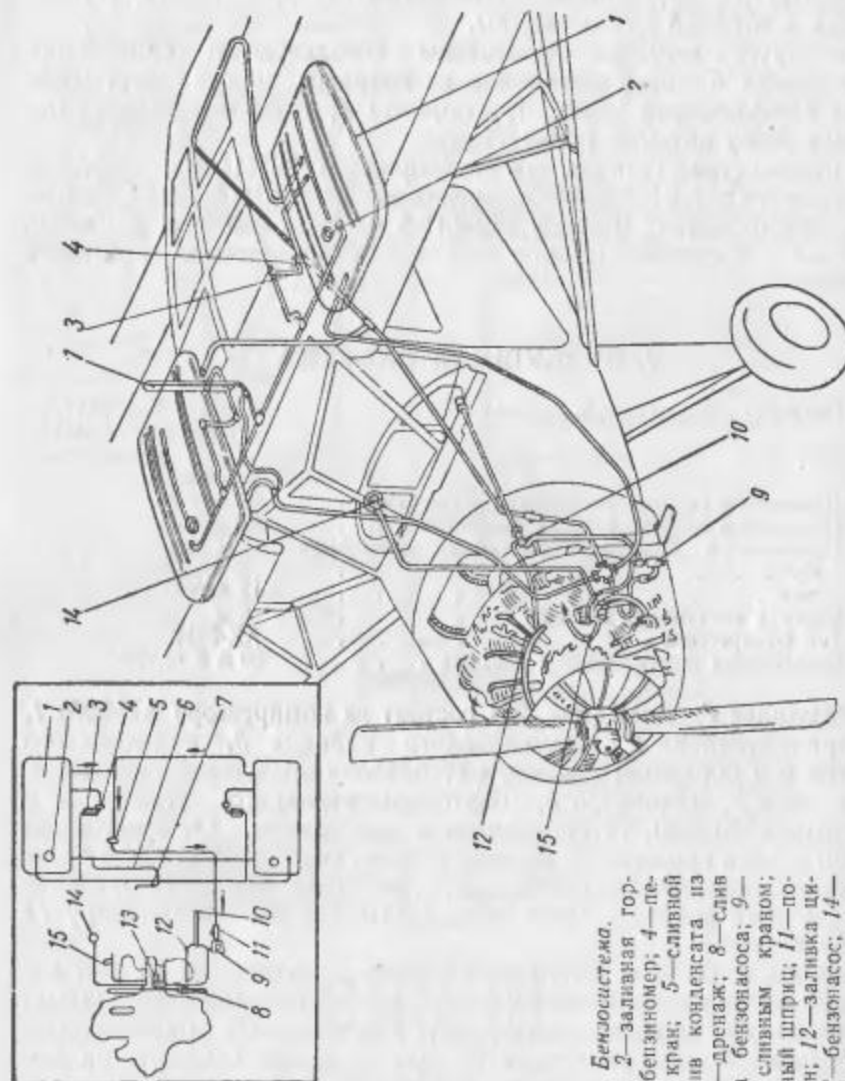


Рис. 24. Бензосистема.  
1—бензобак; 2—заливная горловина; 3—бензиномер; 4—переливной кран; 5—сливной кран; 6—слив конденсата из дренажа; 7—дренаж; 8—слив из сальника бензонасоса; 9—фильтр со сливным краном; 10—заливной шприц; 11—пожарный кран; 12—заливка цилиндров; 13—бензонасос; 14—трехстрелочный индикатор ЭМИ-3К; 15—кран разжижения масла.







Прямоточный фильтр 4 сетчатой конструкции. Сетка фильтра фиксируется в верхнем положении пружиной.

Обратный клапан установлен у баллона сжатого воздуха, он состоит из корпуса, золотника с резиновым гнездом и пружины. Служит для предотвращения стравливания воздуха из баллона при сливе конденсата из фильтра-отстойника или нарушения герметичности участка воздушной системы от компрессора до баллона.

Баллон 6 воздушной системы стальной, сварной конструкции, имеет шаровую форму. Установлен на правой стороне противопожарной перегородки, крепится к ней стяжными лентами.

Кран сети 7 вентильный, предназначен для отключения баллона 6 от потребителей на стоянке. За краном в систему включен манометр МВ-80 8.

Бортовой зарядный штуцер 13 расположен с левого борта самолета, между 1 и 2 рамами. Предназначен для зарядки баллона от аэродромного источника.

Обратный клапан у штуцера по конструкции аналогичен клапану у баллона.

Трубки воздушной системы дюралюминовые. На участке между редуктором и бортовым зарядным штуцером имеют размер  $6 \times 4$  мм, остальные  $8 \times 6$  мм. Между компрессором и фильтром-отстойником установлен резиновый шланг.

#### Система запуска двигателя

Система запуска двигателя состоит из крана ЭК-48 МАИ 10, редукционного клапана 9, распределителя сжатого воздуха и трубопроводов размером  $8 \times 6$  мм.

Кран запуска двигателя — ЭК-48 МАИ электрический, соленоидного типа. Управление краном осуществляется пусковой кнопкой ВК-2-140В-1, установленной с левой стороны приборной доски.

Кран ЭК-48 МАИ устанавливается с правой внешней стороны противопожарной перегородки.

В системе запуска двигателя установлен редукционный клапан 9, отрегулированный на  $25 \text{ кг/см}^2$ . Конструктивно он выполнен так же, как и редукционный клапан основной сети.

#### Управление цилиндром закрылков

Агрегатами воздушной системы, обслуживающими управление закрылками, являются кран 12 и цилиндр 11 уборки и выпуска закрылков.

При установке крана 12 в положение, соответствующее отклонению закрылков на  $20^\circ$  (взлетное положение), сжатый воздух из общей сети под давлением  $50 \text{ кг/см}^2$  подается к штуцерам А и В (штуцер В соединяется через кран с атмосферой). Сжатый воздух отодвигает вправо (открыв шариковый замок) поршень, отклоняет шток и связанные с ним закрылки.

Это перемещение будет продолжаться до тех пор, пока буртик на штоке не упрется в плавающий поршень, расположенный меж-

ду штуцерами В и В, который, благодаря подаче сжатого воздуха к штуцеру В, займет крайнее левое положение.

Площадь плавающего поршня больше площади поршня со штоком, а давление, действующее на них, одинаковое, поэтому плавающий поршень будет играть роль замка, препятствующего дальнейшему отклонению закрылков. Ход штока в этом случае составит 38 мм.

При установке ручки крана 12 в положение, соответствующее отклонению закрылков на  $40^\circ$  (посадочное положение), сжатый воздух подводится к штуцеру А, а штуцера В и В соединяются через кран с атмосферой. При этом плавающий поршень отходит в крайнее правое положение и шток получает дополнительное перемещение на 39 мм. При уборке закрылков сжатый воздух подается к штуцерам В и В, а штуцер А соединяется с атмосферой. Под давлением воздуха поршень занимает крайнее левое положение и шарики замка устанавливаются в гнезда.

#### Управление тормозами колес

Управление тормозами колес состоит из клапана ПУ-6, дифференциала Д-1, тормозных цилиндров и трубопроводов.

Нажимая на тормозную гашетку, пилот через систему тросов и рычагов давит на толкач 1 клапана ПУ-6 (рис. 26). При этом толкач 1 через пружину 2 растягивает мембранный поршень 4, кла-

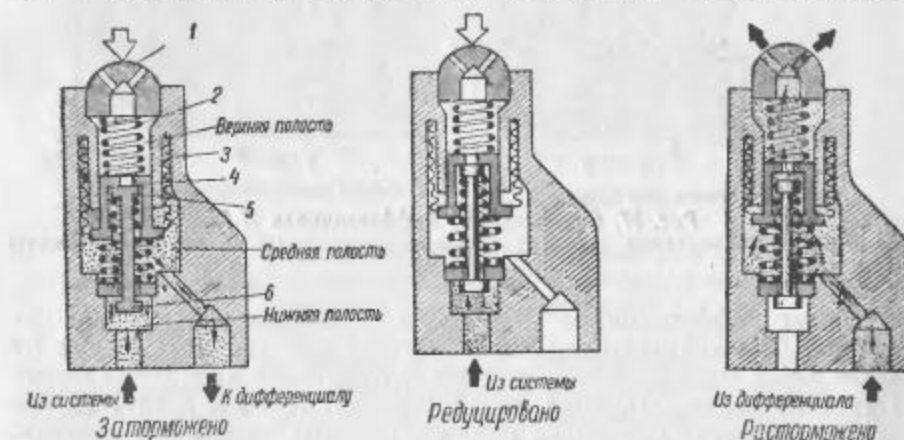


Рис. 26. Схема работы клапана ПУ-6.

пан 5 выпуска перекрывается и открывается клапан 6 впуска: воздух поступает к дифференциалу. Когда давление в полости клапана ПУ-6 превысит заданное, регулируемое затяжкой пружины 2, она сожмется и клапан 6 впуска перекроется. Если пилот отпустит тормозную гашетку (положение расторможено), мембранный поршень 4

сжатся и откроет клапан 5 выпуска. Воздух из тормозных цилиндров через дифференциал, клапан 5 выпуска и отверстия в толкателе 1 стравливается в атмосферу.

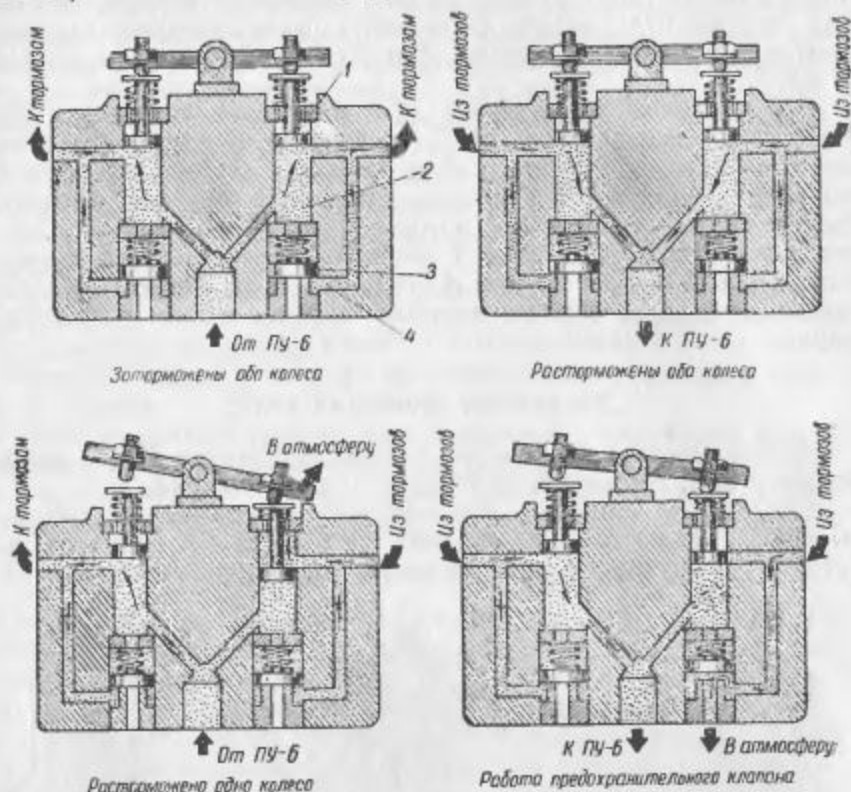


Рис. 27. Схема работы дифференциала Д-1.

1—поршень; 2—средняя камера; 3—предохранительный клапан; 4—нижняя камера.

Рычаг дифференциала Д-1 связан с ножным управлением самолета. При нейтральном положении педалей сжатый воздух от ПУ-6 через дифференциал проходит к тормозным цилиндрам колес. При отклонении, например, левой (правой) педали, воздух из полости тормозных цилиндров правого (левого) колеса стравливается через открывающиеся в дифференциале, вследствие принудительного опускания поршня, отверстия, происходит торможение только левого (правого) колеса.

При отпущенной тормозной гашетке воздух из тормозных цилиндров проходит через дифференциал к клапану ПУ-6, а из клапана — в атмосферу. Если при общем расторможении колес педали не установлены в нейтральное положение и один из поршней перекрывает канал в дифференциале, стравливание воздуха происходит через предохранительный клапан 3.

Трубопроводы тормозной системы  $6 \times 4$  мм.

## 8. ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

### Система обогрева кабины

Отопительная система кабины (рис. 28) самолета состоит из заборника воздуха 1, расположенного в вырезе жалюзи, обогревателя 2 секции выхлопного коллектора с приваренными к ней пластинами, заслонки отопительной системы (рукоятка управления заслонкой расположена в правой части приборной доски) и трубопроводов подвода теплого воздуха в кабину.

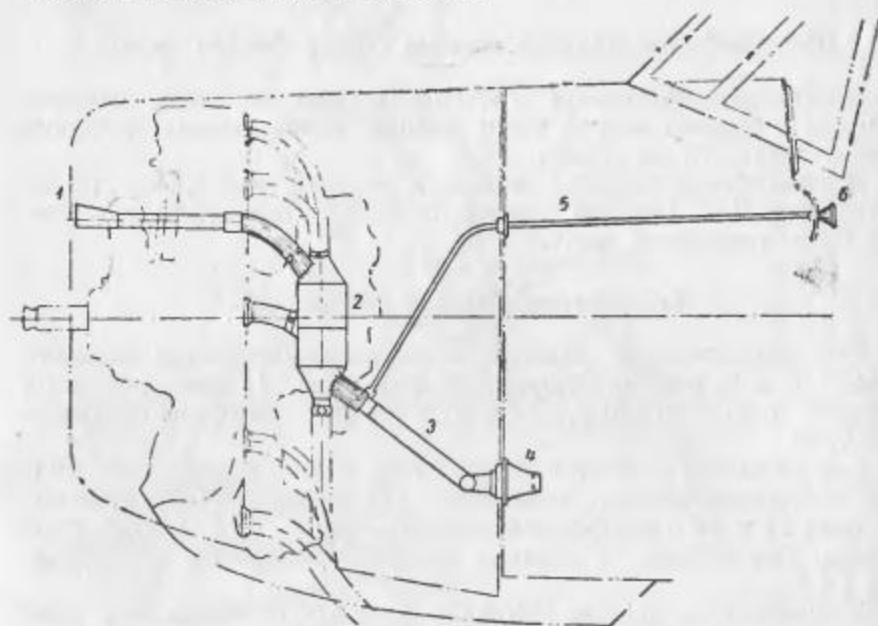


Рис. 28. Система обогрева кабины.

1—заборник воздуха; 2—обогреватель; 3—трубопровод; 4—раструб; 5—тяга; 6—ручка управления заслонкой.

Рожки 4 вывода теплого воздуха расположены на противопожарной перегородке у ног пилота и у ног правого заднего пассажира. Попадая через заборник в теплообменник, воздух, соприкасаясь с секцией выхлопного коллектора, нагревается и, в зависимости от положения заслонки, подается в кабину или отводится в атмосферу.

### Вентиляционная система

В летнее время заборник воздуха отопительной системы используется для подвода свежего воздуха в кабину. Управление его подачей осуществляется заслонкой системы обогрева кабины. Кроме того, предусмотрена индивидуальная вентиляция для пило-

та и каждого пассажира в виде специальных стаканчиков над каждым сиденьем.

В верхнем положении стаканчика вентиляция включена, в нижнем — выключена.

Стаканчики проворачиваются в своих гнездах, чем обеспечивается возможность направлять свежий воздух в нужном направлении. Форточки входных дверей самолета выполнены сдвижными, что позволяет использовать их при необходимости для притока свежего воздуха в кабину.

### Противообледенительная система стекла фонаря пилота

Противообледенительная система состоит из бачка, расположенного в верхней правой части кабины, крана подачи и трубки вывода жидкости на стекло.

Противообледенительная жидкость подается под щетку стеклоочистителя АС-2, который включается АЗС, установленным в нижней части приборной доски.

### Сельскохозяйственная аппаратура

При использовании самолета в сельскохозяйственном варианте между 3 и 4 рамами устанавливается бак 11 для химикатов (рис. 29) емкостью 470 л, для чего к 3 раме приварены специальные узлы.

Бак выполнен из нержавеющей стали и используется для жидких и порошкообразных химикатов. Имеет загрузочную горловину, окна 24 и 26 и внутреннюю мерную шкалу для контроля заправки. Бак отделен от кабины пилота брезентовой перегородкой 12.

В зависимости от вида химиката на нижнюю часть бака устанавливается насосный агрегат опрыскивателя или дозирующее устройство опыливателя.

Насосный агрегат 5 приводится в действие ветряком 4, который вращается от набегающего потока воздуха. Засасывая жидкость из бака, насос нагнетает ее в штанги 1, расположенные вдоль передних подкосов и далее по концам крыльев. Каждая штанга разъемная и имеет насадки 2. В зависимости от тонкости необходимого распыления жидкости, в насадки устанавливаются распылители с отверстиями различного диаметра.

В варианте опыливателя на нижнюю часть бака устанавливается дозирующее устройство 29, при помощи которого можно регулировать расход химикатов в единицу времени. На дозирующее устройство одевается туннельный распылитель 22, который крепится к фюзеляжу при помощи подкосов. Для перемешивания химикатов в баке устанавливается мешалка 27, приводимая в действие верхним ветряком.

При небольших расходах (например, при рассеивании зерновых при- манок) на дозирующее устройство монтируется микродозировщик.

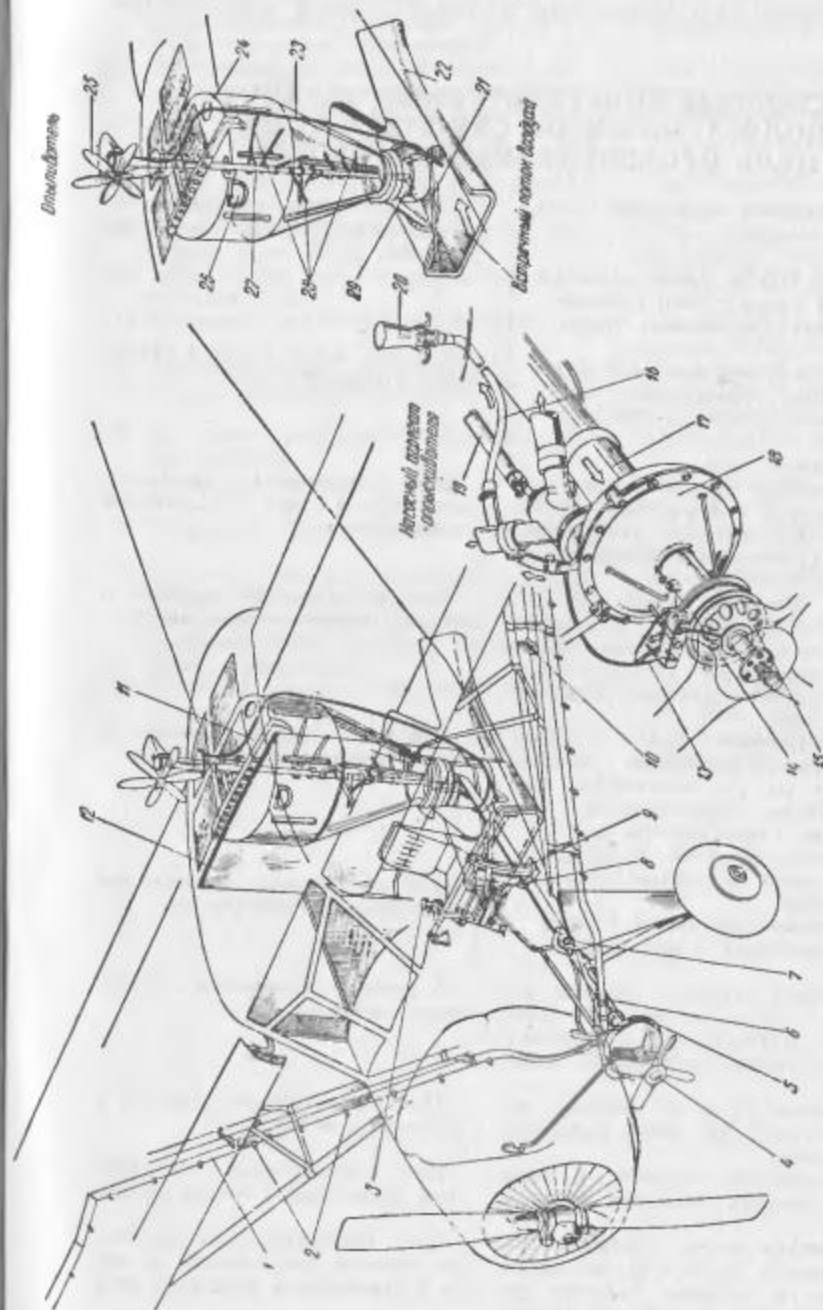


Рис. 29. Сельскохозяйственная аппаратура самолета Як-12М.

1—штанга опрыскивателя; 2—насадки опрыскивателя; 3—винт регулировки управления; 4—ветряк опрыскивателя; 5—насосный агрегат; 6—питающая труба; 7—рычаг управления тормозом ветряка опрыскивателя; 8—ручка управления сельскохозяйственной аппаратурой; 9—сектор управления; 10—зеркало; 11—бак; 12—пыленепроницаемая перегородка; 13—трос управления тормозом; 14—лента; 15—барабан; 16—трубка гид-

равлического перемешивателя; 17—питающая трубка; 18—цепповый насос; 19—тага управления клапаном насоса; 20—диффузор перемешивателя; 21—тага управления; 22—туннельный распылитель; 23—трос управления тормозом ветряка; 24—окно для подсвета; 25—ветряк; 26—смотровое окно; 27—вал рыхлителя; 28—пружинные лопатки рыхлителя; 29—дозировочный агрегат.



Управление сельскохозяйственной аппаратурой осуществляется из кабины ручкой 8, установленной с левой стороны сиденья пилота.

### 9. ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ ОТЛИЧИЯ САМОЛЕТА Як-12М ОТ САМОЛЕТА Як-12Р И ЦЕЛЬ ПРОИЗВЕДЕННЫХ ДОРАБОТОК

1. Самолет обеспечен тормозными металлическими лыжами.
2. Увеличена на 600 мм длина каркаса фюзеляжа, в связи с этим добавлена одна рама фюзеляжа с подкосами.
3. На верхнем гаргроте фюзеляжа размещен гребень вертикального оперения (форкиль), плавно переходящий в киль.
4. Изменена форма киля.
5. Усилены боковые панели каркаса фюзеляжа между 2 и 4 рамами. Грузовая дверь с помощью поперечного профиля включена в силовую схему фюзеляжа.
6. К 3 раме приварены узлы для крепления бака химикатов. В верхнем гаргроте и в нижней обшивке фюзеляжа сделаны люки (верхний — для загрузки, нижний — для выпуска химиката из бака).
7. На каждой половине крыла у нервюры 10 и между нервюрами 14 и 15 установлено по два кронштейна для крепления штанг опрыскивателя.
8. В креплении стабилизатора к фюзеляжу увеличена база крепления передних узлов и добавлены две ленты-расчалки.
9. Усилены поперечные трубы 7 рамы в местах крепления узлов амортизатора.
10. В полу кабины самолета сделаны вырезы: под аккумуляторную батарею, передатчик радиостанции и проводку управления сельскохозяйственной аппаратурой.
11. В полу фюзеляжа и на боковых панелях предусмотрены места крепления мягкого дивана.
12. Усилены передние подкосы и узлы крепления задних подкосов крыла к фюзеляжу.
13. Усилены стойки шасси: увеличено сечение подкосов до  $35 \times 22$  мм вместо  $33 \times 20$  мм и сечение раскосов до  $33 \times 30$  мм вместо  $30 \times 27$  мм. Давление в пневматиках увеличено до  $2,5 \text{ кг/см}^2$  вместо  $1,5 \text{ кг/см}^2$ .

Для улучшения эксплуатационных качеств самолета в зимних условиях.

Для улучшения боковой устойчивости самолета.

Для обеспечения прочности конструкции под увеличенный полетный вес.

Для использования самолета в сельскохозяйственном варианте.

Для использования самолета в сельскохозяйственном варианте.

Для обеспечения прочности под увеличенный полетный вес.

В связи с изменением компоновки самолета.

Для использования самолета в пассажирском варианте.

Для обеспечения прочности под увеличенный полетный вес.

Для обеспечения прочности и достаточной амортизации в связи с увеличением полетного веса.

14. В хвостовой установке резиновая пластинчатая амортизация заменена масляно-воздушной; усилена ферма и узлы крепления амортизатора.
15. Установлено взлетное положение закрылков ( $20^\circ$ ), посадочное положение оставлено равным  $40^\circ$ . В связи с этим изменена конструкция крана и цилиндра управления закрылками.
16. Снят тормозной сошник и воздушная проводка к нему.
17. Вместо кнопки запуска двигателя установлен кран ЭК-48 МАИ.
18. Установлено два дополнительных рожка-вентилятора.
19. Изменена установка бензинометров.
20. Нанесена шкала на фильтрах запорочных горловин бензобаков.
21. На борту установлена таблица загрузки самолета.
22. Установлен мановакуумметр.
23. Установлен гироскоп компас ГПК-48.
24. Увеличена емкость маслобака до 25 л вместо 16,5 л.
25. Дренажная трубка бензобаков расположена вдоль передней кромки антенны радиостанции.
26. Изменено расположение двух верхних стержней моторамы.
27. Установлены кронштейны для установки самолета на поплавковое шасси.

Для обеспечения прочности и достаточной амортизации в связи с увеличением полетного веса.

Для улучшения взлетных характеристик самолета с увеличенным полетным весом.

Для уменьшения веса конструкции самолета.

Для улучшения эксплуатационных качеств самолета.

Для удобства пассажиров.

Для более точного отсчета количества горючего.

Для замера количества горючего от 140 до 170 л (в стоячном положении самолета).

Для удобства загрузки.

Для установки заданного режима полета.

Для облегчения пилотирования самолетом.

Для увеличения запаса масла.

Для удобства осмотра.

Для установки генератора ГСК-1500М.

Для использования самолета в гидростроительном варианте.



## ГЛАВА II

### ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ И КОНСТРУКЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ АИ-14Р И ЕГО АГРЕГАТОВ

#### 1. ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ АИ-14Р

Обозначение двигателя . . . . .	АИ-14Р
Система охлаждения . . . . .	Воздушная
Число цилиндров . . . . .	9
Расположение цилиндров . . . . .	Однорядная звезда
Порядок нумерации . . . . .	Против хода часовой стрелки, если смотреть со стороны задней крышки двигателя, считая верхний цилиндр первым. Главный шатун расположен в цилиндре № 4
Диаметр цилиндра . . . . .	105 мм
Ход поршня для цилиндров:	
№ 4 . . . . .	130 мм
№ 3 и 5 . . . . .	130,15 мм
№ 2 и 6 . . . . .	130,23 мм
№ 1 и 7 . . . . .	131,25 мм
№ 8 и 9 . . . . .	130,39 мм
Рабочий объем всех цилиндров . . . . .	10,161 л
Степень сжатия . . . . .	5,9 ± 0,1
Направление вращения коленчатого вала и вала винта (если смотреть со стороны задней крышки двига- теля) . . . . .	Левое
Тип и передаточное число редуктора . . . . .	Планетарный 0,787
Тип нагнетателя и передаточное чис- ло привода . . . . .	Центробежный, приводной, неуправляе- мый, с передаточным числом 7,105.
Высотность двигателя . . . . .	Невысотный. Нагнетатель установлен для создания наддува на взлетном и номинальном режимах, улучшения смесеобразования и распределения смеси по цилиндрам.
Вес сухого двигателя (без компрес- сора и генератора) . . . . .	192 ± 2% кг

#### Режимы работы двигателя (у земли)

Режим	Мощность, л. с.	Число обо- ротов ко- ленчатого вала, об/мин	Давление на всасы- ваний, мм рт. ст.	Расход топлива, г/л. с. ч.	Расход топлива, кг/час
Взлетный (не более 5 мин.) . . . . .	260—2%	2350±1%	B <sub>0</sub> *)+35±10	255—280	66,4—72,7
Номинальный . . . . .	220—2%	2050±1%	B <sub>0</sub> +30±10	240—255	52,8—56,7
Крейсерские:					
0,75 ном . . . . .	165	1860±1%	680±15	210—225	34,7—37,1
0,6 ном . . . . .	132	1730±1%	630±15	205—225	27,1—29,7

\*) B<sub>0</sub> — атмосферное давление у земли.

Максимально допустимое число оборотов в минуту (не более 3 мин.) . . . . .	2450±1% об/мин
Минимальное число оборотов в минуту (ма- лый газ) . . . . .	не выше 500 об/мин
Время перехода (приемистость) от режима малого газа до взлетного . . . . .	2—3 сек.

#### Температура головок цилиндров

Минимальная для хорошей приемистости . . . . .	120°C
Рекомендуемая (нормальная) . . . . .	180—210°C
Максимальная при длительной работе . . . . .	230°C
Максимально допустимая при взлете и на- боре высоты (не дольше 15 мин.) . . . . .	240°C

#### Система питания топливом

Сорт бензина . . . . .	Б-70, ГОСТ 1012-46
Тип карбюратора . . . . .	Бесплавковый, К-14БП или К-14А
Давление бензина перед карбюратором:	
на режимной работе . . . . .	0,2—0,5 кг/см <sup>2</sup>
на минимальном числе оборотов . . . . .	не ниже 0,15 кг/см <sup>2</sup>
Тип бензинового насоса . . . . .	коловратный, 702М, правого вращения

#### Система смазки

Сорт масла для летней и зимней эксплуата- ции . . . . .	МК-22 или МС-20
Масляный насос . . . . .	Шестеренчатый, левого враще- ния
Расход масла на номинальном и крейсер- ском режимах . . . . .	Не более 12 г/л. с. ч.
Давление масла в главной магистрали:	
на режиме 0,4 номинала и выше . . . . .	4 ÷ 6 кг/см <sup>2</sup>
на режиме малого газа . . . . .	Не менее 1,5 кг/см <sup>2</sup>

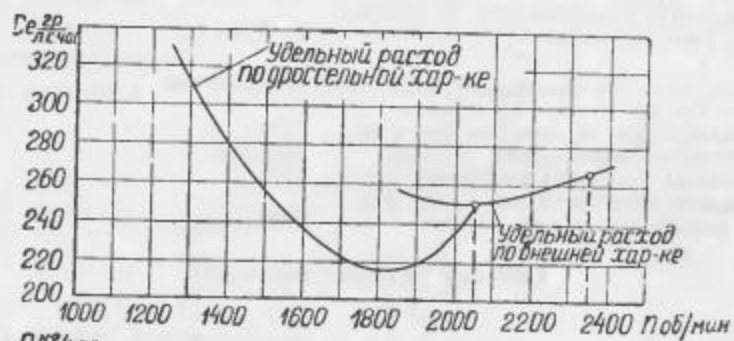
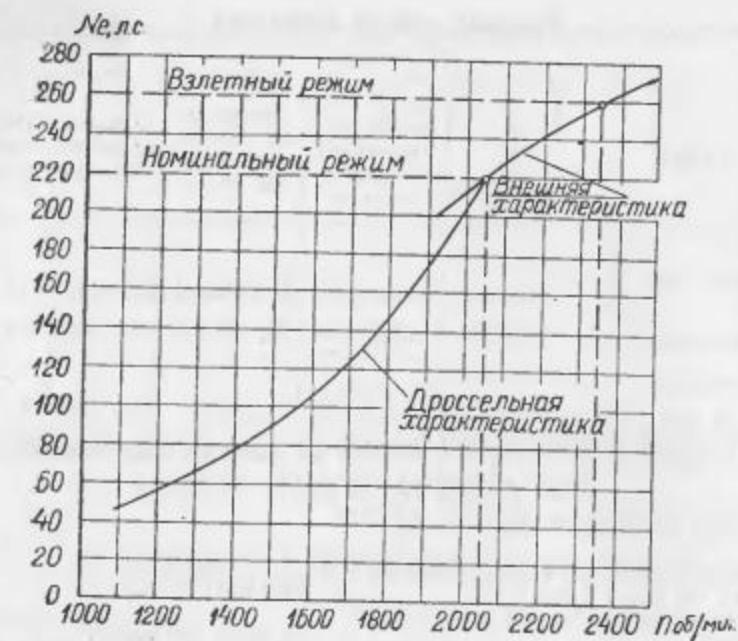


Рис. 30. Внешняя и дроссельная характеристики двигателя АИ-14Р.

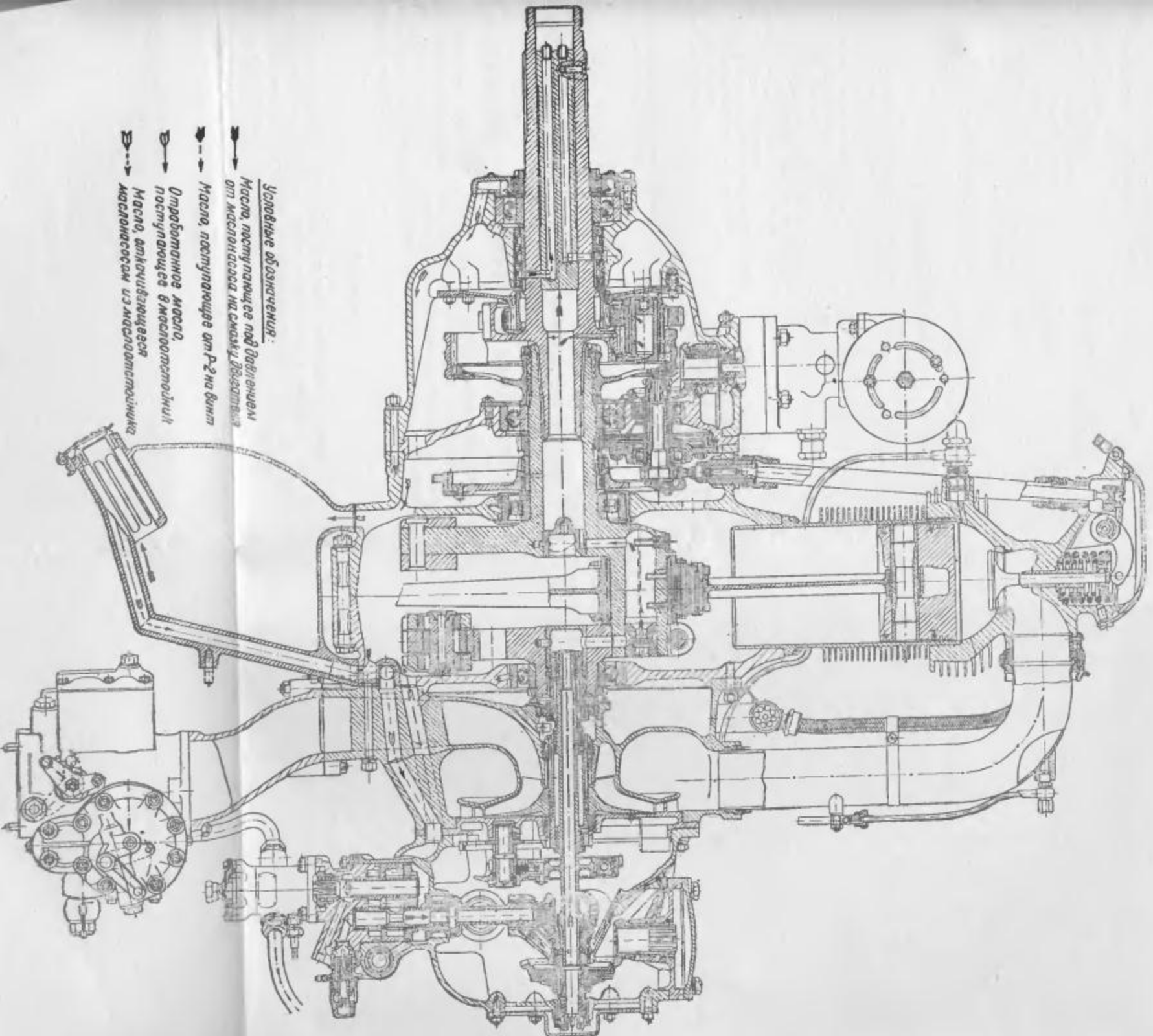


Рис. 31. Двигатель АИ-14Р.

Вариант самолета	Полетный вес, кг	Кол-во пассаж.	Груз или багаж	Заправка горючим, кг(л)
<b>Самолет Як-12М</b>				
Пассажирский . . . . .	1500	3	15	125 (167)
Санитарный . . . . .	1500	3	—	130 (174)
Грузовой . . . . .	1460	—	300	79 (105) *)
Сельскохозяйственный:				
опыливатель . . . . .	1450	—	300	82 (110)
опрыскиватель . . . . .	1450	—	300	73 (100)
Самолет Як-12Р . . . . .	1305	2	20	135 (180)

## 2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАСХОДА ГОРЮЧЕГО В ПОЛЕТЕ

Потребное количество горючего определяется:

$$G_{\text{гор}} = G_{\text{расх}} + G_{\text{н-з}} + G_{\text{земл.}}$$

где  $G_{\text{расх}}$  — количество горючего, расходуемое в полете,  
 $G_{\text{н-з}}$  — навигационный запас (не менее, чем на 1 час полета),

$G_{\text{земл.}}$  — горючее, расходуемое на земле (прогрев и опробование двигателя, руление). Составляет летом 6—7 л, зимой 9—10 л.  $G_{\text{земл.}}$  не включается в расчет загрузки самолета и полностью расходуется к моменту взлета.

Расход горючего установлен для самолетов Як-12М и Як-12Р — 37 кг/час.

Определение расхода горючего в полете ( $G_{\text{расх}}$ ):

$$G_{\text{расх}} = G_{\text{наб-выс}} + G_{\text{гор-пол}} + G_{\text{кр.}}$$

где 1)  $G_{\text{наб-выс}}$  — количество горючего, потребное для набора заданной высоты, определяется по таблице.

Режим набора высоты — номинальный  
 ( $n = 2050$  об/мин, полный газ).

Высота, м		500	1000	2000	3000
Расход горючего, л	Самолет Як-12М	2,5	5,0	11,0	19,0
	Самолет Як-12Р	2,5	4,5	9,5	16,5

\*) При снятом приемнике АРК-5.

2)  $G_{\text{гор-пол}}$  — количество горючего, потребное для выполнения горизонтального полета.

Определяется по таблице наивыгоднейших крейсерских режимов горизонтального полета.

Самолет Як-12М. Полетный вес — 1430 кг

$V_{пр},$ км/час	$V_{ст},$ км/час	$n,$ об/мин	$P_{к},$ л.с.	$q,$ л/км	$Q,$ л/час	Примечание
Высота полета 500 м						
166	177	2050	730	0,437	77,4	Режим максимальной скорости полета.
160	171	2010	710	0,392	67,0	Режим крейсерский.
150	160	1850	680	0,327	52,3	» »
140	149	1680	645	0,274	40,8	» »
130	138	1530	620	0,238	32,8	» »
120	127	1420	595	0,223	28,3	Режим максимальной дальности полета.
110	116	1400	575	0,229	26,6	Режим максимальной продолжительности полета.
100	105	1400	560	0,251	26,4	
Высота полета 1000 м						
161	176	2050	685	0,428	75,4	Режим максимальной скорости полета.
150	164	1940	650	0,352	57,7	Режим крейсерский.
140	153	1770	620	0,296	45,3	» »
130	141	1620	600	0,254	35,8	» »
120	130	1480	580	0,233	30,3	» »
115	125	1430	570	0,231	28,9	Режим максимальной дальности полета.
110	107	1400	550	0,253	27,1	Режим максимальной продолжительности полета.
Высота полета 2000 м						
151	173	2050	620	0,401	69,4	Режим максимальной скорости полета.
140	161	1920	590	0,330	53,1	Режим крейсерский.
130	149	1750	575	0,280	41,7	» »
120	137	1600	560	0,250	34,2	» »
110	125	1480	555	0,242	30,2	Режим максимальной дальности полета.
100	113	1410	560	0,256	28,9	Режим максимальной продолжительности полета.



Прокачка масла на номинальном режиме при температуре входящего масла 50—65°C . . . . .	2,9—6,5 кг/мин
Теплоотдача в масло:	
на взлетном режиме . . . . .	Не выше 110 ккал/мин
на номинальном режиме . . . . .	Не выше 95 ккал/мин
Температура входящего масла:	
рекомендуемая . . . . .	50—60°C
минимально допустимая . . . . .	30°C
максимальная при длительной работе . . . . .	75°C
Максимально допустимая (не дольше 15 мин.) . . . . .	85°C
Максимально допустимая температура входящего масла . . . . .	125°C

### Газораспределение

Регулировка газораспределения в градусах поворота коленчатого вала (по цилиндру № 4):	
начало впуска до ВМТ . . . . .	20 ± 4°
конец впуска после НМТ . . . . .	54 ± 4°
начало выпуска до НМТ . . . . .	65 ± 4°
конец выпуска после ВМТ . . . . .	25 ± 4°
Зазор между роликом рычага и штоком клапана (впуска и выпуска) при холодном состоянии двигателя:	
для проверки фаз газораспределения . . . . .	1,1 мм
устанавливаемый для работы . . . . .	0,3—0,4 мм
Запуск двигателя . . . . .	Воздушный
Приборы зажигания . . . . .	Два экранированных магнето БСМ-9—25° или М-9, с перелачным числом 1,125
Порядок зажигания в цилиндрах . . . . .	1-3-5-7-9-2-4-6-8
Тип установленных свечей . . . . .	СД-49С или СД-49СМ

### Характеристики двигателя

Внешняя и дроссельная характеристики двигателя АИ-14Р и кривые изменения удельного и часового расхода топлива приведены на рис. 30.

## 2. СВЕДЕНИЯ ПО КОНСТРУКЦИИ ДВИГАТЕЛЯ АИ-14Р

Двигатель АИ-14Р (рис. 31) звездообразный, девятицилиндровый, четырехтактный, воздушного охлаждения. Основные его узлы: картер, цилиндровая группа, кривошипно-шатунный механизм, нагнетатель, редуктор, механизм газораспределения, приводы к агрегатам и агрегаты.

### Картер

Картер состоит из носка картера, передней крышки упорного подшипника коленчатого вала, переднего и заднего полукартеров, смесесборника, диффузора и задней крышки. Все его части собраны на болтах и шпильках.

Носок картера (рис. 32, а) отлит из магниевого сплава МП-5. В верхней части носка сделаны два фланца для установки суфлера и регулятора оборотов винта Р-2. Для подвода и отвода масла к регулятору в носке картера просверлены специальные каналы; на входе масла расположен сетчатый фильтр.

В передней части носка картера установлен упорный шарикоподшипник вала винта; в центральную ступицу впрессована втулка с отверстиями для подвода и отвода масла к регулятору оборотов.

В носке картера монтируется механизм редуктора; в его внутренней полости к фланцу винтами крепится ступица неподвижной шестерни. Передняя часть носка закрывается крышкой упорного подшипника; крепление носка картера к среднему картеру осуществляется при помощи 18 шпилек.

Между носком картера и средним картером расположена передняя крышка упорного подшипника коленчатого вала (рис. 32, б) (из сплава МП-5), на которой устанавливаются упорный подшипник коленчатого вала, шестерня промежуточной передачи газораспределения и привода регулятора оборотов.

Упорный подшипник расположен в гнезде в центре крышки; от продольного перемещения подшипник спереди удерживается стальной шайбой, закрепленной шестью шпильками, сзади — внутренним буртом бобышки.

В верхней задней части крышки выполнен подковообразный прилив для установки промежуточной передачи газораспределения; в передней части крышки имеется кронштейн для установки шестерни привода регулятора оборотов.

В крышке сделано 4 отверстия: три — для суфлирования полостей носка и среднего картера, нижнее — для слива масла из носка картера.

Средний картер (рис. 32, в) состоит из переднего 1 и заднего 2 полукартеров, штампованных из сплава АК-6. Полукартеры стягиваются и центрируются между собой девятью стяжными болтами. На среднем картере расположено девять фланцев с восемью шпильками на каждом для крепления цилиндров. К нижней части среднего картера, между 5 и 6 цилиндрами на 4 шпильках крепится маслоотстойник.

Передний полукартер имеет 18 фланцев для направляющих толкателей и отверстия в вертикальной стенке: среднее — для установки переднего роликового подшипника коленчатого вала, три — для суфлирования и прямоугольное — для слива масла из передней части двигателя.

В вертикальной стенке заднего полукартера предусмотрено четыре отверстия: среднее — для установки заднего шарикового подшипника коленчатого вала и три отверстия суфлирования двигателя.

Кроме того, в нижней части заднего фланца полукартера имеется два отверстия: верхнее — для слива масла из задней части дви-

гателя в средний картер и нижнее — для откачки масла из маслоотстойника.

Смесесборник (рис. 33, а) двигателя отлит из сплава АЛ-5 и крепится к среднему картеру на 14 шпильках.

Внутри смесесборника расположена смесительная камера, из

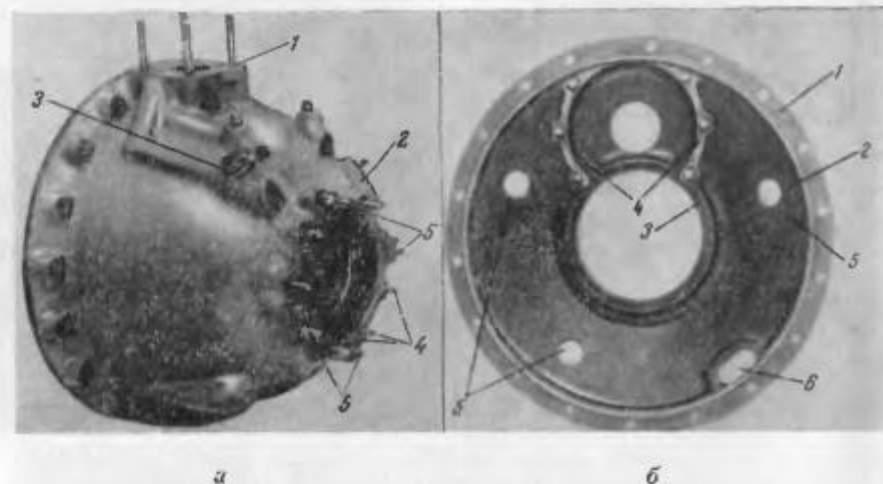
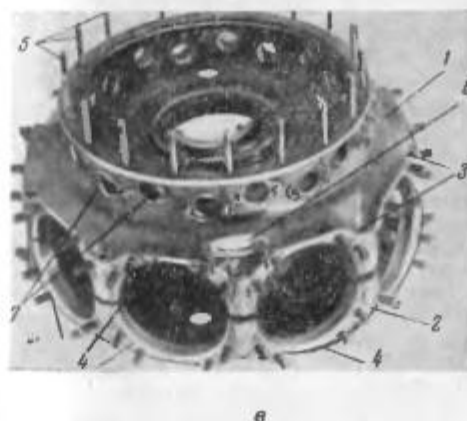


Рис. 32. Картер двигателя.



а—носок картера; 1—фланец крепления регулятора оборотов; 2—фланец крепления суфлера; 3—фильтр; 4—шпильки крепления шарикоподшипника; 5—шпильки крепления капота; 6—передняя крышка упорного подшипника коленчатого вала; 1—фланец; 2—бурт центрирования среднего картера; 3—гнездо под упорный шарикоподшипник; 4—прилив крепления промежуточного привода газораспределения; 5—суфлирующие отверстия; 6—отверстие для слива масла; в—средний картер; 1—передний полукартер; 2—задний полукартер; 3—отверстия для стяжных болтов; 4—фланцы для установки цилиндров; 5—шпильки крепления передней крышки и носка картера; 6—фланец крепления маслоотстойника; 7—фланцы крепления направляющих толкателей

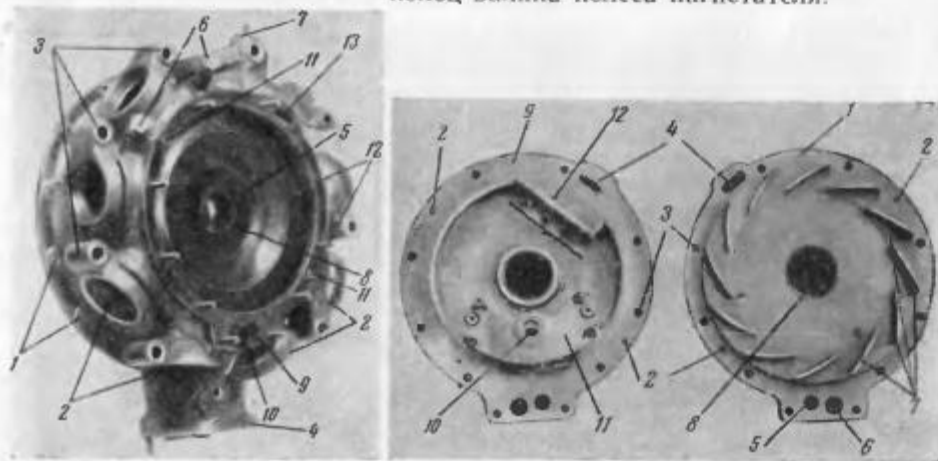
которой выходят 9 всасывающих патрубков; на приливах смесесборника имеется 8 бобышек для крепления двигателя к раме.

В нижней части смесесборника выполнен фланец для крепления переходного патрубка карбюратора.

В центральной расточке смесесборника монтируется шарикоподшипник ведущего валика задней крышки и запрессована стальная втулка уплотнительных колец нагнетателя.

Между патрубками 1 и 9 цилиндров на двух шпильках установлен задний суфлер с сеткой.

Диффузор (рис. 33, б) из сплава МЛ-5 зажимается фланцем задней крышки при помощи 10 шпилек, ввернутых в смесесборник. На диффузоре расположены 12 профилированных лопаток; в средней его части впрессована стальная втулка маслоуплотнительных колец валика колеса нагнетателя.



а

б

Рис. 33. Картер двигателя.

а—смесесборник; 1—отверстия под шпильки крепления; 2—патрубки для крепления всасывающих труб; 3—бобышки крепления двигателя к раме; 4—прилив для крепления переходника карбюратора; 5—центральный кольцевой вход на крыльчатку; 6—штуцера для датчиков давления и температуры на всасывании; 7—фланец для установки заднего суфлера; 8—центральная расточка; 9—канал слива масла из задней крышки; 10—канал откачки масла из отстойника; 11—винты крепления диффузора; 12—шпильки крепления диффузора и задней крышки; 13—канал суфлирования; б—диффузор; 1—фланец; 2—отверстия под винты фиксации диффузора; 3—отверстия для шпилек крепления диффузора и задней крышки; 4—суфлирующее отверстие; 5—отверстия для слива масла из задней крышки; 6—отверстие откачки масла из отстойника; 7—лопатки диффузора; 8—втулка под маслоуплотнительные кольца; 9—фланец; 10—расточка под опору промежуточного привода к нагнетателю; 11—задняя опора промежуточного привода; 12—щиток.

Фланец диффузора имеет три отверстия: два нижних — для маслоканалов и верхнее — для суфлирования задней крышки.

В нижней части стенки диффузора имеется бобышка, в расточку которой впрессована втулка передней опоры валика промежуточной передачи к нагнетателю и два прилива для крепления крышки этой передачи.

Задняя крышка картера (рис. 34) отлита из сплава АЛ-5. На крышке предусмотрены фланцы со шпильками для крепления генератора, двух магнето, компрессора, вакуум-насоса, воздухораспределителя и маслонасоса.

На фланце задней крышки двигателя находятся суфлирующее отверстие, сливной маслоканал и канал для откачки масла из маслоотстойника. На внутренней диафрагме и задней стенке корпуса

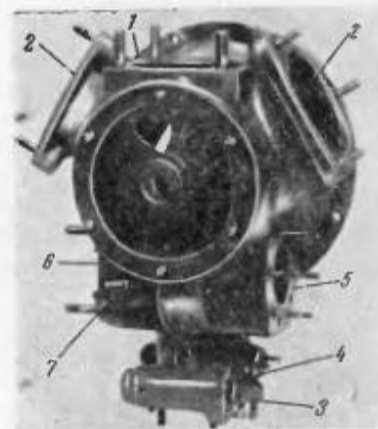


Рис. 34. Задняя крышка.

1—фланец под привод генератора; 2—фланцы под привод магнето; 3—фланец для маслонасоса; 4—место установки маслофильтра; 5—фланец под привод воздушного компрессора; 6—фланец под привод вакуум-насоса; 7—фланец для распределителя сжатого воздуха.

размещены опоры главного привода задней крышки. От центральной и вертикальной бобышек ко всем фланцам приводов идут каналы, подводящие масло под давлением для смазки приводов и агрегатов.

Маслоотстойник отлит из магниевого сплава МЛ-5.

В маслоотстойник происходит слив масла из носка и среднего картера, которое затем откачивается в маслобак. В нижней части маслоотстойника установлен сетчатый фильтр.

### Коленчатый вал

Коленчатый вал (рис. 35), выполненный из стали 40ХНМА, состоит из двух частей — передней и задней, которые соединяются с помощью проушины в задней щеке и закрепляются стяжным болтом.

Носок вала имеет резьбу для гайки коленчатого вала и эвольвентные шлицы для посадки ведущей шестерни редуктора.

На переднюю часть коленчатого вала устанавливаются (начиная от щеки): внутренняя обойма коренного шарикоподшипника, упорное кольцо кулачковой шайбы, распорная втулка кулачковой шайбы, ведущая шестерня газораспределения, регулировочное кольцо, упорный шарикоподшипник и ступица ведущей шестерни редуктора.

На одном конце передней щеки коленчатого вала расположен противовес, другой переходит в шатунную шейку.

Задняя часть коленчатого вала представляет собой щеку с расточкой под стяжной болт и с маятниковым противовесом.



На шейке задней части закрепляется задний опорный подшипник. Через шлицы на внутренней части шейки передается вращение балику вспомогательных агрегатов.

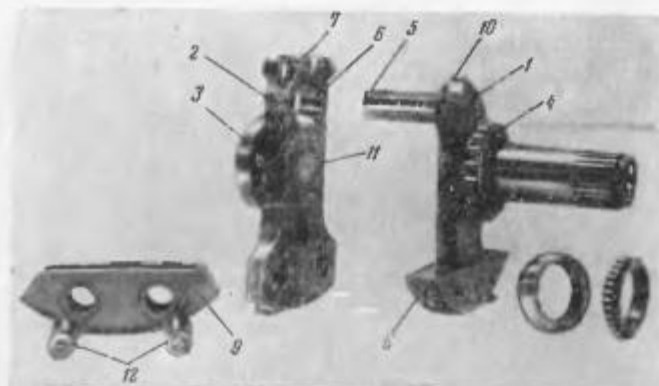


Рис. 35. Коленчатый вал.

1—передняя часть; 2—задняя часть; 3—задний шариковый подшипник; 4—средний роликовый подшипник; 5—шатунная шейка; 6—отверстие разрезного замка; 7—стяжной болт; 8—передний противовес; 9—задний противовес (маятниковый); 10—калиброванное отверстие (жиклер); 11—заглушка; 12—пальцы противовеса.

Шатунный механизм (рис. 36) состоит из главного и 8 прицепных шатунов, изготовленных из стали 20ХНЗА.

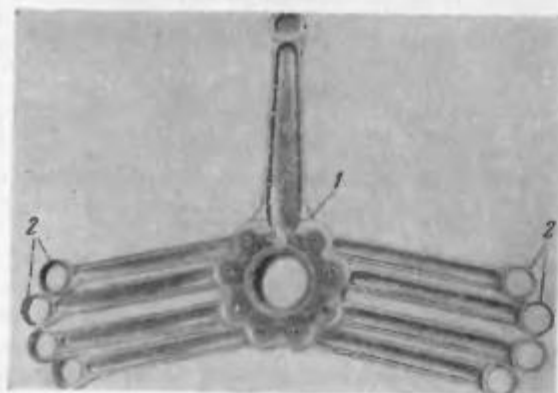


Рис. 36. Шатунный механизм.

1—главный шатун; 2—прицепные шатуны.

В кривошипную головку главного шатуна запрессован стальной вкладыш с бронзовой заливкой, в поршневую и в обе головки прицепных шатунов — бронзовые втулки.

Кривошипная головка имеет две щеки с 8 отверстиями в каждой под пальцы крепления прицепных шатунов.

## Редуктор

Редуктор планетарного типа. Передаточное число редуктора, т. е. отношение числа оборотов вала винта к числу оборотов коленчатого вала, составляет 0,767.

Работа деталей редуктора (рис. 38) осуществляется следующим образом: ведущая шестерня, сидящая на шлицах носка коленчатого вала, сцеплена внутренними зубьями с наружными зубьями трех малых сателлитов, на шлицах которых посажены большие шестерни сателлитов, сцепляющиеся своими зубьями с зубчатым венцом неподвижной шестерни.

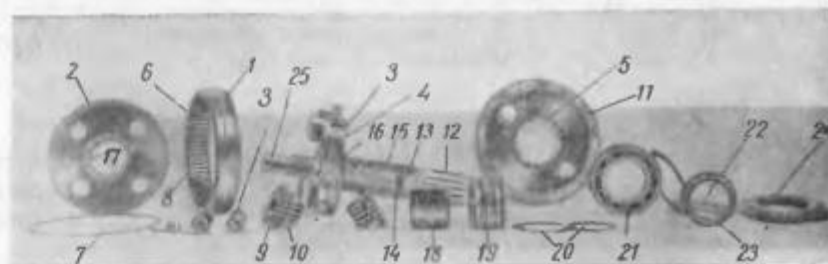


Рис. 37. Редуктор двигателя АИ-14Р.

1—венец ведущей шестерни; 2—ступица ведущей шестерни; 3—палец сателлита; 4—коробка вала винта; 5—венец неподвижной шестерни; 6—выступ; 7—пружинное кольцо; 8—канавка для пружинного кольца; 9—большая шестерня сателлита; 10—малая шестерня сателлита; 11—ступица неподвижной шестерни; 12—шлицы для установки винта; 13—посадочное место конуса винта; 14—резьба под гайку упорно-опорного подшипника; 15—посадочное место для упорно-опорного шарикоподшипника; 16—бурт; 17—шлицы посадки ступицы на коленчатый вал; 18—распорная втулка; 19—распределительная втулка с кольцами; 20—дистанционные шайбы; 21—упорно-опорный шарикоподшипник; 22—маслоотражательный диск; 23—гайка упорного шарикоподшипника; 24—крышка фланца; 25—хвостовик.

При вращении ведущей шестерни сателлиты обегают большими венцами неподвижную шестерню, увлекая при этом оси сателлитов, закрепленные в диске вала винта, и, следовательно, вращают вал винта.

Направление вращения вала винта такое же, как и у коленчатого вала.

Ведущая шестерня состоит из ступицы и венца (рис. 37). Ступица выполнена в виде конусного диска с внешними и внутренними эвольвентными шлицами: внутренними шлицами ступица садится на шлицы носка коленчатого вала, а внешними сопрягается с внутренними зубьями венца.

Вал винта полый, на носке имеет наружные шлицы для уста-



новки винта, резьбу гайки упорного подшипника, шейку для установки упорного подшипника и распорной втулки. На распорной втулке вала винта установлена маслораспределительная втулка с уплотнительными кольцами.

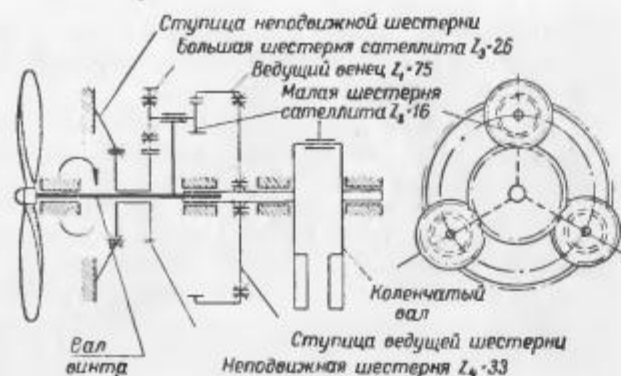


Рис. 38. Схема действия редуктора.

Вал винта имеет хвостовик, который садится во втулку носка коленчатого вала и является второй опорой вала винта. В полость носка вала винта запрессована пробка с отверстием для подвода масла к регулятору оборотов.

### Поршень

Поршни (рис. 39) изготовлены из алюминиевого сплава АК-4. Днище поршня имеет две выемки, исключающие удар поршня о

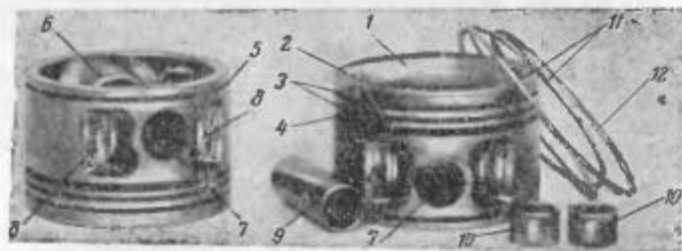


Рис. 39. Поршень и его детали.

1—днище; 2—выборки; 3—канавки для уплотнительных колец; 4—канавка для маслосборного кольца; 5—канавка для маслосбрасывающего кольца; 6—бобышка; 7—отверстия для пальца; 8—выемки; 9—поршневой палец; 10—заглушки; 11—газоуплотнительные поршневые кольца; 12—маслосборное кольцо.

грибок всасывающего или выхлопного клапанов в случае их заклинивания.

Поршень имеет 4 канавки: в две верхние поставлены газоплот-

нительные кольца, в третью — маслосборное кольцо с проточкой, в четвертую — конусное маслосбрасывающее кольцо.

Внутри поршень имеет две бобышки с отверстиями под поршневой палец.

Поршневой палец изготовлен из стали 18ХНВА, пустотелый. Посадка пальца в бобышках поршня и головке шатуна свободно плавающая. От продольных перемещений палец ограничивается двумя алюминиевыми пробками.

### Цилиндр

Цилиндр (рис. 40) состоит из двух частей: гильзы и головки. Гильза выполнена из стали марки 38ХА. Имеет ребра охлаждения, фланец с 8 отверстиями для крепления к картеру и резьбу для посадки головки цилиндра. Головка цилиндра отлита из сплава АЛ-5, с ребрами охлаждения, навертывается на гильзу в горячем состоянии.

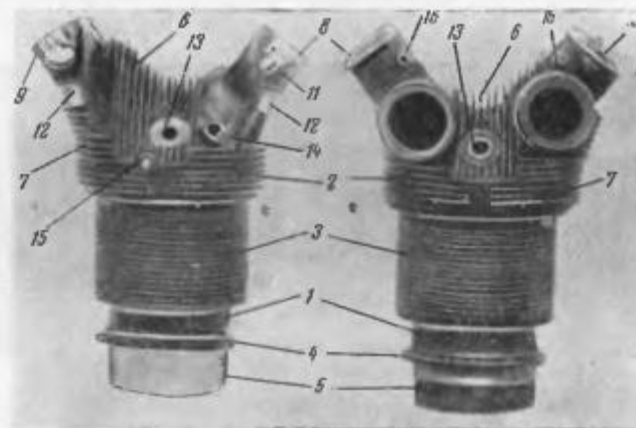


Рис. 40. Цилиндр.

1—гильза; 2—головка; 3—ребра гильзы; 4—фланец; 5—юбка гильзы; 6—вертикальные ребра головки; 7—горизонтальные ребра головки; 8—9—клапанные коробки (впуска и выпуска); 10—место установки крышки клапанной коробки; 11—натяжной винт троса крепления крышки; 12—штуцера крепления кожухов; 13—отверстия для установки свечей; 14—отверстие для установки клапана воздушного самопуска; 15—шпильки для крепления капота; 16—шпильки для крепления дефлекторов.

Внутренняя поверхность головки образует камеру сгорания полусферической формы.

Головка имеет два окна для крепления всасывающего и выхлопного патрубков и коробки механизмов управления клапанами всасывания и выхлопа.

В головку впрессованы бронзовые седла клапанов всасывания

и выхлопа, два бронзовых гнезда для свечей зажигания, в отверстие с резьбой вворачивается клапан воздушного запуска. К бошкам крепятся воздушные дефлекторы цилиндра.

### Механизм газораспределения

Механизм газораспределения обеспечивает периодический выпуск смеси в цилиндры и выпуск из них продуктов сгорания. Он состоит из следующих узлов:

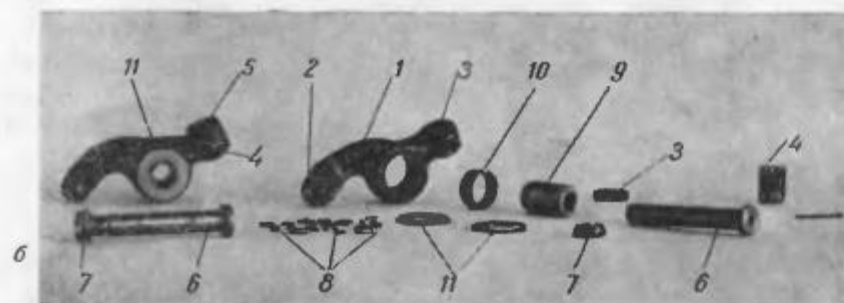


Рис. 41. Детали механизма газораспределения.

а — детали клапанного механизма; 1 — клапан впуска и выпуска; 2 — замок; 3 — тарелочка; 4 — наружная пружина; 5 — внутренняя пружина; 6 — детали коромысла; 1 — рычаг коромысла; 2 — ролик; 3 — резьбовое отверстие; 4 — регулировочный винт; 5 — гайка; 6 — ось; 7 — гайка; 8 — иглы; 9 — внутренняя обойма; 10 — распорная втулка; 11 — шайбы.

1) Клапанов всасывания и выхлопа (рис. 41, а), выполненных из жароупорной стали. Клапан прижимается к седлу двумя цилиндрическими пружинами, наружной и внутренней, которые опираются на тарелочку, зафиксированную бронзовым замком.

2) Коромысел (рис. 41, б), которые на игольчатых подшипниках монтируются в клапанные коробки цилиндров.

На одном плече каждого коромысла установлен ролик для передачи усилия на шток клапана, на другом — регулировочный винт для установки зазора между роликом коромысла и штоком клапана.

3) Тяг толкателей (рис. 42, а) — трубок из стали 30ХГСА с наконечниками со сферическими головками. Тяги помещены в кожухи.

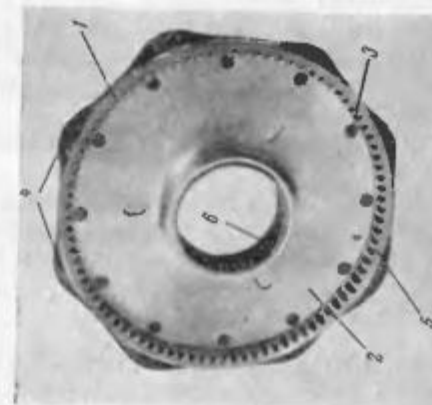


Рис. 43. Куликовая шайба.  
1 — венцы; 2 — ступица; 3 — болт; 4 — боковые дросели с кулачками; 5 — шестерня внутреннего зацепления; 6 — втулка.



Рис. 42. Детали механизма газораспределения.  
а — тяги толкателей и их кожухи; 1 — трубки; 2 — наконечники; 3 — хомуты; 4 — детали толкателей; 5 — дюритовые шланги; 6 — детали толкателей; 1 — стержень; 2 — ось; 3 — ролик; 4 — втулка; 5 — направляющая втулка; 6 — толкатель в сборе.

4) Толкателей (рис. 42, б), представляющих собой стальные цилиндрические стержни, каждый из которых имеет на одном конце вилку с отверстиями для оси ролика, на другом — сферическое углубление под головку наконечника тяги.

5) Кулачковой шайбы (рис. 43), в ступицу которой запрессована бронзовая втулка. Стальной венец кулачковой шайбы имеет зубья внутреннего зацепления и снаружи две беговые дорожки с 4 кулачками на каждой.

Венец и ступица шайбы скрепляются между собой стяжными болтами.

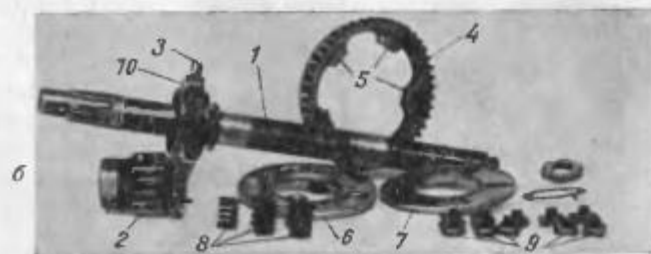
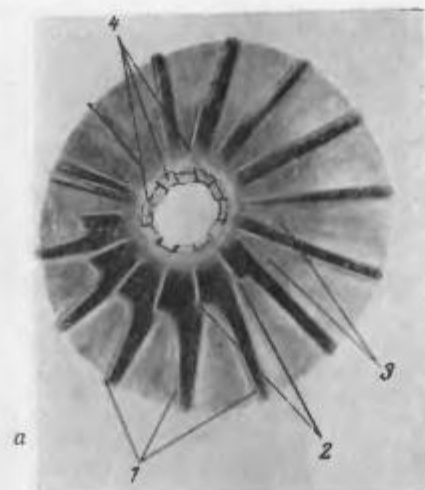
Кулачковая шайба приводится в движение промежуточным валом газораспределения, вращается в сторону, противоположную вращению коленчатого вала, с передаточным числом 1:8.

### Нагнетатель и его привод

Нагнетатель (рис. 44, а, б) приводной, центробежный, неуправляемый, с осевым входом смеси на колесо, которое располагается в пространстве между смесесборником и диффузором.

Рис. 44. Нагнетатель и его привод.

а — колесо нагнетателя; 1 — радиальные лопатки; 2 — входное устройство лопаток; 3 — разгрузочные отверстия; 4 — шлицы; 5 — детали привода нагнетателя; 6 — ведущий вал привода агрегатов; 7 — шлицевая муфта; 8 — отрезки ступицы эластичной шестерни; 9 — венец эластичной шестерни; 10 — вспомогательные диски; 11 — пружины эластичной шестерни; 12 — самоориентирующиеся сухари; 13 — ступица.



Колесо нагнетателя из сплава АК-6 состоит из диска с 14 равноотстоящими радиальными лопатками. В диске сделано 14 отверстий, которые служат для выравнивания давления с обеих сторон диска. Втулка колеса имеет шлицы для посадки на валик колеса. На валик колеса надеты втулки с бронзовыми кольцами, размещенными во втулках смесесборника и диффузора, которые препятствуют проникновению масла в полость колеса нагнетателя.

### Смазка двигателя и циркуляция масла

Смазка двигателя осуществляется непрерывно циркулирующим маслом по замкнутой системе. Маслосистема состоит из внешней и внутренней систем.

Во внешнюю систему входят: маслобак, маслорадиатор, подводящие и отводящие магистрали.

Во внутреннюю систему входят маслосос и каналы циркуляции масла внутри двигателя.

На двигателе применены 3 вида смазок: смазка под давлением, барботажная и консистентная.

Консистентная смазка применяется для смазки клапанных механизмов газораспределения.

Циркуляция масла. Масло из бака самотеком поступает в нагнетающую ступень маслососа и оттуда под давлением 4—6 кг/см<sup>2</sup> через ведущий валик маслососа и вертикальный валик задней крышки подается к бобышкам задней крышки, смазывает их подшипники. Шестерни приводов смазываются барботажным маслом.

От верхней бобышки основное количество масла поступает на смазку подшипников приводов агрегатов и нагнетателя. Из полости ведущей шестерни масло по валику задней крышки поступает в коленчатый вал и вал винта. Из полости коленчатого вала через трубки в шатунной шейке оно подается на смазку втулки главного шатуна и пальцев кривошипных головок прицепных шатунов.

Цилиндры, поршни, поршневые головки шатунов, поршневые пальцы, шестерни редуктора, газораспределения, толкатели и их ролики, кулачковая шайба и подшипники качения смазываются барботажным маслом. Для создания нужного количества барботажного масла в щеке передней части коленчатого вала установлена форсунка вывода масла под давлением в средний полукартер.

Масло, находящееся в полости вала винта, идет на смазку осей и подшипников сателлитов редуктора и по сверлениям в пробке вала винта и носке картера поступает к регулятору оборотов и через него — в механизм управления шагом винта.

Отработанное масло из картера сливается в маслоотстойник, в наклонной камере которого расположен сетчатый фильтр.

Из маслоотстойника отработанное масло по просверленным каналам в картере, смесесборнике и литым каналам в задней крышке откачивается маслососом через маслорадиатор в бак.



Для уравнивания давления внутри картера с атмосферным установлены два суфлера, один из которых расположен на смесесборнике, другой — на носке картера.

### Приводы агрегатов

В задней крышке картера двигателя размещены приводы агрегатов: главный привод, вертикальный вал, привод воздушного компрессора, привод генератора, привод воздухораспределителя, привод магнето, привод маслососа, привод бензонасоса, привод вакуум-насоса (рис. 45).

Ведущая шестерня главного привода коническая, с удлиненной ступицей, на которой сделаны наружные шлицы для установки фрикционной муфты генератора и шейки задней опоры ведущей шестерни. Во внутренней части валика расположены эвольвентные шлицы для соединения с ведущим валиком.

Ведущая шестерня входит в зацепление с двумя коническими шестернями приводов магнето и шестерней вертикального валика.

Вертикальный вал полый, имеет шлицы для установки конической шестерни, закрепляемой гайкой. В нижней части вертикальный вал имеет внешний конический зубчатый венец, приводящий во вращение шестерни приводов компрессора и вакуум-насоса. Хвостовик — нижняя опора вертикального валика — имеет внутренние мелкие шлицы для соединения с ведущим валиком масляного насоса.

Привод воздушного компрессора состоит из корпуса с запрессованными внутрь бронзовыми втулками и конической шестерни, сидящей в этих втулках своим цилиндрическим хвостовиком. Внутри хвостовика выполнены 4 прямоугольные шлицы, ведущие компрессор.

Привод генератора состоит из корпуса и конической шестерни, вращающейся своим хвостовиком в двух бронзовых втулках, запрессованных в корпус. Хвостовик имеет 6 внутренних прямоугольных шлиц, которые ведут генератор. Шестерня привода генератора находится в зацеплении с конической шестерней фрикционной муфты, посаженной на шлицы ведущей шестерни задней крышки. Шестерня фрикционной муфты зажата на поводке между двумя бронзовыми дисками гайкой (через упругую шайбу) и при резких изменениях крутящего момента проскальзывает относительно поводка, предохраняя генератор от перегрузок.

Привод вакуум-насоса и воздухораспределителя состоит из корпуса и стальной шестерни, сидящей своим цилиндрическим хвостовиком в двух бронзовых втулках, запрессованных в корпус. Шестерня входит в зацепление с нижней конической шестерней вертикального валика и посредством шести прямоугольных шлиц, сделанных в хвостовике, ведет вакуум-насос.

Ведущая шестерня воздухораспределителя своим хвостовиком с наружными шлицами устанавливается во внутренние шлицы ше-

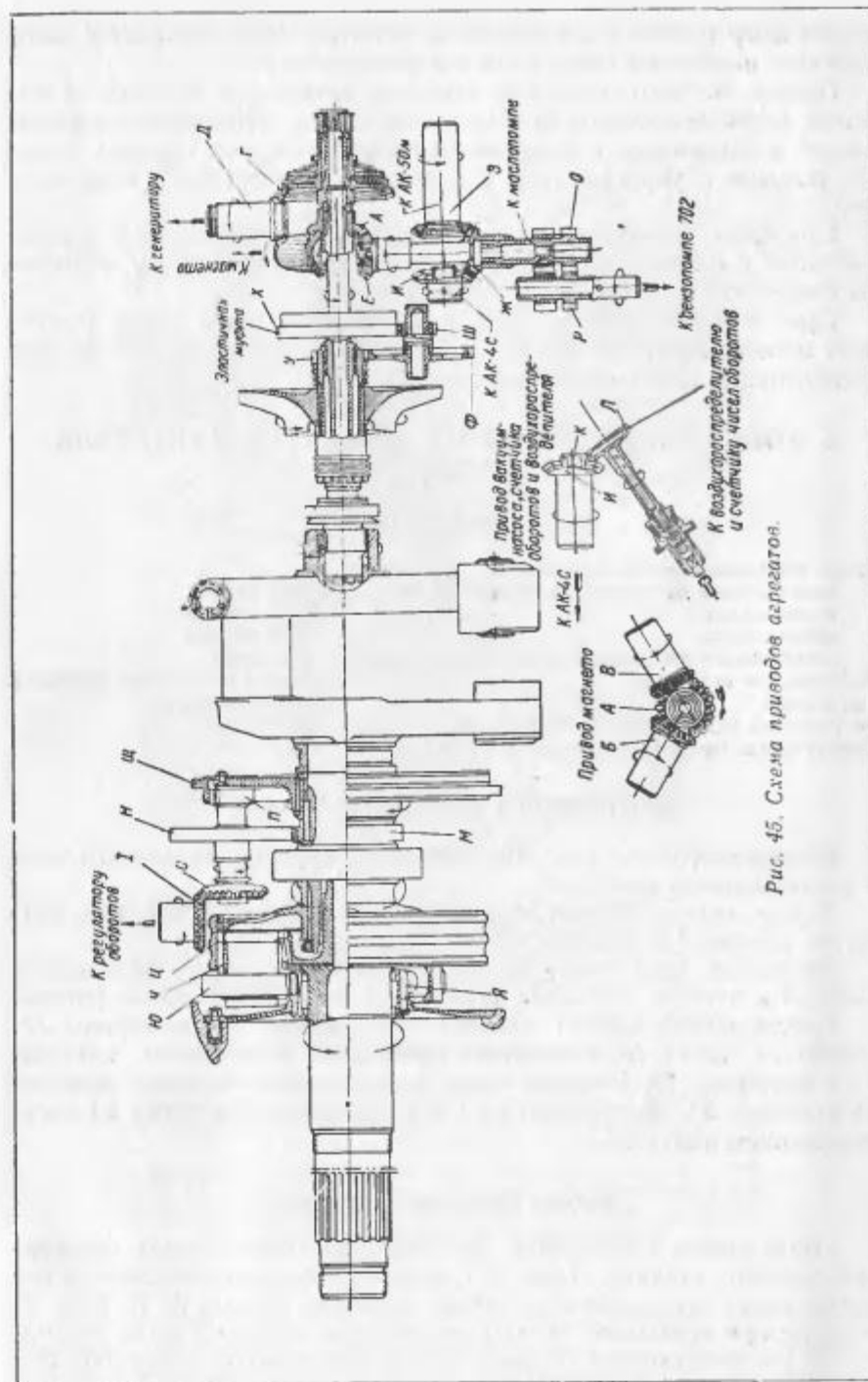


Рис. 45. Схема приводов агрегатов.



шестерни вакуум-насоса и коническим зубчатым венцом входит в зацепление с шестерней валика воздухораспределителя.

Привод магнето состоит из корпуса, конической шестерни и поводка, поставленного на шлицах в шестерню. Шестерня привода входит в зацепление с ведущей шестерней главного привода и через поводок и упругую муфту приводит во вращение ротор магнето.

Приводом масляного насоса является вертикальный валик, имеющий в нижнем конце внутренние треугольные шлицы, которыми соединяется с валиком масляного насоса.

Приводом бензинового насоса является ведомый валик масляного насоса, хвостовик которого имеет квадратное отверстие для соединения с хвостовиком бензонасоса.

### 3. КОНСТРУКЦИЯ И РАБОТА АГРЕГАТОВ ДВИГАТЕЛЯ АИ-14Р

#### Бензиновый насос 702М

Число оборотов насоса:

максимально допустимое в течение 30 сек.	3000 об/мин
номинальное	2200 об/мин
минимальное	200 об/мин
максимально допустимое давление на выходе	1,0 кг/см <sup>2</sup>

Направление вращения . . . . . правое (со стороны привода)

Тип насоса . . . . . коловратный

Регулировка редукционного клапана . . . . . 0,5 кг/см<sup>2</sup>

Передаточное число от двигателя к насосу . . . . . 1,125

#### Конструкция бензинового насоса

Бензиновый насос (рис. 46) состоит из корпуса, качающего узла и редукционного клапана.

Корпус насоса состоит из корпуса качающего узла 1, редукционной камеры 2 и крышки 3.

Качающий узел имеет стакан 4, стальной ротор 5, плавающий палец 8 и четыре стальные пластины 9, сидящие в пазах ротора.

Редукционный клапан состоит из клапана 16, мембраны 17, шайбы 18, замка 19, зажимной гайки 20 и заливочного клапана 21 с пружиной 22. В полый части редукционного клапана помещена пружина 23, опирающаяся на его доньшко и на гайку 24 регулировочного винта 25.

#### Работа бензинового насоса

Ротор насоса расположен эксцентрично относительно внутренней полости стакана (рис. 47), поэтому пластины, сидящие в его пазах, делят эту полость на четыре неравные объема А, Б, В и Г, которые при вращении ротора непрерывно изменяют свою величину; из уменьшающихся объемов бензин нагнетается в патрубок Е и подсасывается из патрубка Д.

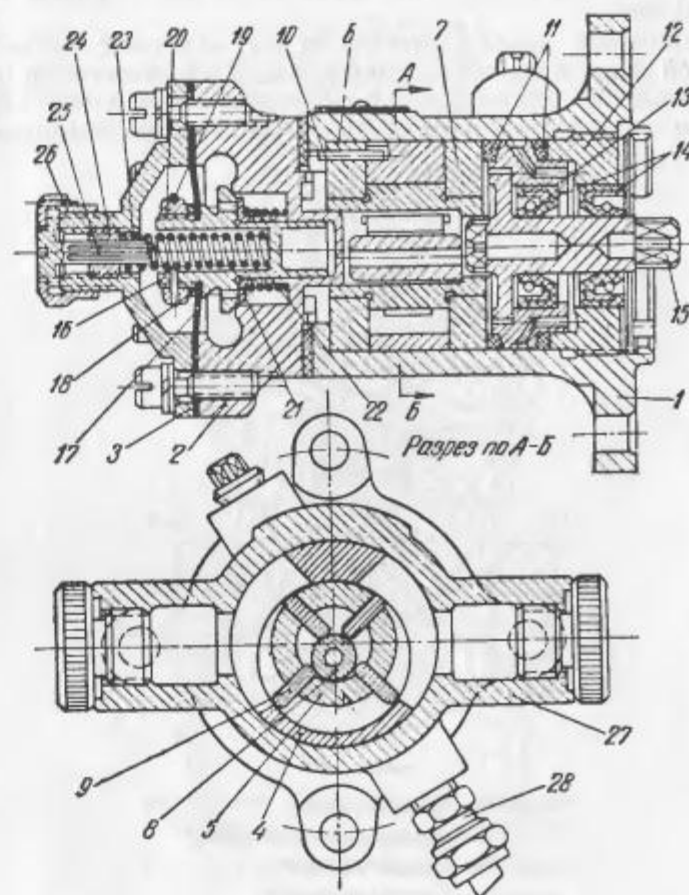


Рис. 46. Конструкция бензинового насоса.

1—корпус качающего узла; 2—корпус редукционной камеры; 3—крышка редукционной камеры; 4—стакан; 5—ротор; 6 и 7—подшипники; 8—плавающий палец; 9—стальная пластина; 10—штифт; 11—резиновое кольцо; 12—гайка сальника; 13—обойма; 14—манжета; 15—хвостовик; 16—клапан; 17—мембрана; 18—шайба; 19—замок; 20—гайка; 21—заливочный клапан; 22—пружина заливочного клапана; 23—пружина; 24—гайка; 25—регулирующий винт; 26—колпачок

При возрастании давления в нагнетающей камере (например, при уменьшении расхода бензина) усилие, действующее на клапан снизу, делается достаточным, чтобы преодолеть натяжение пружины: клапан открывается и часть бензина перепускается в камеру всасывания.

Редукционный клапан установлен на мембране; полость над мембраной дренажируется с атмосферой. Дренажирование надклапанной полости необходимо, потому что в противном случае с подъемом на высоту в этой полости сохранялось бы повышенное да-

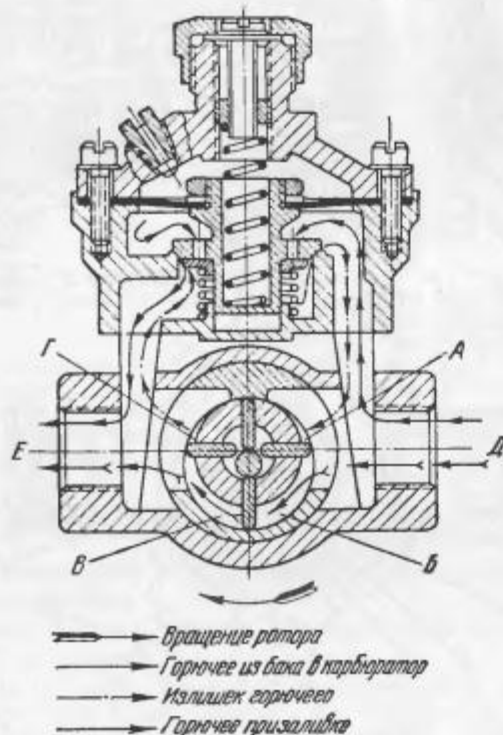


Рис. 47. Схема работы бензонасоса.

вление, что привело бы к увеличению расхода бензина, так как для нормальной работы насоса необходимо, чтобы в полости над клапаном и в топливных баках давление воздуха было одинаковым.

В насосе предусмотрен заливочный клапан, который на самолетах Як-12М и Як-12Р не используется.

#### Регулировка давления бензина

Для регулировки давления бензина (рис. 48) необходимо:

1. Отвернуть колпачок регулировочного винта на пол-оборота, одновременно удерживая винт при помощи ключа или отвертки.

2. Для повышения давления бензина повернуть регулировочный винт по часовой стрелке, для понижения давления бензина — против часовой стрелки.

3. Завернуть и законтрить колпачок регулировочного винта.

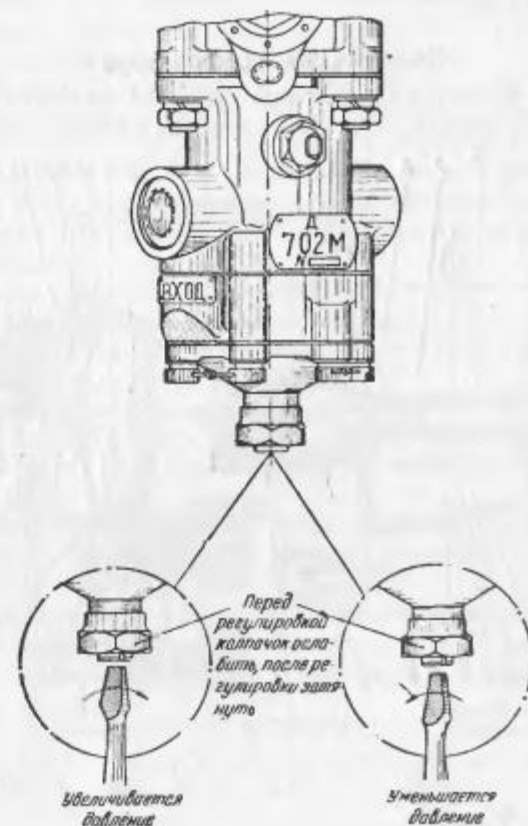


Рис. 48. Регулировка давления бензина.

#### Карбюратор

Тип карбюратора	бесплавковый
Управление высотным корректором	ручное
Регулировка карбюратора:	
диффузор	58 мм
дозировочная игла	профиль № 16 или № 18
воздушный жиклер	Д2,2 мм
отсасывающий жиклер	Д2,0 мм

На двигателях АИ-14Р устанавливаются карбюраторы К-14БП и К-14А. Их основные конструктивные отличия заключаются в следующем:

различный профиль дозирующей иглы (на К-14БП — № 16, на К-14А — № 18);

на дроссельной заслонке карбюратора К-14А предусмотрено два двухмиллиметровых отверстия для слива конденсата топлива при остановке двигателя.

Карбюратор К-14А на крейсерских режимах экономичнее карбюратора К-14БП.

### Конструкция карбюратора

Основными узлами карбюратора (рис. 49) являются мембранный регулятор, дозирующая система и система малого газа, pompa при-

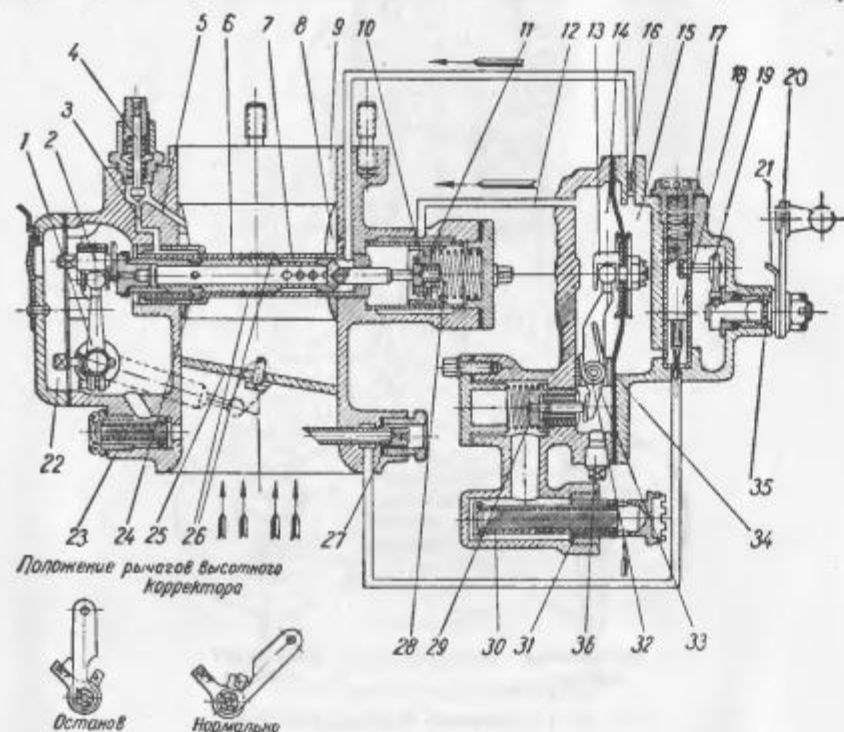


Рис. 49. Принципиальная схема карбюратора.

1—рычаг привода дозирующей иглы; 2—винт регулировки начального положения дозирующей иглы; 3—очко регулировочной иглы малого газа; 4—игла малого газа; 5—главный воздушный жиклер; 6—дозирующая игла; 7—форсунка; 8—диффузор; 9—смесительная камера; 10—клапан поршня помпы приемистости; 11—поршень помпы приемистости; 12—канал подвода топлива к цилиндрам помпы приемистости; 13—цапфа мембраны; 14—топливная полость мембранного механизма; 15—воздушная полость мембранного механизма; 16—отсасывающий жиклер; 17—гнездо иглы высотного корректора; 18—игла высотного корректора; 19—рычаг привода иглы высотного корректора; 20—ведущий рычаг высотного корректора; 21—упорный рычаг высотного корректора; 22—камера кинематической передачи; 23—воздушный фильтр; 24—отверстия малого газа; 25—дроссельная заслонка; 26—эмульсионные отверстия форсунки; 27—воздухозаборная трубка; 28—пружина помпы приемистости; 29—топливный клапан; 30—бензофильтр; 31—штуцер бензопровода; 32—пружина мембранного регулятора; 33—рычаг топливного клапана; 34—мембрана; 35—фиксатор положения «нормально»; 36—сливная пробка.

емистости и высотный корректор. Все они расположены в корпусе карбюратора.

Мембранный регулятор делит топливную камеру карбюратора на 2 полости: топливную 14 и воздушную 15.

Бензин подается от насоса в топливную камеру 14 через фильтр 30 и шариковый клапан 29, который управляется через рычаг 33, связанный с мембраной 34. При неработающем двигателе рычаг 33 пружиной 32 устанавливается в положение, при котором подача бензина в топливную камеру перекрывается клапаном.

Топливная полость 14 сообщается с дозирующей системой карбюратора, воздушная 15 — с атмосферой через дозирующую систему (через воздушный жиклер) и иглу 18 высотного корректора.

Дозировочная система состоит из дроссельной заслонки 25 и дозирующей иглы 6.

Дроссельная заслонка 25 расположена перед диффузором 8. Дозировка бензина на режимах осуществляется дозирующей иглой 6 и отверстиями 26 в форсунке иглы, открытие которых зависит от перемещения иглы 6.

Игла 6 через рычаг 1 связана с дроссельной заслонкой 25. Таким образом осуществляется связь между расходами воздуха и бензина. На малом газе бензин подается через ту же дозирующую иглу и форсунку.

Кроме того, дополнительная часть топлива, количество которого регулируется иглой малого газа 4, подается непосредственно в диффузор.

Помпа приемистости состоит из поршня 11 с тарельчатым клапаном 10. Тарельчатый клапан 10 приводится в движение пружиной 28, которая прижимает его к хвостовику дозирующей иглы 6 и заставляет следовать за иглой.

Высотный корректор состоит из гнезда 17 и иглы 18, перепускающей воздух из атмосферы в воздушную полость мембранного регулятора 15.

### Работа карбюратора

При запуске двигателя, если топливная полость не заполнена бензином, давление в воздушной полости выше, вследствие чего мембрана 34 прогибается и через рычаг 33 открывает клапан 29.

При работающем двигателе давление в обеих полостях поддерживается постоянным. При избыточном давлении бензина мембрана 34 будет закрывать, а при уменьшенном давлении открывать клапан 29 до тех пор, пока давление по обе стороны ее не уравнивается.

Мембранный регулятор поддерживает давление бензина в топливной полости 14 равным давлению в воздушной полости 15, которое для каждого режима будет вполне определенным.

Давление воздуха в воздушной камере 15 зависит от положения дозирующей иглы 6, связанной с дроссельной заслонкой 25.



Дозировка бензина осуществляется следующим образом: при работе двигателя под действием разрежения, создающегося около форсунки 7, бензин через зазор между хвостовиком дозирующей иглы и гнездом засасывается из топливной полости 14 мембранного регулятора. Одновременно, для лучшего смесеобразования, в дозирующую иглу через воздушный жиклер 5 поступает воздух, эмульсирующий бензин перед входом в форсунку.

При необходимости обеднить смесь высотным корректором (при повороте рычага от упора «Н» к упору «БД») игла 18 перемещается вдоль гнезда 17, уменьшая проходное отверстие для атмосферного воздуха. Так как отсос воздуха через отсасывающий жиклер 16 остается неизменным, то давление воздушной полости мембранного регулятора (следовательно, и давление бензина перед дозирующей иглой) уменьшается, т. е. смесь обедняется.

### Регулировка карбюратора

1. На номинальном и взлетном режимах расход топлива регулируется установленным диаметром отсасывающего жиклера. Увеличение диаметра отсасывающего жиклера вызывает понижение расхода горючего.

2. На крейсерских режимах расход топлива регулируется винтом дозирующей иглы (рис. 50, а). При заворачивании винта по часовой стрелке расход понижается. Четверть оборота винта приводит к изменению расхода от 5 до 7 г/л. с. час.

3. Минимальные обороты двигателя на малом газе устанавливаются винтом малого газа (рис. 50, в). При заворачивании винта начальный угол открытия дроссельной заслонки увеличивается, что ведет к увеличению оборотов на малом газе.

Качество смеси на малом газе регулируется иглой малого газа. (рис. 50, б). При ввертывании иглы смесь обедняется, при отвертывании — обогащается.

### Воздушный компрессор АК-50М

Диаметр цилиндра первой ступени	46 мм
Диаметр цилиндра второй ступени	40 мм
Ход поршня	20 мм
Рабочее давление, создаваемое компрессором	50 кг/см <sup>2</sup>
Скорость обдува, необходимая для охлаждения компрессора	не менее 20 м/сек
Температура цилиндра компрессора	не более 110°C
Передающее число от двигателя к компрессору	0,9

### Конструкция компрессора

Компрессор (рис. 51) состоит из картера, эксцентрикового валика, шатуна, цилиндра и поршня с кольцами.

Картер состоит из двух половин 1 и 2, соединенных при помощи шпек. Внутри картера установлены два шарикоподшипника 4.

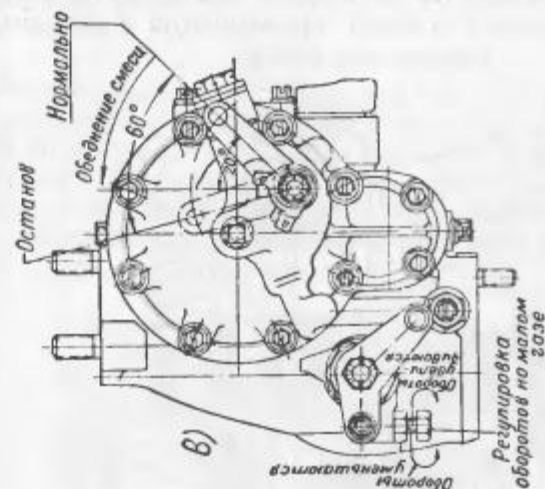
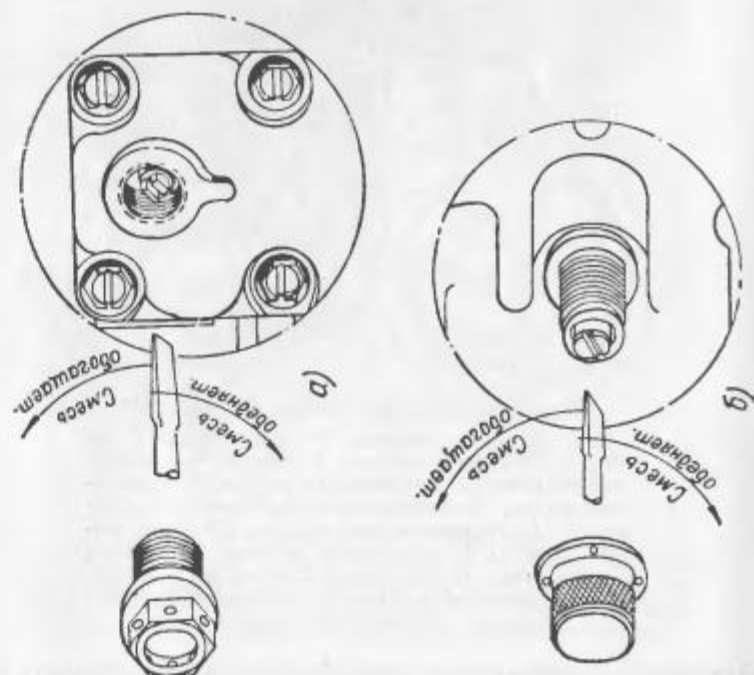


Рис. 50. Регулировка карбюратора. а—регулировка дозирующей иглы; б—регулировка качества смеси на малом газе; в—регулировка оборотов на малом газе и высотного корректора.





В один из них запрессована щека, в другой — эксцентриковый вал 3.

Шатун 5 устанавливается на средней эксцентриковой части на игольчатом подшипнике 6 и имеет кривошипную и поршневую го-  
ловки.

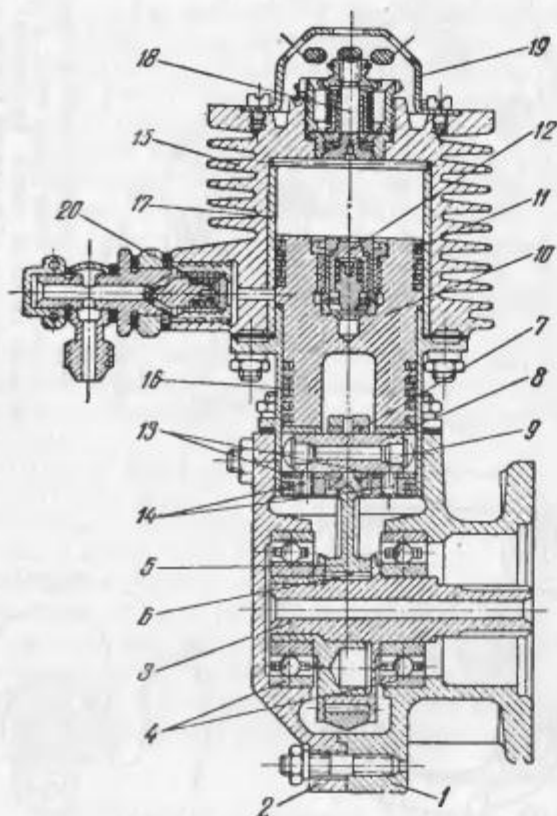


Рис. 51. Конструкция компрессора АК-50М.

1 и 2—половины корпуса; 3—эксцентриковый вал; 4—опорный подшипник; 5—шатун; 6—игольчатый подшипник; 7—бронзовая втулка; 8—плавающий палец; 9—алюминиевая заглушка; 10—поршень; 11—уплотнительное кольцо; 12—перепускной клапан; 13—бронзовая втулка; 14—стопор; 15—цилиндр; 16—цилиндр; 17—стальная гильза; 18—всасывающий клапан; 19—предохранительный колпачок; 20—нагнетательный клапан.

Поршень 10 компрессора двухступенчатый. На первой ступени поршня установлено пять, а на второй — шесть уплотнительных колец. В верхней части поршня установлен перепускной клапан 12.

Цилиндр компрессора — двухступенчатый, разъемный. Состоит из двух цилиндров 15 и 16 с различными внутренними диаметрами.

В верхней части цилиндра первой ступени установлен всасывающий клапан 18, а в специальной бобышке — нагнетательный клапан 20 со штуцером.

### Работа компрессора

Эксцентриковый валик вращается от привода двигателя, при этом поршень совершает возвратно-поступательное движение.

При движении поршня 2 вниз (рис. 52), вследствие образующегося разрежения, атмосферный воздух всасывается через клапан 3 в камеру А. Объем камеры В при этом уменьшается, находящийся в ней воздух сжимается и под давлением через нагнетательный клапан 5 подается в баллон воздушной системы.

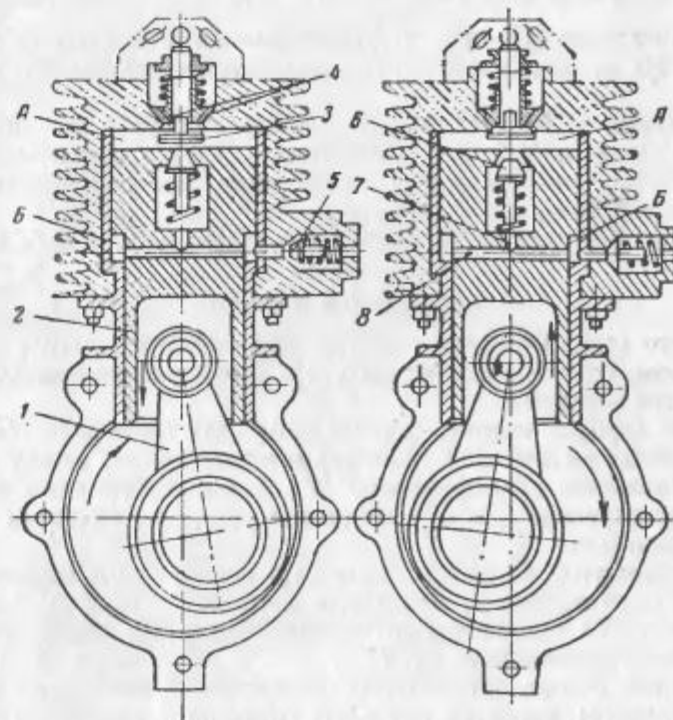


Рис. 52. Схема работы компрессора.

А—камера цилиндра первой ступени; Б—камера цилиндра второй ступени; 1—шатун; 2—поршень; 3—всасывающий клапан; 4—отверстия для всасывания воздуха; 5—нагнетательный клапан; 6—перепускной клапан; 7 и 8—каналы в поршне.

При движении поршня вверх воздух в камере А сжимается до 5—6  $\text{kg/cm}^2$ , а в камере В создается разрежение. При этом перепускной клапан 6 открывается и воздух поступает в камеру В. При последующем движении поршня вниз перепускной клапан закрывается и происходит вторичное сжатие воздуха.

## Магнето

Обороты, обеспечивающие нормальную работу магнето:

минимальные  
максимальные

400 об/мин  
3600 об/мин  
четырёхкратное  
2

Тип магнето

Количество магнето на двигатель

Передние свечи обслуживают правое магнето. Задние свечи обслуживают левое магнето. Опережение зажигания

Начало включения автомата при

Полное включение автомата при

Полное опережение зажигания

Зазор между контактами прерывателя

Передаточное число от двигателя к магнето

автоматическое  
 $n = 900$  об/мин  
 $n = 1800-2000$  об/мин  
 $30 \pm 2^\circ$  до ВМТ в такте сжатия  
 $0,25-0,35$  мм  
1,125

На двигателях АИ-14Р установлены магнето типа БСМ-9-25° или М-9. Их основные конструктивные отличия заключаются в следующем:

на магнето БСМ-9-25° вывод высокого напряжения выполнен вверх, на магнето М-9 для уменьшения длины коммуникаций — вниз: в связи с этим изменена конструкция распределителя, экрана и крышки, которая развернута на  $180^\circ$ .

Магнето М-9 проще и надежнее в эксплуатации, чем БСМ-9-25°.

## Конструкция магнето

Магнето (рис. 53) состоит из передней крышки, корпуса с трансформатором, ротора с автоматом опережения, распределителя, верхней крышки и экрана.

В теле корпуса магнето установлены два полюсных башмака 38, набранных из листовой трансформаторной стали; между их концами расположен трансформатор 37. Между башмаками на двух шарикоподшипниках 3 и 17 установлен ротор с автоматом опережения зажигания.

Трансформатор 37 имеет первичную и вторичную обмотки. Ротор состоит из валика 4, механизма автомата опережения зажигания, магнита 12 с полюсными наконечниками 10, малой шестерни 13 и шарикоподшипников 3 и 17.

На валик ротора установлено основание 5 автомата опережения, на котором крепятся две пары грузиков 7, соединенных плоскими пружинами.

Магнит изготовлен в виде полого цилиндра, по торцам имеет П-образные полюсные наконечники.

На задней крышке установлены большая текстолитовая шестерня 30 с эксцентриком 29 (для регулировки зазора между зубьями шестерен), кулачковая шайба 28 с бегунком 27, пластинка прерывателя 18 и вывод высокого напряжения 26.

Кулачковая шайба 28 имеет девять выступов.

К кулачковой шайбе крепится бегунок 27, изготовленный из прессованной резины. Рабочий электрод бегунка изготовлен из меди, пусковой — из латуни.

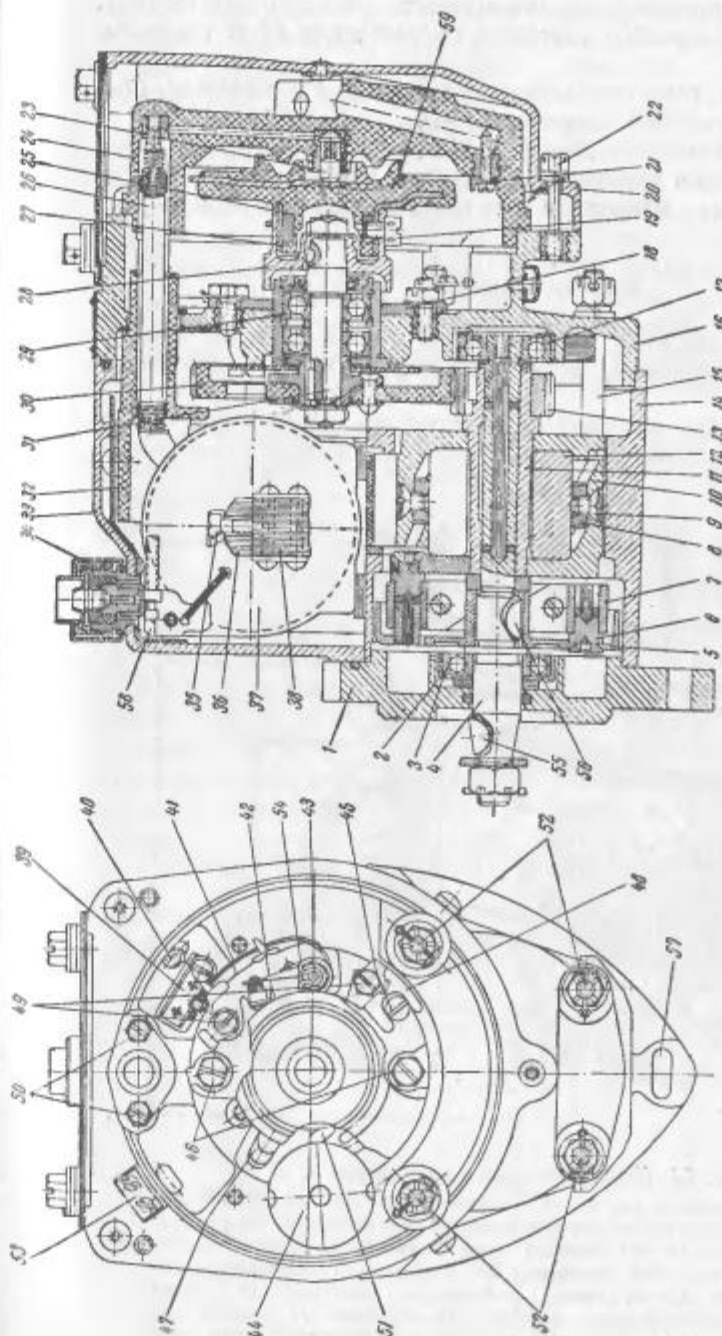


Рис. 53. Конструкция магнето.

1—передняя крышка; 2—обойма; 3—передний шарикоподшипник; 4—валик ротора; 5—основание автомата опережения; 6—ось автомата опережения; 7—центробежное тело автомата опережения; 8—бронзовое кольцо; 9—винт; 10—полюсный наконечник магнита; 11—латунная втулка; 12—магнит; 13—малая шестерня; 14—корпус магнето; 15—болт; 16—задняя крышка; 17—задний шарикоподшипник; 18—пластина прерывателя; 19—винт; 20—экран распределителя; 21—рабочий электрод; 22—винт; 23—центральный электрод; 24—распределитель; 25—бронзовая втулка; 26—вывод высокого напряжения; 27—бегунок; 28—кулачковая шайба; 29—эксцентрик; 30—большая шестерня; 31—валик магнето; 32—щиток вывода высокого напряжения; 33—верхняя крышка; 34—клемма соединения магнето на массу; 35—винт; 36—сердечник трансформатора; 37—трансформатор; 38—полюсный башмак; 39—сухарик; 40—вывод низкого напряжения; 41—пружина рычага прерывателя; 42—рычаг прерывателя; 43—ось; 44—масленка; 45—эксцентриковый винт; 46—винт крепления пластины прерывателя; 47—эксцентриковый винт; 48—пластина; 49—винт; 50—винты крепления втулки вывода высокого напряжения; 51—фитиль; 52—стальные болты; 53—шпонка; 54—замок; 55—шпонка; 56—шпонка; 57—отверстия под шпильку крепления магнето; 58—шпилька; 59—пусковое кольцо.

Пластина прерывателя регулируется эксцентриковым винтом 47 (для установки наиболее выгодного момента разрыва контактов). На пластине установлены рычажок прерывателя 42 и текстолитовая подушечка.

К сухарику 39 прерывателя крепятся пружина 41, рычажок, прерыватель и вывод низкого напряжения 40.

Распределитель 24 имеет девять рабочих электродов 21, один центральный 25 и один пусковой. В задней крышке имеется штуцер 34 для крепления клеммы и экрана провода замыкания на массу.

### Работа магнето

Магнитная цепь магнето (рис. 54) состоит из магнита, якоря с полюсными наконечниками, полюсных башмаков и сердечника трансформатора.

Электрическая цепь магнето состоит из трансформатора с первичной и вторичной обмотками, прерывателя, конденсатора и распределителя.

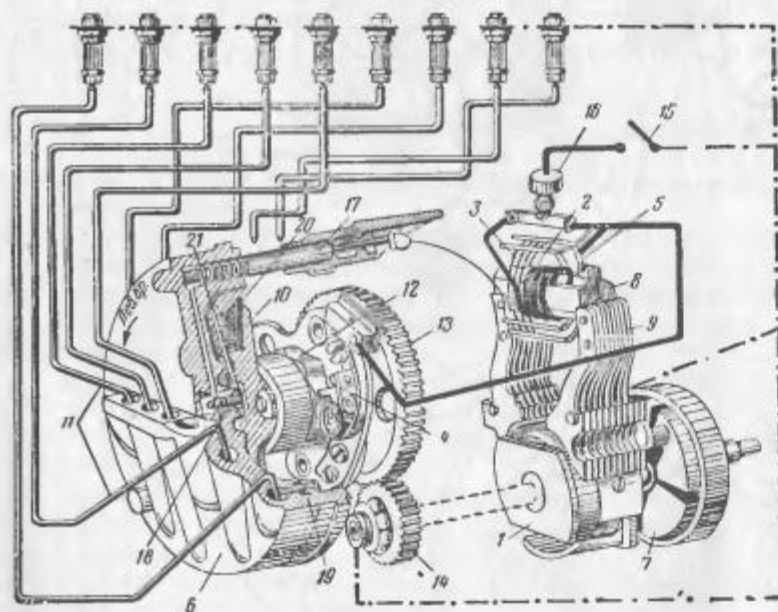


Рис. 54. Конструктивная схема магнето.

1—ротор с постоянным магнитом; 2—первичная обмотка; 3—вторичная обмотка; 4—контакты прерывателя; 5—конденсатор; 6—распределитель; 7—автомат опережения зажигания; 8—сердечник трансформатора; 9—полюсные башмаки; 10—бегунок; 11—провода высокого напряжения; 12—кулачок; 13—большая шестерня; 14—малая шестерня; 15—переключатель магнето; 16—клемма; 17—вывод высокого напряжения; 18—угольный контакт; 19—зажимной винт провода; 20—пусковой электрод бегунка; 21—рабочий электрод бегунка.

Первичная обмотка трансформатора одним концом соединена с массой, другим — через сухарик параллельно этим контактам подсоединен конденсатор с прерывателем. Вторичная обмотка одним концом соединена с первичной обмоткой, вторым — с рабочим электродом бегунка распределителя.

От распределителя идет проводка к свечам.

При вращении ротора полюсы магнитов изменяют свое положение — происходит изменение магнитного поля, вследствие чего в первичной обмотке индуцируется ЭДС, максимум которого соответствует положению ротора на 13—16° от нейтрального положения.

В этот момент с помощью кулачка размыкаются контакты прерывателя. Мгновенное исчезновение ЭДС в первичной обмотке вызывает резкое изменение магнитного поля, вследствие чего во вторичной обмотке индуцируется ток высокого напряжения, который через центральный электрод и распределитель идет к свечам на двигателе.

Если переключатель магнето установлен на «0», первичная обмотка соединяется на массу до прерывателя. Поэтому резкого изменения магнитного поля не произойдет и ЭДС высокого напряжения во вторичной обмотке индуцироваться не будет.

При запуске двигателя ток высокого напряжения поступает от пусковой катушки на пусковой электрод распределителя.

### Регулировка магнето

Полное опережение зажигания для правого и левого магнето равно  $30 \pm 2^\circ$  до ВМТ такта сжатия. Магнето устанавливается по цилиндру № 4. Порядок зажигания цилиндров 1-3-5-7-9-2-4-6-8. Порядок установки проводников к цилиндрам в распределителе магнето: первая клемма на 4 цилиндр и далее в порядке зажигания.

Установочный угол в градусах для установки магнето на двигатель.

Градусы, выбитые на магнето	Для обоих магнето установочный угол поворота до ВМТ такта сжатия в цилиндре № 4	
	по коленчатому валу	по валу винта
23	$9,5 \pm 1$	$7,5 \pm 0,5$
23,5	$9 \pm 1$	$7,1 \pm 0,5$
24	$8,5 \pm 1$	$6,7 \pm 0,5$
24,5	$8 \pm 1$	$6,3 \pm 0,5$
25	$7,8 \pm 1$	$6 \pm 0,5$
25,5	$7,3 \pm 1$	$5,7 \pm 0,5$
26	$7 \pm 1$	$5,5 \pm 0,5$
26,5	$6,5 \pm 1$	$5,1 \pm 0,5$
27	$6 \pm 1$	$4,7 \pm 0,5$



## Масляный насос

Число оборотов насоса:	
максимально допустимое (не более 5 минут)	2650 об/мин
номинальное	2310 об/мин
минимальное	550 об/мин
Давление масла в главной магистрали:	
на режиме 0,4 от номинала и выше	4—6 кг/см <sup>2</sup>
на режиме малого газа	не менее 1,5 кг/см <sup>2</sup>
Циркуляция масла через двигатель (при давлении 4—6 кг/см <sup>2</sup> и температуре 50—65°C)	2,9—6,5 кг/мин
Направление вращения	Левое (со стороны привода)
Тип насоса	Шестеренчатый
Передающее число от двигателя к насосу	1,125

## Конструкция масляного насоса

Масляный насос (рис. 55, а) шестеренчатого типа, крепится в нижнем стакане задней крышки на 6 шпильках. Отлит из магниевых сплава. Корпус насоса состоит из трех частей: корпуса нагнетающей ступени, корпуса откачивающей ступени и крышки корпуса откачивающей ступени, которые стянуты 4 шпильками.

Корпус нагнетающей ступени имеет фланец для крепления бензонасоса и два штуцера — для замера давления масла и редукционного клапана.

Ведущий и ведомый валики масляного насоса выполнены заодно с шестернями нагнетающей ступени и опираются на бронзовые втулки, запрессованные в корпус нагнетающей ступени и крышку.

На ведущий валик посажена на шпонке ведомая шестерня откачивающей ступени, которая ведет вторую шестерню, посаженную на ведомый валик, как на ось.

Требуемое давление масла (4—6 кг/см<sup>2</sup>) устанавливается и поддерживается редукционным клапаном. Излишнее количество масла перепускается редукционным клапаном из нагнетающего канала в полость всасывания.

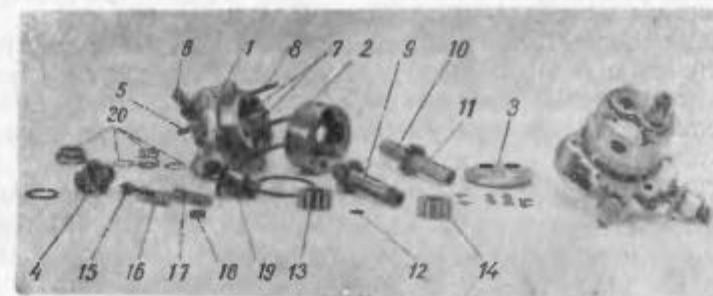
## Регулировка давления масла

Для регулировки давления масла (рис. 55, б) необходимо:

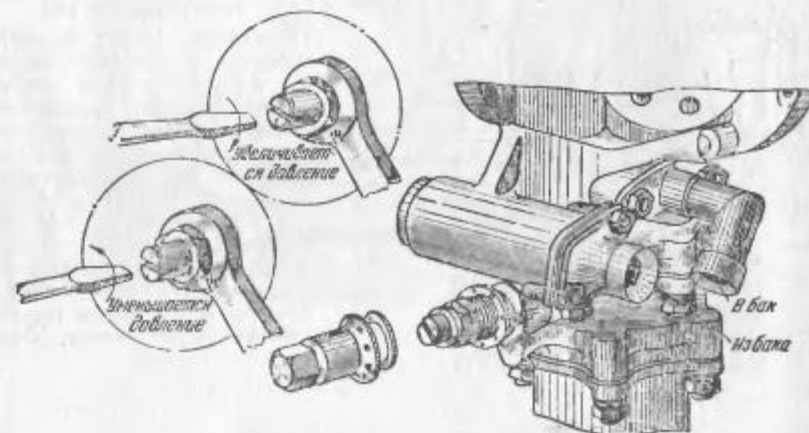
1. Снять колпачок регулировочного винта. Ослабить контргайку, одновременно удерживая винт от проворачивания отверткой, вставленной в прорезь винта.

2. Для повышения давления масла повернуть винт по часовой стрелке (удерживая контргайку ключом), для понижения давления — против часовой стрелки.

3. Завернуть контргайку регулировочного винта. Завернуть и законтрить колпачок.



а



б

Рис. 55. Маслонасос.

а — детали масляного насоса; 1 — корпус нагнетающей ступени; 2 — корпус откачивающей ступени; 3 — крышка откачивающей ступени; 4 — корпус редукционного клапана; 5 — шпильки крепления бензонасоса; 6 — штуцер замера давления масла; 7 — втулки ведущего и ведомого валиков; 8 — шпилька; 9 — ведущий валик; 10 — ведомый валик; 11 — отверстия подвода масла; 12 — сегментная шпонка; 13 — ведущая шестерня откачивающей ступени; 14 — ведомая шестерня нагнетающей ступени; 15 — редукционный клапан; 16 — пружина редукционного клапана; 17 — регулировочный винт; 18 — контргайка регулировочного винта; 19 — штуцер подвода масла; 20 — детали уплотнения привода бензонасоса; б — регулировка редукционного клапана.



## Регулятор оборотов Р-2

Регулятор имеет три корпуса: нижний 2—передачи, средний 6—масляного насоса и верхний 19—регулятора.

Внутри корпусов расположены основные узлы регулятора: масляный насос, золотник и центробежный узел.

Ведущий валик 1 масляного насоса выполнен заодно с шестерней, сцепляющейся с ведомой шестерней 3, которая сидит на стальной оси 5, запрессованной в корпус передачи. Через пустотелую ось 5 редукционный клапан перепускает излишек масла во всасывающую полость насоса.

В корпусе масляного насоса установлен редукционный клапан 4 пружинного типа.

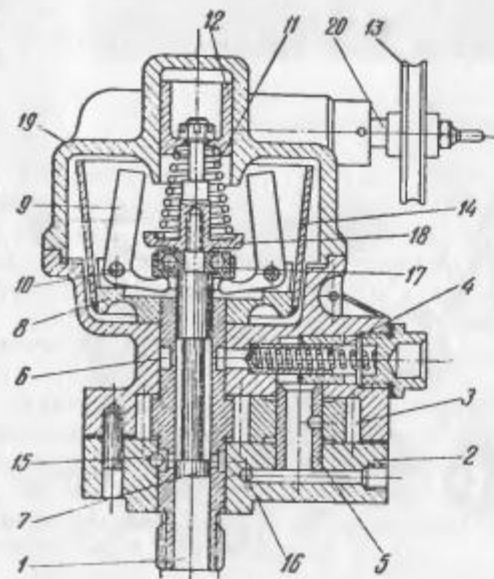


Рис. 56. Конструкция регулятора оборотов Р-2.

1—ведущий валик; 2—корпус передачи; 3—ведомая шестерня; 4—редукционный клапан; 5—ось; 6—корпус масляного насоса; 7—золотник; 8—кронштейн; 9—центробежный грузик; 10—стальная ось; 11—коническая пружина; 12—рейка; 13—ролик; 14—колокол; 15—центральный канал; 16—сообщение масляного насоса с магистралью двигателя; 17—шарикоподшипник; 18—стальная головка; 19—корпус регулятора; 20—валик.

В центральное отверстие ведущего валика установлен золотник 7, управляющий движением масла. На золотнике укреплен рейка 12, распираемая конической пружиной 11.

Центробежный узел регулятора управляет ходом золотника. Он состоит из стального кронштейна 8, тонкостенного колокола 14 и двух качающихся стальных грузиков 9.

Кронштейн 8 жестко крепится к ведущему валу. Концы коротких плеч грузиков подпирают нижнюю полость обоймы шарикоподшипника 17, опуская или поднимая золотник при изменении центробежной силы грузиков.

Механизм управления регулятором расположен в верхнем корпусе.

Центральная расточка корпуса является направляющей рейки золотника. В боковой расточке установлен валик 20, в средней ча-

сти которого нарезаны зубья шестерни, сцепляющиеся с рейкой 12 золотника.

На другой конец валика установлен ролик 13 управления регулятором Р-2 из кабины пилота.

## Генератор ГСК-1500М

Самолет Як-12М эксплуатируется с генератором ГСК-1500М; Як-12Р — с генератором ГС-10-350М.

Ниже приводятся сведения по конструкции генератора ГСК-1500М.

Генератор (рис. 57) является четырехполюсной шунтовой машиной постоянного тока с номинальным напряжением 27,5 в и состоит из трех основных узлов: корпуса, якоря и коллекторного щита.

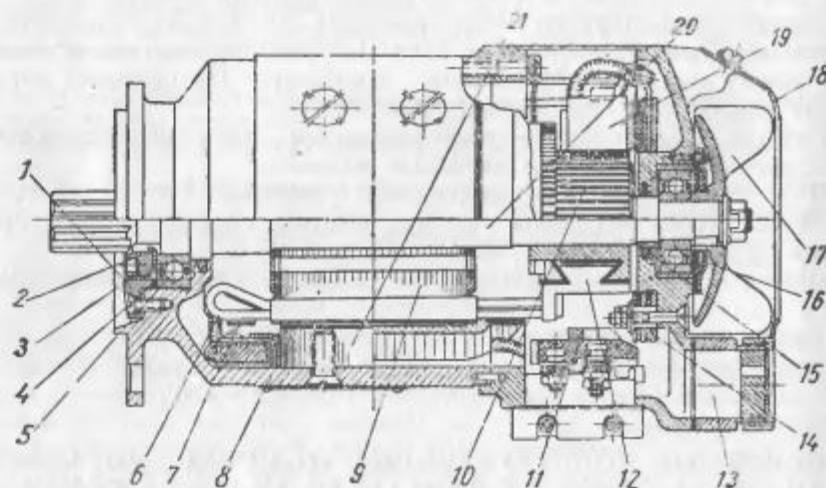


Рис. 57. Генератор ГСК-1500М.

1—фланец маслозащиты; 2—маслоотбрасывающая гайка; 3—стопорная шайба; 4—паранитовая прокладка; 5—шарикоподшипник; 6—обмотка якоря; 7—проволочный бандаж; 8—корпус; 9—якорь; 10—коллекторный щит; 11—клеммная колодка; 12—коллектор; 13—выводной штуцер; 14—суппорт; 15—фетровый сальник; 16—шарикоподшипник; 17—вентилятор; 18—колпак вентилятора; 19—щетка; 20—вал якоря; 21—полюс.

Корпус выполнен в виде стального цилиндра, к которому приварен щит с фланцем для крепления генератора к двигателю. С внутренней стороны к корпусу крепятся четыре полюса 21 из листовой электротехнической стали.

На полюсах смонтированы катушки обмотки возбуждения, последовательно соединенные между собой. Выводные концы обмотки возбуждения подсоединяются к двум болтам клеммной колодки, смонтированной на коллекторном щите.

Чтобы предупредить попадание масла во внутреннюю полость

генератора, щит снабжен фетровым сальником, а подшипник со стороны привода имеет резьбовую маслозащиту 2.

Якорь состоит из пакета якорного железа и коллектора, которые напрессованы на стальной вал. В пазы якоря помещена обмотка, которая изолирована от железа. С обеих сторон железного пакета обмотка закреплена стальными бандажками 7. Выводы секций обмотки якоря припаяны к петушкам коллектора. Коллектор 12 собран из 69 ламелей, которые изолированы друг от друга и от втулки коллектора. Вал 20 якоря с обоих концов установлен на шарикоподшипниках.

Коллекторный щит 10 отлит из алюминиевого сплава и имеет по окружности пять люков для осмотра щеток и коллектора.

В одном из люков расположена клеммная колодка 11 с четырьмя клеммами — две из них соединены с обмоткой возбуждения, две — с плюсовыми и минусовыми щетками генератора.

Внутри коллекторного щита крепится суппорт 14 с щеткодержателями. Суппорт состоит из двух латунных колец, изолированных между собой текстолитовыми кольцами. На суппорте укреплены четыре латунных щеткодержателя.

Каждая диаметрально-противоположная пара щеткодержателей соединена с одним из латунных колец.

В обойме каждого щеткодержателя установлено по одной щетке 19. В щетки заделаны по два медных канатика, свободные концы которых запаяны в общий наконечник.

Щетки пружинами прижимаются к коллектору с силой 800—900 г.

Коллекторный щит винтами крепится к корпусу генератора.

Защитная лента генератора имеет патрубки, предназначенные для подвода и отвода охлаждающего генератор воздуха.

#### 4. ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ ОТЛИЧИЯ ДВИГАТЕЛЯ АИ-14Р 3-й СЕРИИ ОТ ДВИГАТЕЛЯ АИ-14Р 2-й СЕРИИ И ЦЕЛЬ ПРОИЗВЕДЕННЫХ ДОРАБОТОК

##### 3 серия:

Литой картер из сплава АЛ-5 заменен штампованным из сплава АК-6.

В соединении головки с гильзой увеличена длина резьбы на две нитки и изменен ее профиль.

Количество ребер на гильзе цилиндра увеличено на три за счет уменьшения шага с 5 мм до 4 мм.

Изъяты стопоры направляющих втулок клапанов.

Надежная посадка втулок осуществляется двумя кольцевыми выточками, находящимися на наружной поверхности втулок.

Тарелочки клапанных пружин выполнены из стали 37ХН3А (взамен стали 38ХА).

В соединении крышек клапанных коробок с цилиндрами пробковая прокладка заменена резиновой.

Для увеличения прочности.

Для улучшения герметичности.

Для улучшения охлаждения цилиндра.

Для облегчения замены направляющих втулок клапанов при ремонте.

Для увеличения прочности.

Для улучшения герметичности.

Введено графитирование трущейся поверхности поршня, для чего диаметры поршня по всем поясам уменьшены на 0,1 мм.

Две верхние канавки поршня под газоплотнительные кольца в поперечном сечении имеют трапециевидную форму вместо прямоугольной.

Два верхних уплотнительных кольца также имеют в поперечном сечении трапециевидную форму вместо прямоугольной. Кольца выполнены из чугуна ХТВ взамен ХНВ.

На корпусе задней крышки двигателя увеличены сечения стенок по толщине и радиусы переходов к фланцам крепления магнето и смесесборника.

На боышке фильтра маслососа, с противоположной штуцеру подвода масла стороны, выполнено резьбовое отверстие с переходной втулкой для монтажа фильтра.

На фланцах крепления приводов магнето введены фиксирующие штифты.

Фильтр маслососа выполнен отдельно от штуцера подвода масла и его крепление перенесено на противоположную сторону боышки.

Изменена конструкция штуцеров подвода и отвода масла.

Усилена фрикционная муфта генератора за счет увеличения толщин буртика на поводке, переднего диска и пружинной шайбы. На поводке, бронзовом диске и переднем диске выполнено по четыре диаметрально-противоположных канавки для смазки поверхностей трения. Затяжка фрикционной муфты изменена с 2,5 кгм до 8 кгм.

Гайка крепления генератора, имеющая высоту 6,5 мм, заменена гайкой, высота которой 8 мм, и контрится замком вместо пружинной шайбы.

Вертикальный валик задней крышки выполнен с четырьмя боковыми отверстиями вместо двух.

Введена цементация зубчатого венца и изменен профиль кулачка в кулачковой шайбе. Увеличен зазор между зубьями кулачковой шайбы и ведущего валика с 0,134 ÷ 0,24 до 0,20 ÷ 0,32 мм.

Изменена конструкция головки фильтра маслоотстойника (выполнена в виде шестигранника).

Введены стальные пусковые трубки вместо медных.

Алюминиевые сегменты коллектора проводов зажигания заменены стальными.

Изменена форма патрубков магнето.

На кольце моторамы увеличено на 20 мм расстояние между двумя отверстиями в верхнем ушке для крепления подкосов.

Для устранения случаев надгирания поршней.

Для улучшения работы поршневых колец.

Для увеличения прочности.

В связи с изменением установки маслофильтра.

Для обеспечения совпадения маслосовмещающих каналов.

Для облегчения снятия фильтра маслососа с двигателя в эксплуатации.

Для облегчения присоединения шлангов маслосистемы. В связи с установкой на двигатель генератора ГСК-1500М.

Для повышения надежности крепления.

Для увеличения проходного сечения масла.

Для уменьшения выработки и увеличения надежности работы.

Для повышения удобства съема и установки фильтра.

Для повышения надежности работы.

Для увеличения прочности.

В связи с установкой на двигатель магнето М-9.

В связи с установкой на двигатель генератора ГСК-1500М вместо ГС-10-350М.

Передний суфлер двигателя увеличен по длине и изменен по форме.

Впускные трубы цилиндров № 1, 2, 3, 7, 8 и 9 выполнены без бобышек под форсунки.

На впускных трубах цилиндров № 4, 5 и 6 изменена конструкция пробки слива. Пробки с отверстиями для слива заменены глухими, в связи с чем при сливе они вывертываются полностью.

Для заливки бензина в двигатель при запуске в смесесборнике установлен штуцер с распылителем взамен бензозаливочного коллектора.

На гайке штуцера выхлопа выполнено 12 отверстий под ключ вместо шлицевых вырезов.

Установлено магнето М-9 вместо БСМ-9-25°.

Установлен карбюратор К-14А вместо К-14БП.

Установлены свечи СД-49СМ вместо СД-49С.

Установлен генератор ГСК-1500М вместо ГС-10-350М.

Для облегчения заливки масла в картер.

В связи со снятием с двигателя бензозаливочного коллектора.

Для гарантии полного слива масла и конденсата из полости впускных труб.

Для унификации всасывающих патрубков.

Для улучшения условий монтажа.

Для улучшения эксплуатационных качеств двигателя.

Для уменьшения расходов горючего на крейсерских режимах полета.

Для повышения надежности работы свечей.

В связи с повышенной мощностью потребителей электроэнергии на самолете Як-12М (по сравнению с самолетом Як-12Р).

## ГЛАВА III

### ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ И КОНСТРУКЦИЯ ВИНТА В-530-Д11. ДАННЫЕ СПЕЦБОРУДОВАНИЯ

#### 1. ДАННЫЕ ВИНТА

Условное обозначение винта . . . . .	В-530-Д11
Тип винта . . . . .	Тянущий, изменяемого в полете шага
Принцип действия винта . . . . .	Гидроцентробежный
Направление вращения винта . . . . .	Левое
Диаметр винта . . . . .	2,75 м
Количество лопастей . . . . .	2
Форма лопасти . . . . .	Веслообразная
Относительная толщина лопасти на $R = 0,9$ м . . . . .	0,065
Максимальная ширина лопасти . . . . .	240 мм
Профиль дужки лопасти . . . . .	«Ф»
Минимальный угол установки лопасти на $R = 1$ м . . . . .	8°30'
Максимальный угол установки лопасти на $R = 1$ м . . . . .	25 ± 1°
Диапазон поворота лопастей . . . . .	16°30' ± 1°
Расчетный момент инерции винта . . . . .	0,5 кгм/сек²
Схема действия . . . . .	Прямая
Угол установки противовеса . . . . .	20° ± 1°
Вес винта . . . . .	41 кг ± 2 кг

#### 2. КОНСТРУКЦИЯ ВИНТА

Винт В-530-Д11 двухлопастный, изменяемого в полете шага, левого вращения. Регулятор оборотов Р-2 автоматически поддерживает заданное число оборотов.

Винт работает по прямой схеме. На малый шаг лопасти устанавливаются под давлением масла. На большой — под действием центробежных моментов противовесов.

Основными узлами винта (рис. 58) являются корпус винта со ступицей, лопасти, узлы противовесов и цилиндрическая группа.

Неразъемный корпус I винта изготовлен из стали 40ХНМА, имеет два рукава под лопастные гнезда. В передней части преду-



смотрены выступы для присоединения узла цилиндра к корпусу, в задней части — фланец для крепления ступицы. Ступица 38 выполнена из стали 38ХА и имеет внутренние шлицы и гнезда под передний 42 и задний 28 конусы для посадки и центровки винта на валу двигателя.

Для установки лопасти в положение малого шага на ступицу одет поводок 26 с проушинами, в которые входят бронзовые сухари, одетые на пальцы переходных стаканов 17. Для восприятия центробежной силы лопасти бурт переходного стакана заключен между двумя роликовыми подшипниками 16. В гайку корпуса 18, которая крепит переходной стакан в корпусе винта, запрессован текстолитовый подшипник 24, воспринимающий радиальные нагрузки. Для устранения статической неуравновешенности собранного винта к торцу гайки винтами крепятся балансировочные пластины 23.

Лопать винта веслообразной формы. Перо лопасти склеено из сосновых планок, комлевая часть — из дельта-древесины.

Для большей жесткости перо лопасти оклеено двойным слоем березовой фанеры. Передняя кромка лопасти усилена металлической оковкой.

На комлевой части лопасти имеется коническая резьба для крепления на специальном уплотняющем цементе переходного стакана 17. Для предотвращения возникновения люфта при низких температурах наружного воздуха (вследствие различных коэффициентов расширения дельта-древесины и металла) в торце лопасти устанавливаются специальная шайба и четыре винта.

Узел противовеса состоит из противовеса 15 с хомутом, стяжного болта, груза, шайб 14 (для регулировки статического момента противовесов) и болта 12, крепящего груз и шайбы.

Противовес ставится на переходной стакан, обжимает его и одновременно зажимает лопасть в стакане.

Угловое положение противовеса определяется совпадением риски на нем со средней риской шкалы на торце стакана.

Цилиндровая группа винта состоит из цилиндра 2 и поршня 3. Цилиндр 2 имеет выступы для крепления его к корпусу и хвостовик с отверстием под вороток для поворота цилиндра в замке корпуса при монтаже. Этот же хвостовик служит для установки отоплителя.

Поршень дуралевый, перемещается во внутренней полости цилиндра. Торец поршня упирается в поводок 26: при перемещении поршня вправо его поступательное движение через поводок и бронзовый сухарь преобразуется во вращательное движение лопасти, угол установки лопасти уменьшается.

Ограничением движения поршня влево (на увеличение шага) является упор ограничительного кольца в дно цилиндра. Герметичность узла цилиндра обеспечивается постановкой уплотнительных манжет.

Для центровки винта на валу двигателя предусмотрены два кону-

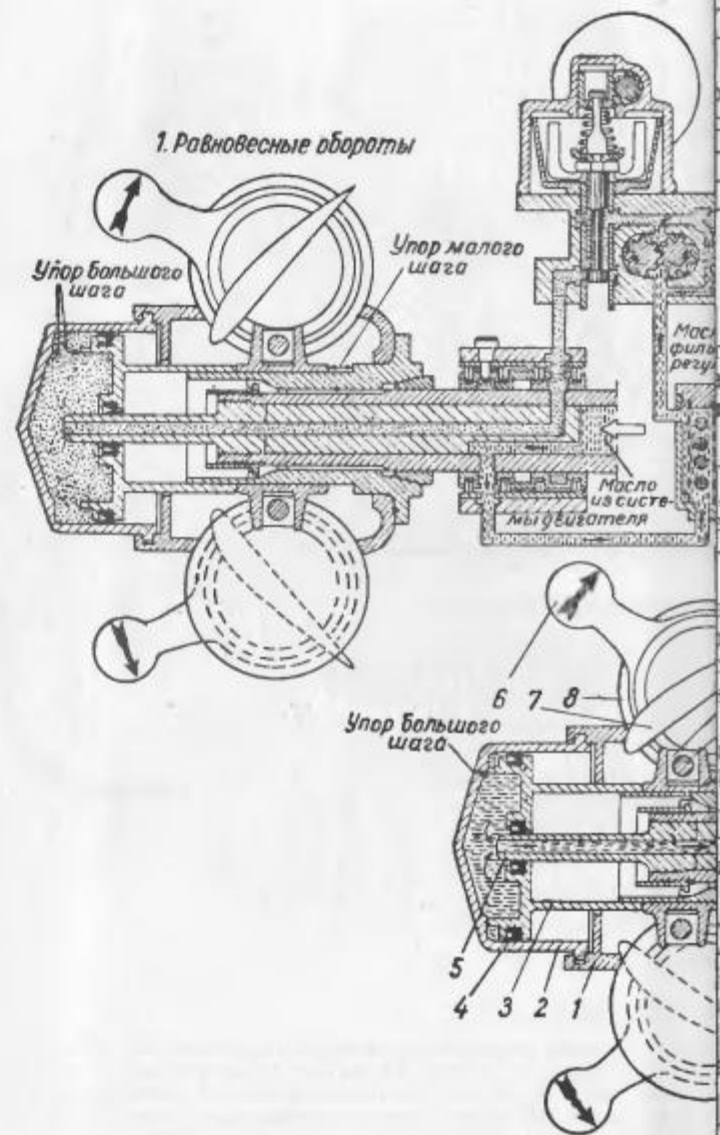


Рис. 59. Схема работы

1—корпус винта; 2—цилиндр; 3—поршень; 4—манжета уплотнения; 5—штуцер маслопровода; 6—груз противовеса; 7—лопасть; 8—стакан лопасти; 9—сухарь; 10—поводковый палец; 11—поводок; 12—ступица; 13—задний конус; 14—вал винта; 15—маслораспределительная втулка; 16—канал подачи масла



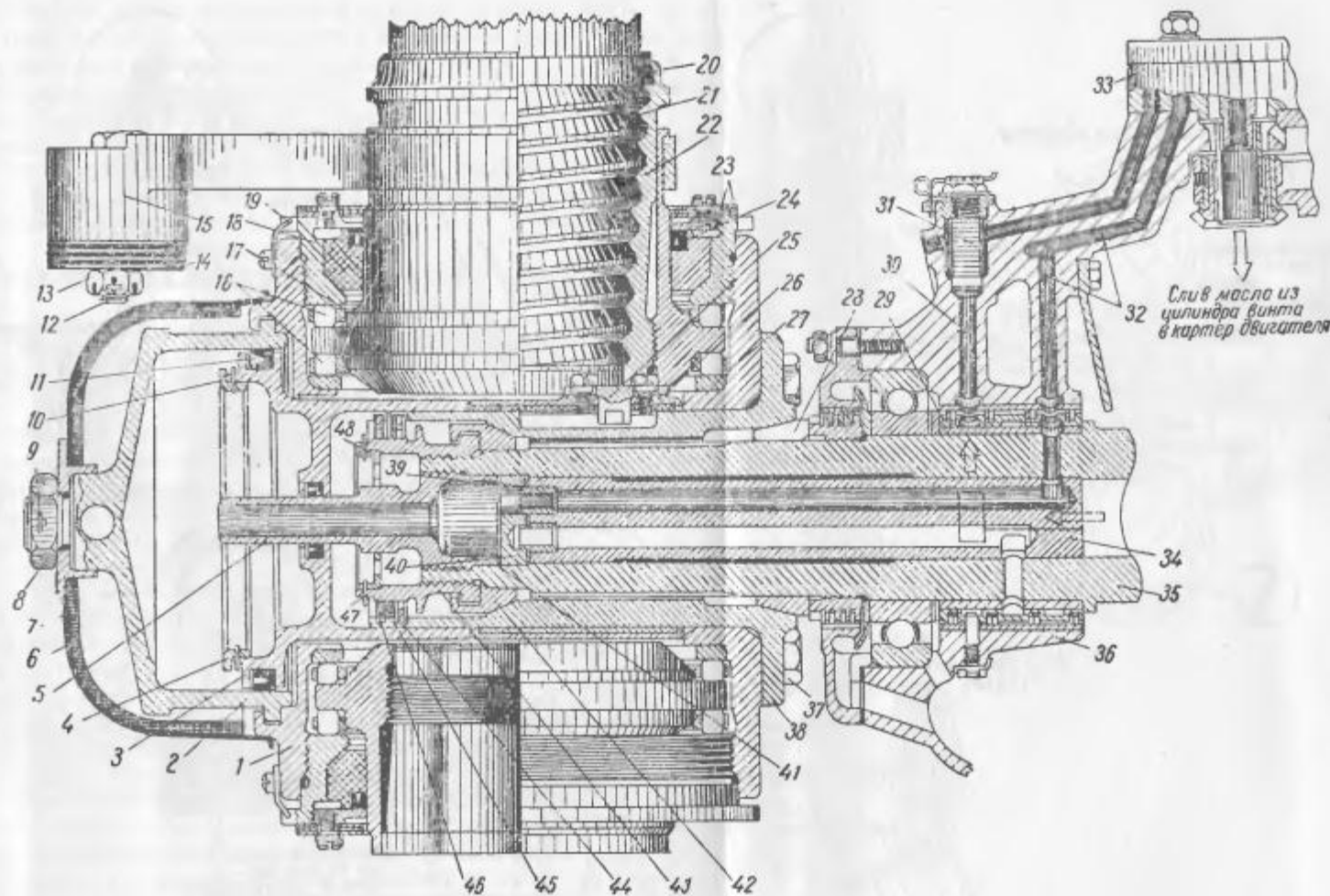


Рис. 58. Воздушный винт В-530-Д11

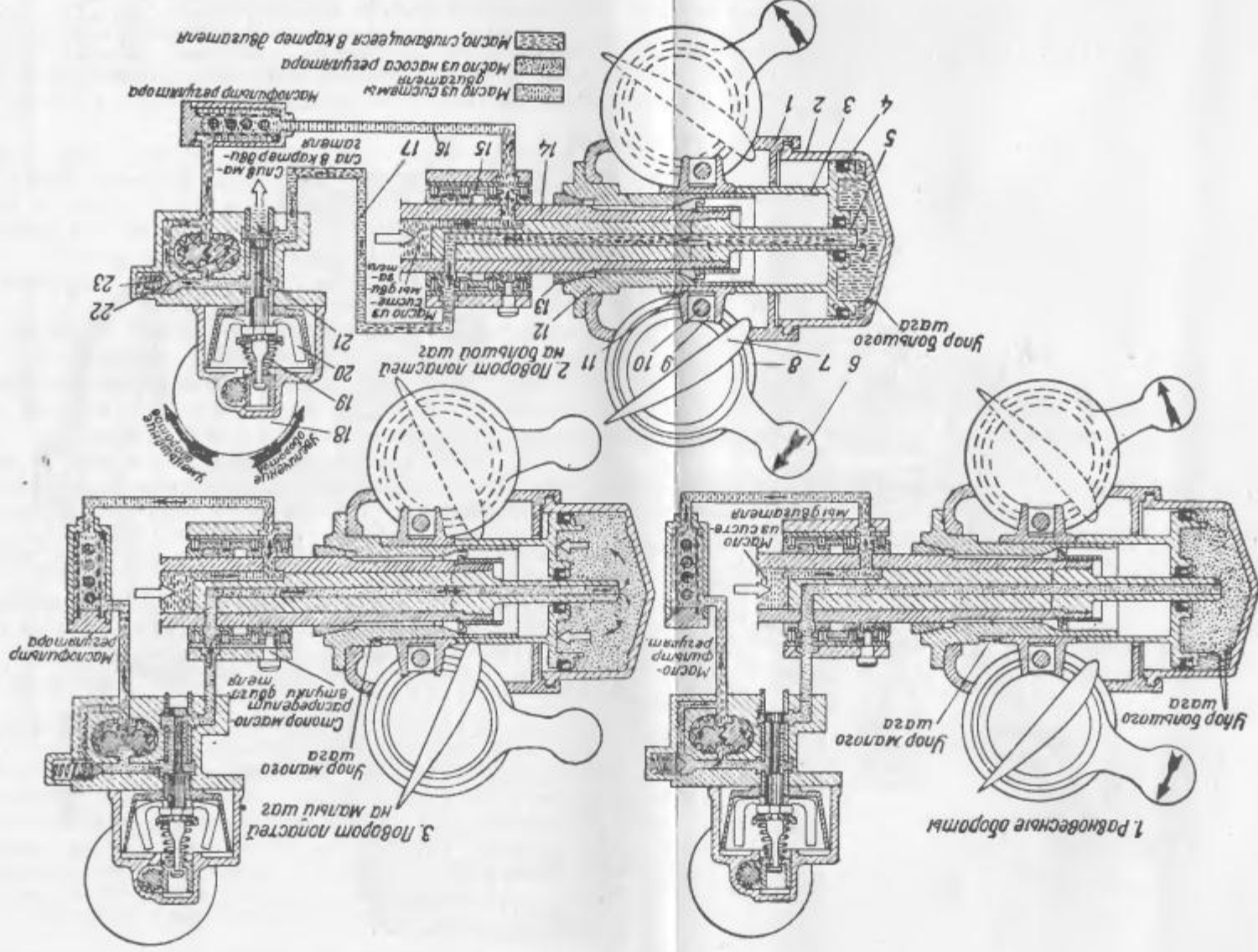
1—корпус; 2—цилиндр; 3—поршень; 4—ограничительное кольцо; 5—штуцер; 6—отеплитель; 7—фетр; 8—гайка; 9 и 10—шплинт; 11—манжета; 12—болт груза; 13—гайка болта груза; 14—шайбы противовеса; 15—противовес; 16—роликподшипник; 17—переходный стакан; 18—гайка корпуса; 19—контрольная пластина; 20—кольцо лопасти; 21—лопасть Д-11; 22—стакан лопасти; 23—балансировочные пластины; 24—вкладыш текстолитовый; 25—шпонка поводка; 26—поводок; 27—кольцо подшипника; 28—задний конус; 29—маслораспределительная

штулка; 30—канал подачи масла к регулятору оборотов Р-2; 31—фильтр регулятора; 32—канал подачи масла в цилиндр винта от регулятора оборотов Р-2; 33—фланец регулятора оборотов Р-2; 34—маслопроводящая втулка наала винта; 35—вал винта; 36—картер редуктора; 37—болт ступицы; 38—ступица; 39—прокладка; 40—переходник; 41—прокладка; 42—передний конус; 43—затяжная гайка; 44—кольцо-съемник; 45—контрольная звездочка; 46—контрольное кольцо; 47—шплинт; 48—контрольная шайба.

1—корпус винта; 2—цилиндр; 3—поршень; 4—манжета уплот-  
нения; 5—штуцер маслосборника; 6—пружина; 7—ло-  
пасть; 8—стакан лопастей; 9—сухарь; 10—поворотный палец;  
11—поводок; 12—ступица; 13—затинный конус; 14—вал винта;  
15—маслораспределительная втулка; 16—канал подачи масла;

Рис. 59. Схема работы механизма винта В-530-Д11.

к регулятору оборотов; 17—канал подачи масла от регулятора  
к винту; 18—ролик управления; 19—коническая пружина;  
20—грузик регулятора; 21—золотник регулятора; 22—масло-  
насос регулятора; 23—регуляционный клапан.



см  
в 3  
пол  
ред  
вал

оде  
ри,  
цен  
меж  
кот  
теж  
гру  
ного  
стив

из ст-  
тр  
рент

бер  
ског

плен  
на д

пера  
тов

уста

ного

та п

одно

ки н

Цилиндр

пуск

отеп

П

линд

порш

брон

паст

О

являе  
ность  
манж  
Д.

механизма винта В-530-Д11.

к регулятору оборотов; 17—канал подачи масла от регулятора к винту; 18—ролик управления; 19—коническая пружина; 20—грузик регулятора; 21—золотник регулятора; 22—масло-насос регулятора; 23—редукционный клапан.

са: передний 42, выполненный из двух половинок, стальной (38ХА) и задний 28, бронзовый, неразъемный.

Конусы затягиваются на валу гайкой 43. Момент затяжки гайки 50—60 кгм. При отворачивании гайки ее бурт упирается в кольцо-съемник 44, установленное в канавке ступицы винта, и стягивает винт с вала двигателя. Перед съемником расположена контрольная звездочка 45, контролирующая затяжную гайку.

Для соединения маслосистемы двигателя с рабочей полостью цилиндра винта в носок вала устанавливается переходник 40 с одноканальным подводом масла. Переходник 40 крепится штуцером 5, который ввертывается в носок вала двигателя и для предохранения от отворачивания контрится специальной шайбой. Момент затяжки штуцера — 15—20 кгм.

### 3. РАБОТА МЕХАНИЗМА ИЗМЕНЕНИЯ ШАГА ВИНТА

Винт В-530-Д11 работает по прямой схеме: на большой шаг лопасти устанавливаются под действием центробежного момента противовесов; на малый — моментом, создаваемым давлением масла на поршень.

Противовесы на всех режимах создают момент, который стремится повернуть лопасти винта на большой шаг. Таким образом, в случае самопроизвольного падения давления масла в системе винта, лопасти автоматически переходят на большой шаг, что делает возможным продолжение полета.

Управление винтом осуществляется при помощи регулятора оборотов Р-2. Совместная работа винта и регулятора обеспечивает изменение шага винта и автоматическое поддержание заданного числа оборотов двигателя вне зависимости от режимов полета и работы двигателя.

Число оборотов винта устанавливается силой сжатия пружины регулятора, которая изменяется через рейку шестерней, связанной тросовой проводкой со штурвалом, установленным в кабине на приборной доске. Каждому значению оборотов соответствует определенное натяжение пружины, изменяя которое пилот устанавливает заданный режим работы винта.

При установившемся режиме (т. е. при определенном положении штурвала управления винтом в кабине) сила упругости пружины 19 (рис. 59) и центробежная сила грузиков 20 находятся в равновесии. При этом золотник 21 занимает среднее положение и перекрывает канал 17, соединяющий регулятор с втулкой винта. Редукционный клапан 23 перепускает масло из выходного канала насоса во входной.

Если по каким-либо обстоятельствам, независимо от пилота (при неизменном положении штурвала управления винтом), число оборотов винта увеличится, центробежная сила грузиков 20 станет больше силы натяжения пружины 19, золотник 21 поднимается вверх и откроет канал 17, через который масло из полости винта начнет сливаться в картер. Лопасти винта, под действием момента проти-



вовесов 6, начнут поворачиваться в сторону увеличения шага. Обороты винта будут уменьшаться до тех пор, пока не достигнут заданных, так как в этот момент золотник 21 перекроет канал 17 и изменение угла лопастей прекратится.

Если число оборотов уменьшится, центробежная сила грузиков 20 станет меньше силы натяжения пружины 19, золотник 21 опустится и откроет канал 17, через который масло из насоса поступит в цилиндр винта. Под давлением масла поршень 3, связанный через поводок 10 с лопастями винта, повернет их в сторону уменьшения шага: число оборотов будет увеличиваться до тех пор, пока золотник 21 не займет среднее положение и не перекроет канал.

При необходимости установить другое число оборотов пилот из кабины (штурвалом управления винтом) изменяет натяжение пружины 19. При этом равновесие между силой упругости пружины и центробежной силой грузиков 20 наступит при новом, заданном числе оборотов.

#### 4. ДАННЫЕ СПЕЦОБОРУДОВАНИЯ

##### Радиооборудование

На самолете Як-12М установлены командная радиостанция РСИУ-3М и радиокompас АРК-5. Питание их осуществляется от преобразователя ПО-500, установленного в задней части кабины.

Радиостанция РСИУ-3М имеет 4 блока: передатчик (Блок А) — под правым передним сиденьем, приемник (Блок Б) и выпрямитель (Блок П) — у противопожарной перегородки, пульт управления (Блок П) — в левой верхней части кабины. Антенна радиостанции выведена в мачту. Кнопка включения передатчика радиостанции установлена на рукоятке рычага нормального газа.

Радиостанция имеет фиксированную настройку. Настройка приемника и передатчика на рабочие частоты производится на земле.

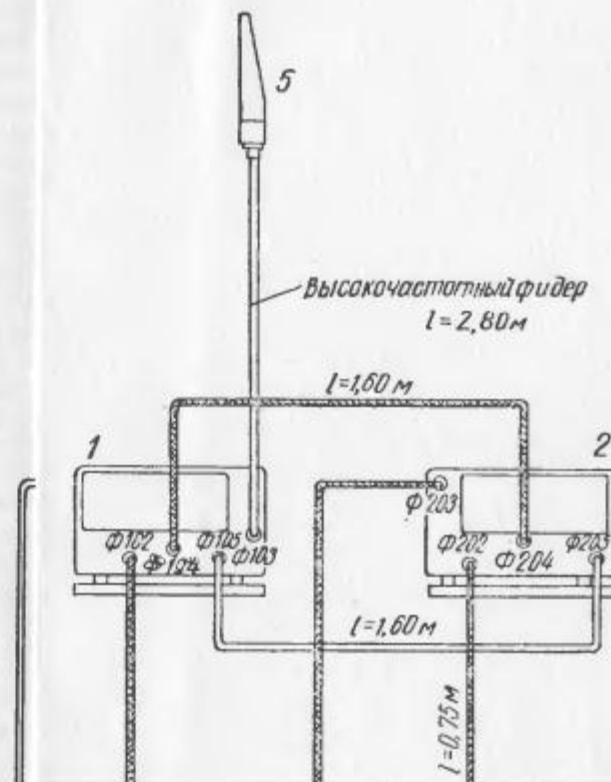
Радиостанция обеспечивает двустороннюю связь радиотелефоном с наземными радиостанциями на расстоянии до 120 км при высоте полета 1000 м.

Радиокompас АРК-5 состоит из приемника, установленного на полке в задней части кабины, щитка управления на приборной доске, рамки — в хвостовой части самолета и указателя радиокompаса СУП-7 — на приборной доске. Внешняя штыревая антенна радиокompаса установлена на средней части фюзеляжа.

Радиокompас обеспечивает пеленгацию наземных приводных радиостанций мощностью 0,5 квт, работающих на частотах в диапазоне от 150 до 1300 кГц, на расстоянии до 180 км при высоте полета 1000 м.

Защита цепей радиооборудования обеспечивается автоматами защиты и плавкими предохранителями. Автоматы защиты расположены на приборной доске и имеют маркировку «Рация» и «АРК».

Плавкие предохранители установлены: один — под полом каби-









вовесов 6. начнут поворачиваться

Обороты заданных, изменение

Если ч ков 20 ста стится и с пит в цили через пово шения ша золотник 2

При не кабины (п жины 19. 1 центробежн числе обор

На сам РСИУ-3М преобразова

Радиост. под правым (Блок В) — (Блок П) —

выведена в установлена

Радиост. емника и по

Радиост. нсм с назем высоте поле

Радиоком полке в зад доске, рамки паса СУП-7 диокомпаса

Радиоком диостанций зоне от 150 та 1000 м.

Защита защиты и пл жены на при Плавкие

мы, четыре — в коробке реле переключения преобразователя ПО-500, два — в щитке управления радиоконпасом и один на передней панели выпрямительного устройства радиостанции.

На самолете Як-12Р установлены радиостанция РСИ-6К и радиополукомпас-отметчик РПКО-10М.

Радиостанция РСИ-6К состоит из передатчика РСИ-6К и приемника РСИ-6М1, которые расположены на площадке в задней части кабины самолета. Антенна радиостанции, состоящая из медного канатика, протянута по оси самолета между килем и мачтой, установленной на 2-й раме фюзеляжа.

Управление приемником РСИ-6М1 дистанционное, щиток управления установлен в левой части приборной доски. Передатчик настраивается на земле и в полете не может быть перестроен.

Радиостанция РСИ-6К обеспечивает двустороннюю связь радиотелефоном с наземными радиостанциями на расстоянии до 130 км при высоте полета 1000 м.

Радиополукомпас РПКО-10М состоит из приемника и приемной рамки РМД-5В, расположенных в хвостовой части самолета. Механизм дистанционной настройки приемника установлен на потолке кабины над головой пилота. Щиток радиополукомпаса расположен на левой стороне приборной доски.

Радиополукомпас РПКО-10М обеспечивает полет самолета на радиостанции или от радиостанций, работающих в диапазоне частот 275—725 кГц, а также дает отметку пролета радиостанции или ее траверсы.

Дальность действия радиополукомпаса при работе с приводными радиостанциями 150—200 км при высоте полета 1000 м. Дальность действия отметчика 50 км.

Защита цепей радиооборудования обеспечивается автоматом защиты цепи АЗС-10, который маркирован «Рация». Кроме того имеются плавкие предохранители, один из которых установлен в умформере РУ-11А радиополукомпаса и второй — в умформере РУ-45А передатчика радиостанции.

### Электрооборудование

	Самолет Як-12М	Самолет Як-12Р
Номинальное напряжение сети . . . . .	24 в	24 в
Род тока . . . . .	Постоянный	
Система электросети . . . . .	Однопроводная	
Монтаж . . . . .	Открытый	
Маркировка проводов . . . . .	Буквенно-цифровая	
Генератор . . . . .	ГСК-1500 М	ГС-10-350М
Мощность длительная . . . . .	1500 вт	350 вт
Мощность 2-минутного режима . . . . .	2250 вт	—
Мощность 5-минутного режима . . . . .	—	525 вт
Напряжение генератора номинальное . . . . .	27,5 в	27,5 в
Диапазон рабочих оборотов . . . . .	3800—5900 об/мин	3800—5900 об/мин
Система охлаждения . . . . .	Продув встречным потоком воздуха	Самовентиляция
Аккумуляторная батарея . . . . .	12-САМ-28	12-А-10
Напряжение аккумулятора номинальное . . . . .	24 в	24 в

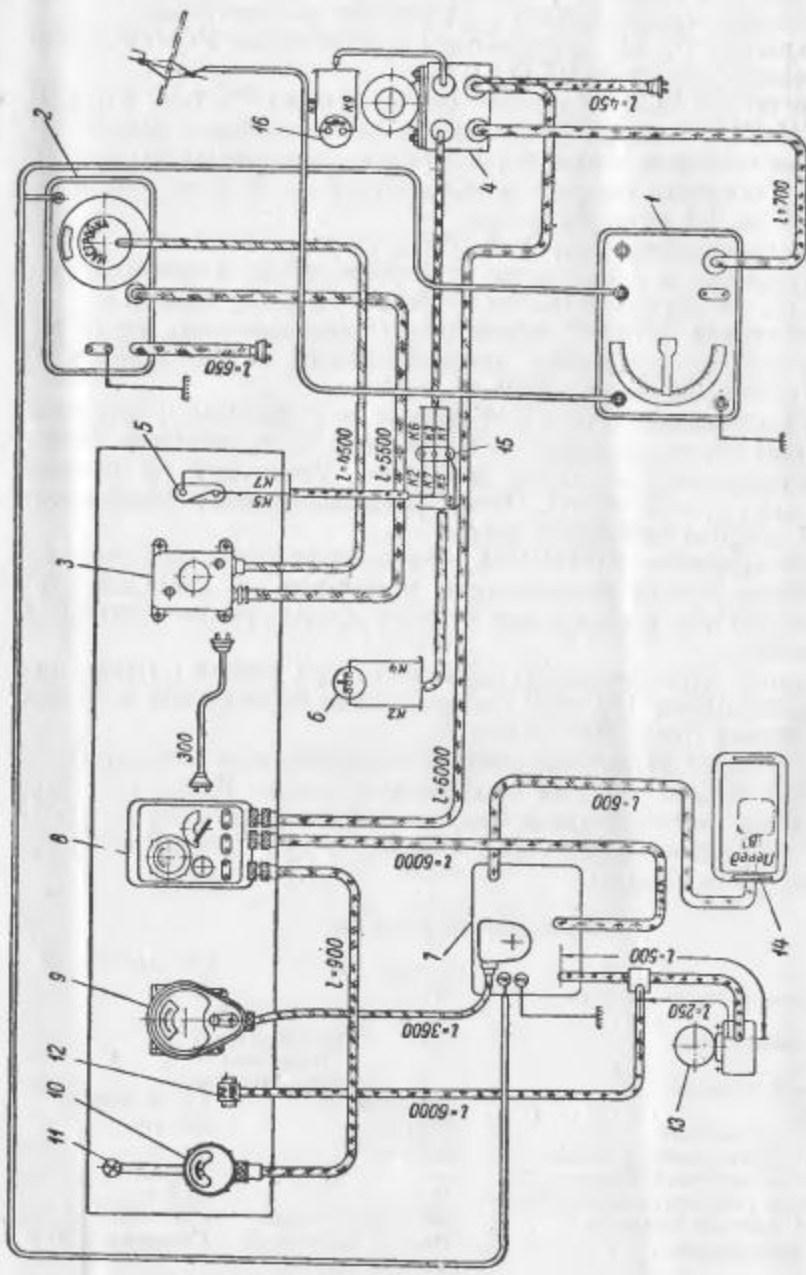
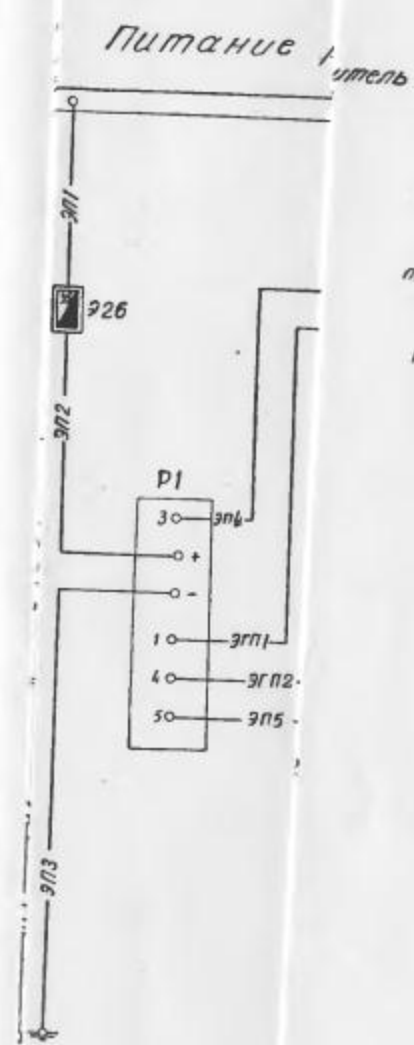
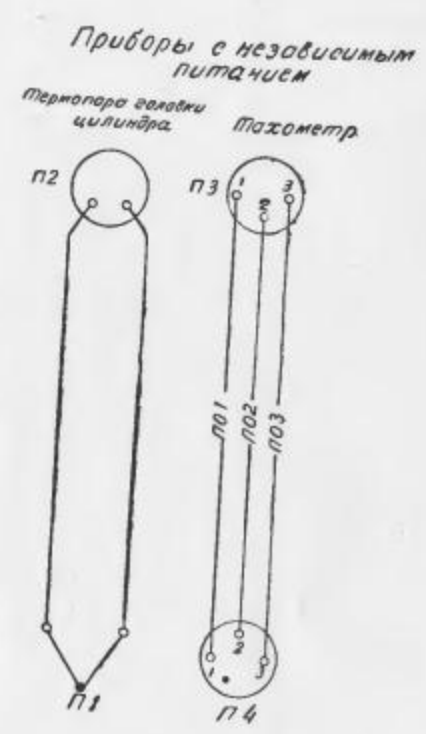


Рис. 61. Схема радиоборудования самолета Як-12Р.

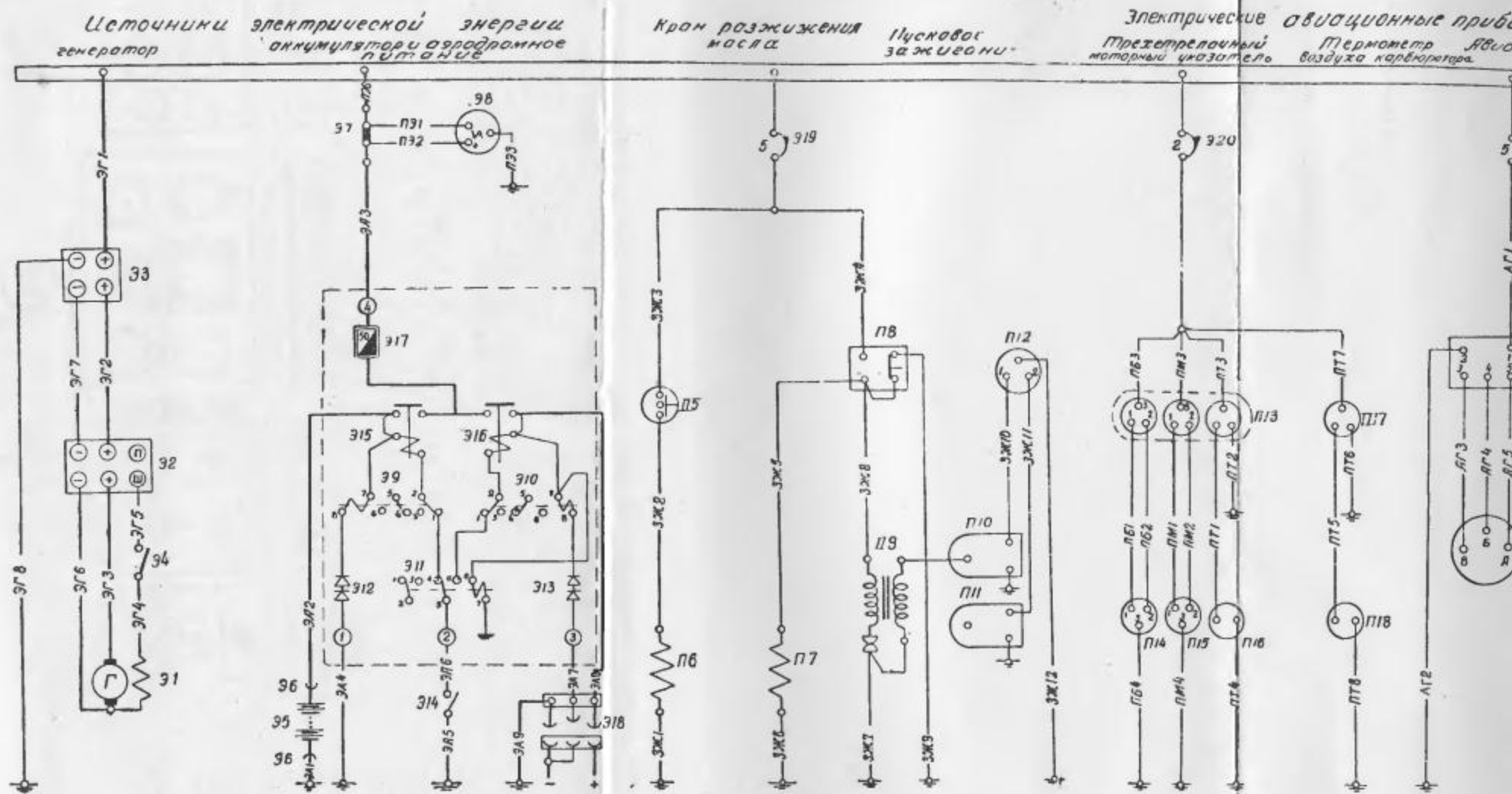
1—передатчик; 2—приемник; 3—щиток управления; 4—устройство РЧ-45А; 5—переключатель мощности; 6—кнопка включения передатчика; 7—приемник; 8—щиток; 9—механизм дистанционной настройки РПК; 10—индикатор курса и отметки; 11—арматура сигнальной лампы; 12—тумблер «РО-РПК»; 13—устройство РЧ-11АМ; 14—рамка РПК-10М; 15—разъемная колодка; 16—кнопка включения передатчика.



лучения; 323—автоматическая переносная лампа; 324—выключатель «пистолет» РИК-49; 325—лампы «АНО» АЗС-5 А2—хвостовой огонь; 326—автоматический выключатель ФС-155; 327—



328—амперметр А-1; 329—вольтметр В-1; 330—АЗС управления отоплением кабины; 331—роостат лампы подсчета; 332—компас; 333—амперметр А-1; 334—вольтметр В-1; 335—АЗС



31—генератор ГСК-1500М, 32—регуляторная коробка РК-1500В; 33—сетевой фильтр СФ-1500; 34—выключатель генератора В-45; 35—аккумулятор 12САМ-28; 36—штенеальный разъем ШР28У3НГ9; 37—шунт вольтамперметра ША-340; 38—вольтамперметр ВА-340; 39, 310, 311—реле РР-2; 312, 313—электрический вентиль ВС-25-8; 314—выключатель аккумулятора В45; 315, 316—контактор К50Д; 317—инерционный

предохранитель  
ного питания Ш  
АЗС-5; 115—кноп  
разжижения; 117—  
ковая кнопка ВВ  
1110—магнето ле  
тель магнето ПМ



Световое и светосигнальное оборудование.

Питание радиостанции

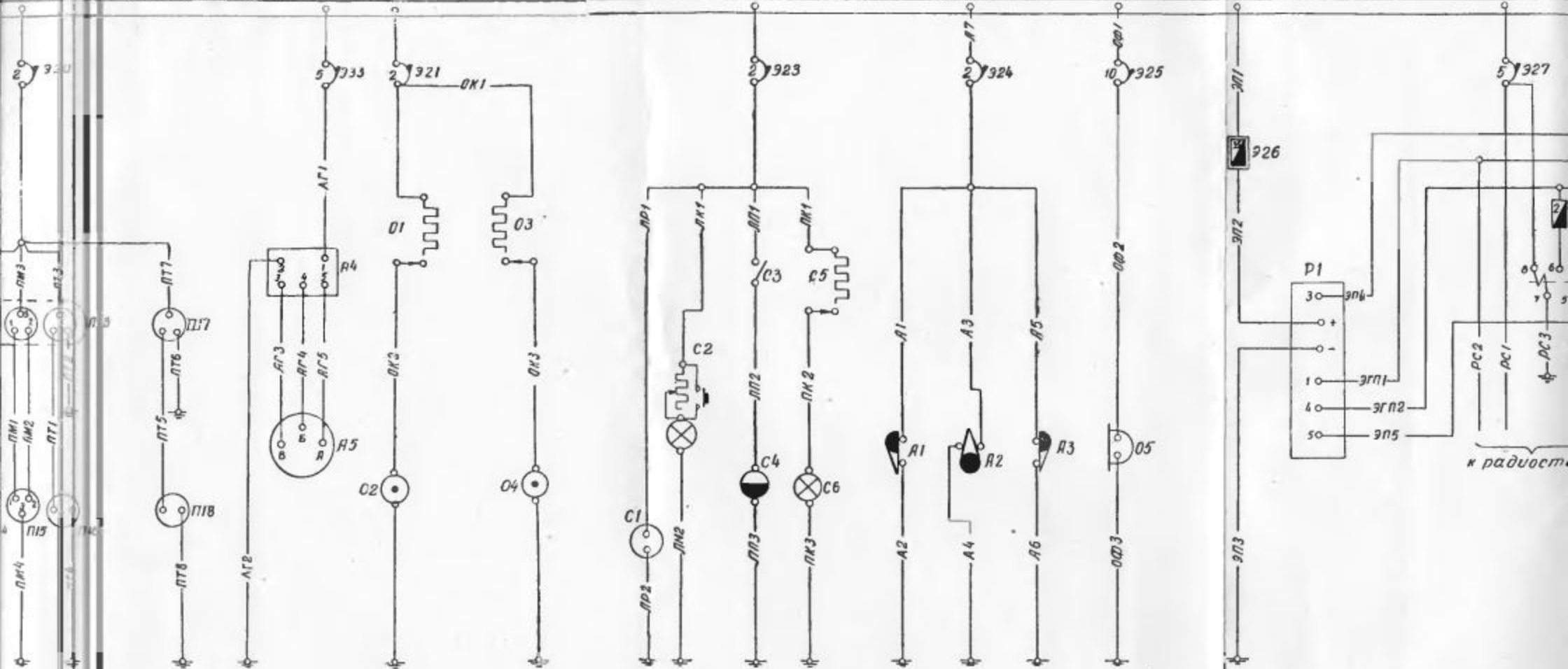


Рис. 62. Электросхема самолета Як-12М.

предохранитель ИП-50; 318—штепсельный разъем аэродромного питания ШРА-250ЛК; 319—автомат защиты «запуск» АЗС-5; 115—кнопка «разжижение масла» 205КС; 116—кран разжижения; 117—электро-пневмоклапан ЭК-48МАИ; 118—пусковая кнопка ВК-2-140В-1; 119—пусковая катушка КП4716; 110—магнето левое; 111—магнето правое; 112—переключатель магнето ПМ-1; 320—автомат защиты «приборы» АЗС-2; 113—трехстрелочный индикатор; 115—датчик давления масла; 114—датчик давления топлива; 116—датчик температуры масла; 117—указатель термометра ТУЭ-48; 118—датчик термометра ТУЭ-48; 333—автомат защиты «Авиагоризонт» АЗС-5; А4—преобразователь авиагоризонта ПАГ-1Ф; А5—авиагоризонт АГК-47Б; 321—автомат защиты «УФО» АЗС-2; 01, 03—реостат РУФО-48; 02, 04—лампа ультрафиолетового облучения; 323—автомат защиты «освещение» АЗС-2; 324—автомат защиты «навигационные огни» АЗС-2; 325—автомат защиты «фара» АЗС-2; 326—инерционный предохранитель; 327—автомат защиты «питание радиостанции» АЗС-2; А1—бортовой огонь; А2—хвостовой огонь ХС-39; А3—бортовой огонь; А4—бортовой огонь; А5—бортовой огонь; А6—бортовой огонь; А7—бортовой огонь; А8—бортовой огонь; А9—бортовой огонь; А10—бортовой огонь; А11—бортовой огонь; А12—бортовой огонь; А13—бортовой огонь; А14—бортовой огонь; А15—бортовой огонь; А16—бортовой огонь; А17—бортовой огонь; А18—бортовой огонь; А19—бортовой огонь; А20—бортовой огонь; А21—бортовой огонь; А22—бортовой огонь; А23—бортовой огонь; А24—бортовой огонь; А25—бортовой огонь; А26—бортовой огонь; А27—бортовой огонь; А28—бортовой огонь; А29—бортовой огонь; А30—бортовой огонь; А31—бортовой огонь; А32—бортовой огонь; А33—бортовой огонь; А34—бортовой огонь; А35—бортовой огонь; А36—бортовой огонь; А37—бортовой огонь; А38—бортовой огонь; А39—бортовой огонь; А40—бортовой огонь; А41—бортовой огонь; А42—бортовой огонь; А43—бортовой огонь; А44—бортовой огонь; А45—бортовой огонь; А46—бортовой огонь; А47—бортовой огонь; А48—бортовой огонь; А49—бортовой огонь; А50—бортовой огонь; А51—бортовой огонь; А52—бортовой огонь; А53—бортовой огонь; А54—бортовой огонь; А55—бортовой огонь; А56—бортовой огонь; А57—бортовой огонь; А58—бортовой огонь; А59—бортовой огонь; А60—бортовой огонь; А61—бортовой огонь; А62—бортовой огонь; А63—бортовой огонь; А64—бортовой огонь; А65—бортовой огонь; А66—бортовой огонь; А67—бортовой огонь; А68—бортовой огонь; А69—бортовой огонь; А70—бортовой огонь; А71—бортовой огонь; А72—бортовой огонь; А73—бортовой огонь; А74—бортовой огонь; А75—бортовой огонь; А76—бортовой огонь; А77—бортовой огонь; А78—бортовой огонь; А79—бортовой огонь; А80—бортовой огонь; А81—бортовой огонь; А82—бортовой огонь; А83—бортовой огонь; А84—бортовой огонь; А85—бортовой огонь; А86—бортовой огонь; А87—бортовой огонь; А88—бортовой огонь; А89—бортовой огонь; А90—бортовой огонь; А91—бортовой огонь; А92—бортовой огонь; А93—бортовой огонь; А94—бортовой огонь; А95—бортовой огонь; А96—бортовой огонь; А97—бортовой огонь; А98—бортовой огонь; А99—бортовой огонь; А100—бортовой огонь.

дование.

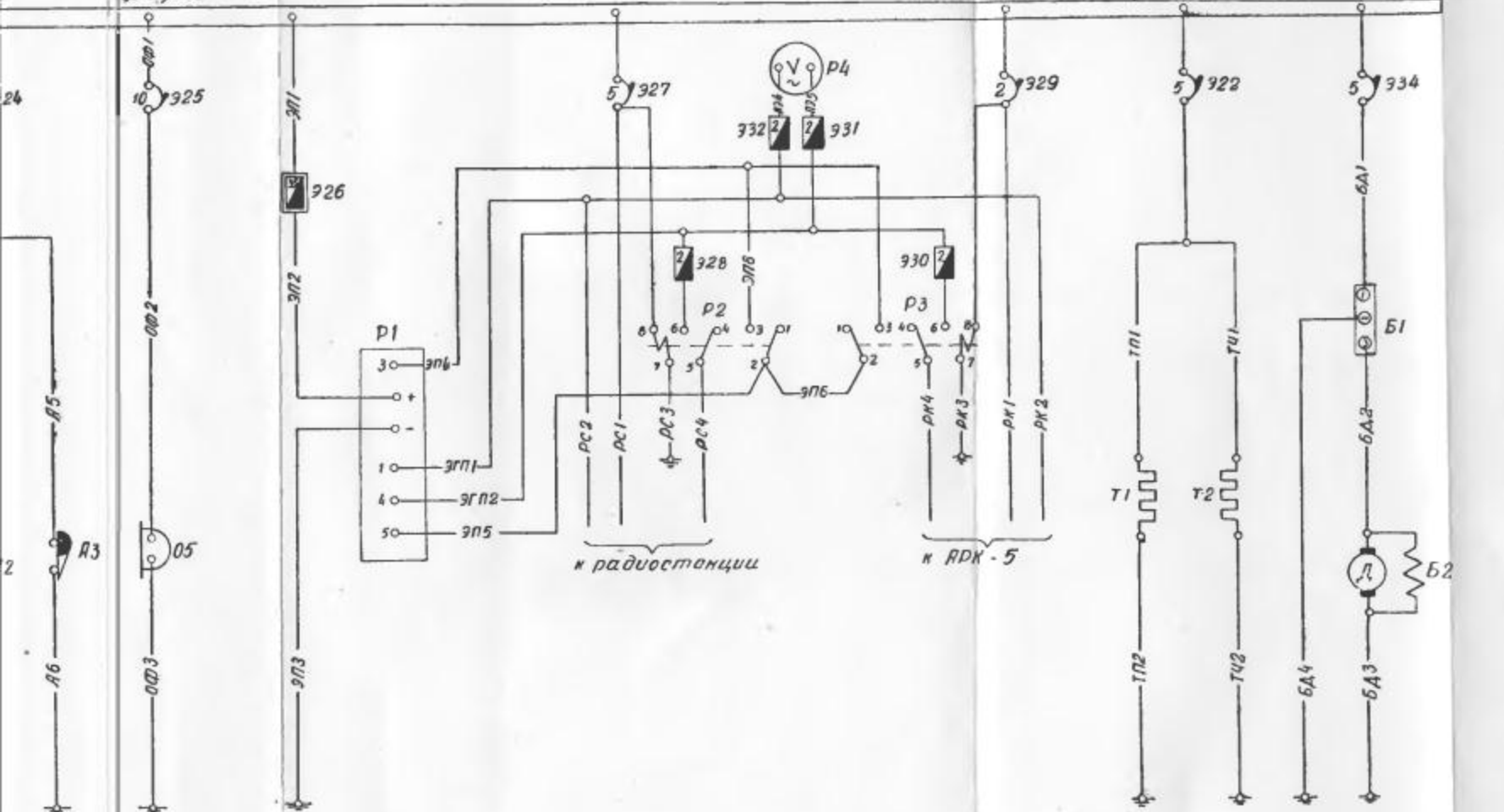
онные

фара

# Питание радиостанции и радиоконпаса

Обогрев  
ПВА и часов

стеклоочиститель



## Приборы с независимым питанием

Термометр головки цилиндра

Пасометр



5—датчик давления масла; П16—датчик температуры ТУЭ-48; П18—датчик тер- иты «Авиагоризонт» АЗС-5; а ПАГ-1Ф; А5—авнагориз- иты «УФО» АЗС-2; 01. на ультрафиолетового об-

лучения; 923—автомат защиты «освещение» АЗС-2; С1—ро- зетка переносной лампы 47К; С2—кабинная лампа КЛСРК-45; С3—выключатель «плафон» В45; С4—плафон П-39; С5—рео- стат РИК-49; С6—лампа подсвета компаса; 924—автомат за- щиты «АНО» АЗС-5; А1—бортовой огонь левый БАНО-45; А2—хвостовой огонь ХС-39; А3—бортовой огонь правый БАНО-45; 925—автомат защиты «фара» АЗС-10; 05—фара ФС-155; 926—инерционный предохранитель ИП-35.

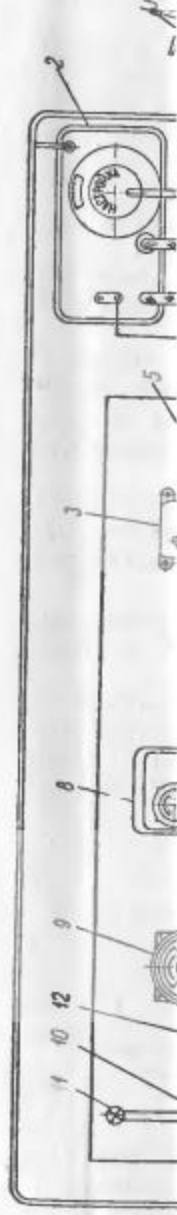
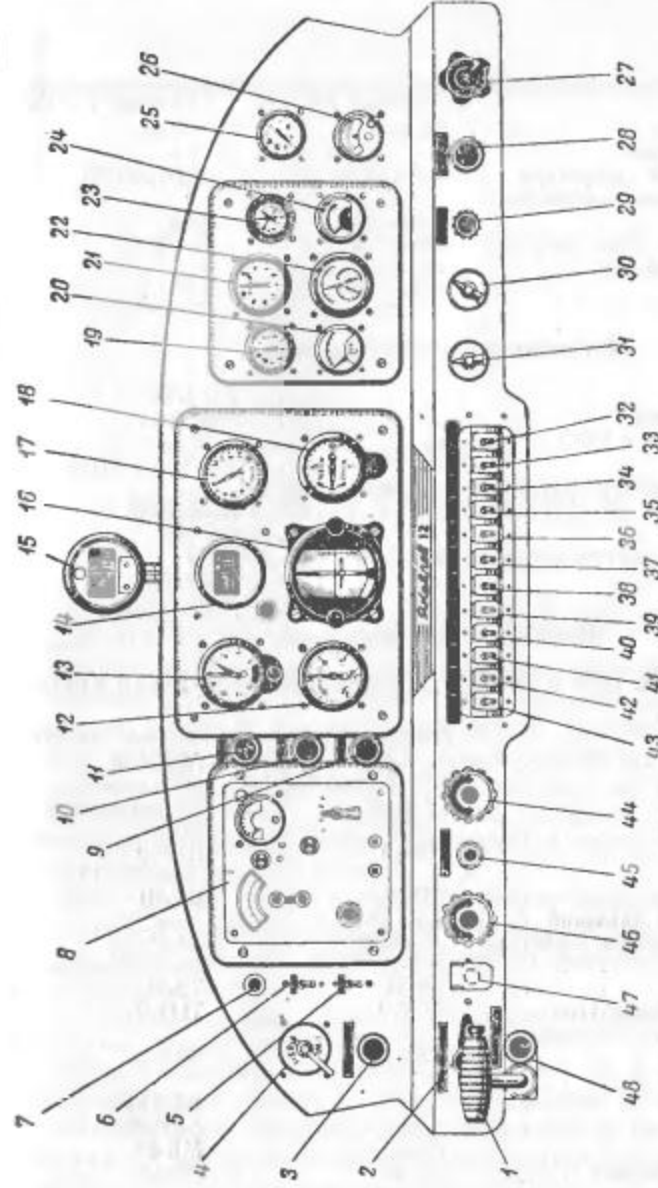


Рис. 63. Приборная доска самолета Як-12М.

1—рычаг нормального газа; 2—ручка пожарного крана; 3—ручка управления триммером руля высоты; 4—переключатель магнето; 5—автомат защиты; 6—автомат защиты «АНО»; 7—кнопка разжигания масла бензином; 8—щиток управления АРК-5; 9—ручка управления прогрева масла; 10—ручка управления створками маслонасоса; 11—ручка управления подогревом карбюратора; 12—указатель скорости УС-35; 13—указатель высоты ВД-10; 14—гироскоп; 15—компас КН-11; 16—авиационный компас АГК-47Б; 17—указатель курса СУП-7; 18—вариометр ВР-10; 19—тахометр ТЭ-45; 20—термометр ТЦТ-9; 21—мановакуумметр МВ-16; 22—трехстрелочный указатель ЭМИ-3К; 23—часы АВРМ; 24—термометр ТУЭ-48; 25—манометр МВ-80М; 26—вольтметр ЭВ-46; 27—кран воздушной сети; 28—ручка управления отоплением кабины; 29—роостат лампы подсвета компаса; 30—амперметр А-1; 31—вольтметр В-1; 32—АЭС



«Стеклоочиститель»; 33—АЭС «Обогрев ПВД»; 34—АЭС «Плавфон»; 35—АЭС «Освещение»; 36—АЭС «УФО»; 37—АЭС «Радиоконтакт»; 38—АЭС «Радиостанция»; 39—АЭС «Авиационный зонит»; 40—АЭС «Приборы»; 41—АЭС «Запуск»; 42—АЭС «Генератор»; 43—АЭС «Аккумулятор»; 44—штурвал управления жалюзи; 45—ручка зашприцовки цилиндров; 46—штурвал управления шагом винта; 47—пусковая кнопка; 48—ручка вы-

сотного корректора.



	Самолет Як-12М	Самолет Як-12Р
Емкость номинальная . . . . .	28 а-ч	10 а-ч
Ток разряда 10-часовой . . . . .	5 а	1 а
Регуляторная коробка генератора . . . . .	РК-1500В	РК-12Ф-350
Напряжение включения минимально- го реле . . . . .	24,5—26,5 в	25 в
Предел ограничения тока нагрузки . . . . .	80—95 а	19—20 а
Допустимый обратный ток . . . . .	Не более 15 а	5 а
Сетевой фильтр . . . . .	СФ-1500	СФ-1А

#### Потребители электроэнергии

Катушка пусковая . . . . .	КП-4716
Электрические приборы . . . . .	Комплект
Внутреннее освещение и УФО . . . . .	Комплект
Навигационные огни . . . . .	БАНО-45, ХС-39
Обогревательные элементы приемника воздушных да- влений и часов . . . . .	Комплект
Фара . . . . .	ФС-155
Стеклоочиститель . . . . .	АС-2
Радиооборудование . . . . .	Комплект

#### Приборное оборудование

На самолете Як-12М и Як-12Р установлено следующее приборное оборудование:

	Самолет Як-12М	Самолет Як-12Р
Авиагоризонт . . . . .	АГК-47Б	АГК-47Б
Компас . . . . .	КИ-11 (или КИ-12)	КИ-11
Гирополукомпас . . . . .	ГПК-48	Не установлен
Указатель скорости . . . . .	УС-35	УС-35
Высотомер . . . . .	ВД-10	ВД-10 (или ВД-12)
Вариометр . . . . .	ВР-10	ВР-10
Приемник воздушных давлений . . . . .	типа 954	типа 954
Трехстрелочный моторный указатель . . . . .	ЭМИ-3К	ЭМИ-3К
Мановакуумметр . . . . .	МВ-16	Не установлен
Тахометр . . . . .	ТЭ-45	ТЭ-45
Термометр головок цилиндров . . . . .	ТЦТ-9	ТЦТ-9
Термометр воздуха, поступающего в карбюратор . . . . .	ТУЭ-48	ТУЭ-48
Вольтметр . . . . .	В-1	
Амперметр . . . . .	А-1	ВА-340
Часы . . . . .	АВР-М	АВР-М
Манометр воздуха . . . . .	МВ-80	МВ-80
Термометр внутрикабинный . . . . .	ТВ-45	ТВ-45

## ГЛАВА IV

### ПОДГОТОВКА САМОЛЕТОВ К ПОЛЕТУ

#### 1. ЗАПРАВКА САМОЛЕТОВ

Двигатель АИ-14Р эксплуатируется только на бензине Б-70 и авиамаслах МС-20 и МК-22.

Заправлять горючее в левый и правый баки нужно равномерно. Количество горючего на стоянке при заправке до 140 л контролируется по внешней шкале бензиномеров, установленных в кабине пилота, а на самолете Як-12М дополнительно по мерным делениям на заливных фильтрах баков (при заправке до 170 л).

Не рекомендуется заправлять в баки более 180 л горючего во избежание вытекания бензина из дренажа при нагревании солнечными лучами баков на стоянке.

Через 15 мин. после заправки слить в прозрачную посуду 0,5—0,8 л отстоя бензина. Если в отстое будут обнаружены следы грязи или механических примесей, следует полностью слить горючее и промыть систему.

Количество масла в баке контролируется мерной линейкой, выполненной заодно с горловиной.

Заправка маслом на самолете Як-12Р — 12 л. При полетах продолжительностью свыше 2 часов на самолете Як-12М — 17 л.

Максимальная заправка бака, при которой не наблюдается выбрасывания масла через дренажную трубку, составляет: для самолета Як-12М — 17 л, для самолета Як-12Р — 12 л.

Перед заправкой нужно убедиться, что зажигание и аккумулятор выключены, пожарный кран закрыт, самолет и бензозаправщик заземлены, сорт бензина и масла соответствует предъявляемому паспорту.

При заправке можно руководствоваться таблицей типовых вариантов заправки:

Вариант самолета	Полетный вес, кг	Кол-во пассажиров	Груз или багаж	Заправка горючим, кг(л)
<b>Самолет Як-12М</b>				
Пассажирский . . . . .	1500	3	15	125 (167)
Санитарный . . . . .	1500	3	—	130 (174)
Грузовой . . . . .	1460	—	300	79 (105) *)
<b>Сельскохозяйственный:</b>				
опыливатель . . . . .	1450	—	300	82 (110)
опрыскиватель . . . . .	1450	—	300	73 (100)
Самолет Як-12Р . . . . .	1305	2	20	135 (180)

## 2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАСХОДА ГОРЮЧЕГО В ПОЛЕТЕ

Потребное количество горючего определяется:

$$G_{\text{гор}} = G_{\text{расх}} + G_{\text{н-з}} + G_{\text{земн.}}$$

где  $G_{\text{расх}}$  — количество горючего, расходуемое в полете,

$G_{\text{н-з}}$  — навигационный запас (не менее, чем на 1 час полета),

$G_{\text{земн.}}$  — горючее, расходуемое на земле (прогрев и опробование двигателя, руление). Составляет летом 6—7 л, зимой 9—10 л.  $G_{\text{земн.}}$  не включается в расчет загрузки самолета и полностью расходуется к моменту взлета.

Расход горючего установлен для самолетов Як-12М и Як-12Р — 37 кг/час.

Определение расхода горючего в полете ( $G_{\text{расх}}$ ):

$$G_{\text{расх}} = G_{\text{наб-выс}} + G_{\text{гор-пол}} + G_{\text{кр.}}$$

где 1)  $G_{\text{наб-выс}}$  — количество горючего, потребное для набора заданной высоты, определяется по таблице.

Режим набора высоты — номинальный ( $n = 2050$  об/мин, полный газ).

Высота, м		500	1000	2000	3000
Расход горючего, л	Самолет Як-12М	2,5	5,0	11,0	19,0
	Самолет Як-12Р	2,5	4,5	9,5	16,5

2)  $G_{\text{гор-пол}}$  — количество горючего, потребное для выполнения горизонтального полета.

Определяется по таблице наивыгоднейших крейсерских режимов горизонтального полета.

Самолет Як-12М. Полетный вес — 1430 кг

$V_{\text{кр.}}$ км/час	$V_{\text{ст.}}$ км/час	$n$ , об/мин	$P_{\text{кр.}}$ л.ст.	$q$ , л/км	$Q$ , л/час	Примечание
<b>Высота полета 500 м</b>						
166	177	2050	730	0,437	77,4	Режим максимальной скорости полета.
160	171	2010	710	0,392	67,0	Режим крейсерский.
150	160	1850	680	0,327	52,3	» »
140	149	1680	645	0,274	40,8	» »
130	138	1530	620	0,238	32,8	» »
120	127	1420	595	0,223	28,3	Режим максимальной дальности полета.
110	116	1400	575	0,229	26,6	Режим максимальной продолжительности полета.
100	105	1400	560	0,251	26,4	

<b>Высота полета 1000 м</b>						
161	176	2050	685	0,428	75,4	Режим максимальной скорости полета.
150	164	1940	650	0,352	57,7	Режим крейсерский.
140	153	1770	620	0,296	45,3	» »
130	141	1620	600	0,254	35,8	» »
120	130	1480	580	0,233	30,3	» »
115	125	1430	570	0,231	28,9	Режим максимальной дальности полета.
110	107	1400	550	0,253	27,1	Режим максимальной продолжительности полета.

<b>Высота полета 2000 м</b>						
151	173	2050	620	0,401	69,4	Режим максимальной скорости полета.
140	161	1920	590	0,330	53,1	Режим крейсерский.
130	149	1750	575	0,280	41,7	» »
120	137	1600	560	0,250	34,2	» »
110	125	1480	555	0,242	30,2	Режим максимальной дальности полета.
100	113	1410	560	0,256	28,9	Режим максимальной продолжительности полета.

\*) При снятом приемнике АРК-5.

Самолет Як-12Р. Полетный вес — 1280 кг

$V_{пр}$ , км/час	$V_{ст}$ , км/час	$n$ , об/мин	$P_{к}$ , л.с.	$q$ , л.с./км	$Q$ , л.с./час	Примечание
Высота полета 500 м						
169	181	2050	730	0,415	75,1	Режим максимальной скорости полета.
160	171	1960	700	0,355	60,7	Режим крейсерский.
150	160	1800	665	0,298	47,7	»
140	149	1640	635	0,254	37,8	»
130	138	1500	610	0,227	31,3	»
120	127	1400	585	0,217	27,6	Режим максимальной дальности полета.
110	116	1400	570	0,223	25,9	Режим максимальной продолжительности полета.
100	105	1400	555	0,246	25,8	

Высота полета 1000 м

163	179	2050	685	0,401	71,8	Режим максимальной скорости полета.
160	175	2030	675	0,381	66,7	Режим крейсерский.
150	164	1890	640	0,321	52,6	»
140	153	1730	610	0,272	41,6	»
130	141	1580	590	0,240	33,8	»
120	130	1450	570	0,223	29,0	»
115	125	1410	560	0,222	27,8	Режим максимальной дальности полета.
110	119	1400	555	0,227	27,0	Режим максимальной продолжительности полета.
100	107	1400	545	0,248	26,5	

3)  $G_{кр}$  — расход топлива на полет по кругу перед посадкой, который можно принимать равным 5 л.

### 3. ВЕС И ЦЕНТРОВКА САМОЛЕТА

Нормальный полетный вес и предельно-допустимая центровка для самолетов Як-12М и Як-12Р следующие:

Вариант самолета	Нормальный полетный вес, кг	Допустимая центровка, в % САХ	
		передняя	задняя
Самолет Як-12М пассажирский, грузовой, санитарный	1500	29,9	40,5
Сельскохозяйственный самолет Як-12М	1450	29,9	42,0
Самолет Як-12Р	1305	33,0	39,8

Предельно-допустимые центровки приведены на основании результатов летных испытаний самолетов Як-12М и Як-12Р.

При более передней центровке, по сравнению с предельно допустимой, запас отклонения руля высоты на посадке может оказаться недостаточным, кроме того значительно увеличиваются усилия на ручку управления самолетом.

При более задней центровке, по сравнению с предельно-допустимой, ухудшается устойчивость самолета и усложняется его пилотирование, особенно в условиях болтанки, что приводит к повышенной утомляемости летчика, кроме того затруднен уход на второй круг с отклоненными закрылками.

### Определение положения центра тяжести самолета

Исходными данными при определении положения центра тяжести самолета («центровки») в процентах от средней аэродинамической хорды (САХ) являются: вес конструкции самолета, вес служебной нагрузки, вес горючего, вес коммерческой нагрузки и соответствующие им моменты. Момент равен произведению веса нагрузки (в килограммах) на расстояние (в метрах) от центра тяжести нагрузки до вертикальной оси самолета, проходящей через ось переднего лонжерона крыла. Момент считается положительным, если груз размещен позади вертикальной оси и отрицательным, если груз находится впереди нее.

### Веса и моменты конструкции самолета в различных вариантах

Вариант самолета	Вес конструкции, кг	Момент, кгм
Самолет Як-12М пассажирский, грузовой, санитарный	1026	184,0
сельскохозяйственный	1014	174,0
опыливатель	978	161,7
опрыскиватель	988	144,5
Самолет Як-12Р	912	187,0

При использовании самолета Як-12М в грузовом варианте, чтобы не выйти за пределы предельно-задней центровки, разрешается снимать приемник АРК-5. В этом случае вес конструкции самолета уменьшится на 23 кг, а момент — на 51,0 кг.

Вес конструкции сельскохозяйственного варианта самолета указан с учетом снятия пассажирского и радиооборудования и установки аппаратуры опрыскивателя или опыливателя. Момент веса самолета указан с учетом перестановки аккумулятора от рамы № 1 к раме № 3.

Веса и соответствующие им моменты нагрузки самолета приведены ниже в таблице и на графиках (рис. 64).



Нагрузка	Вес, кг	Момент, кгМ
Пилот	80	20
Пассажир на переднем сиденье	80	20
Пассажир на заднем сиденье	80	88
Два пассажира на задних сиденьях	160	176
Больной на носилках (с учетом веса носилок)	91	108
Запас масла		
самолет Як-12Р	10	—10,4
самолет Як-12М	14	—14,5

Вес пассажира с 10 кг бесплатно провозимой ручной клади равен  $75 + 10 = 85$  кг. При расчете центровок следует считать, что 5 кг клади находится около пассажира и 5 кг — на багажной полке.

Сложив отдельно полученные веса и моменты, получим полетный вес и суммарный момент самолета, по которым, пользуясь графиком, определяем центровку самолета.

### Типовые варианты загрузки и центровки самолета Як-12М

#### Пассажирский и санитарный варианты

Наименование нагрузки	Вес нагрузки, кг		санитарный
	пассажирский	санитарный	
	нормальная загрузка самолета	предельно-задняя центровка	
Конструкция самолета	1026	1026	1014
Пилот	80	80	80
Масло	14	14	14
Горючее	135	125	133
Пассажиры:			
на переднем сиденье	80	80	80
на заднем сиденье	80	160	80
больной на носилках	—	—	91
Багаж	35	15	8
Полетный вес	1450	1500	1500
Центровка самолета в % САХ	36,4	37,8	40,5

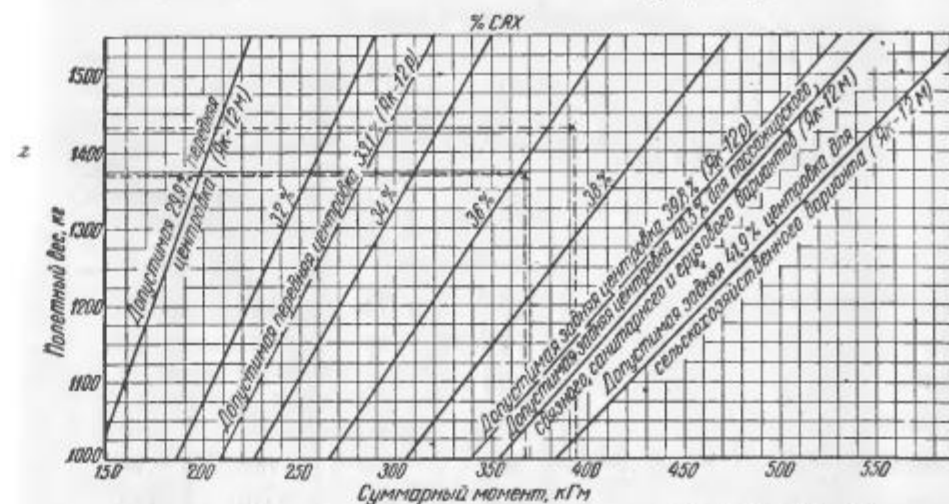
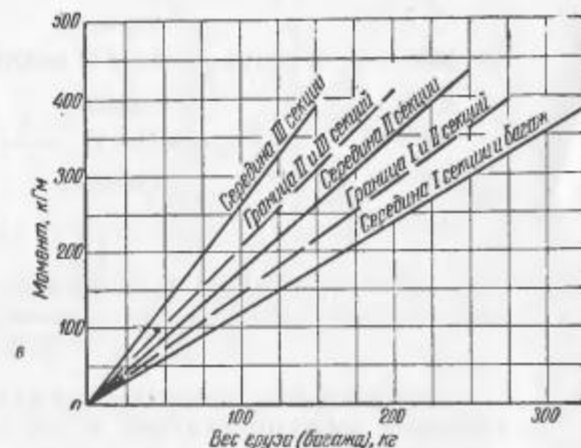
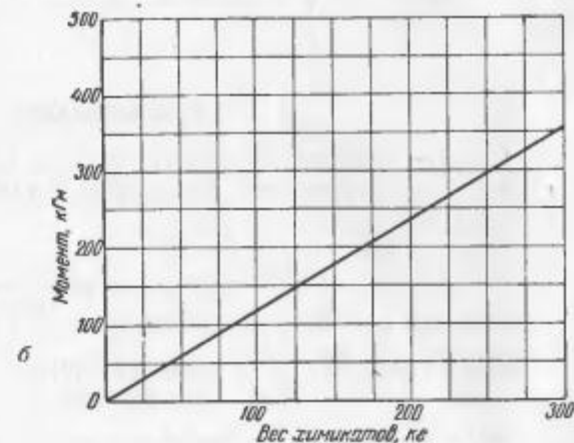
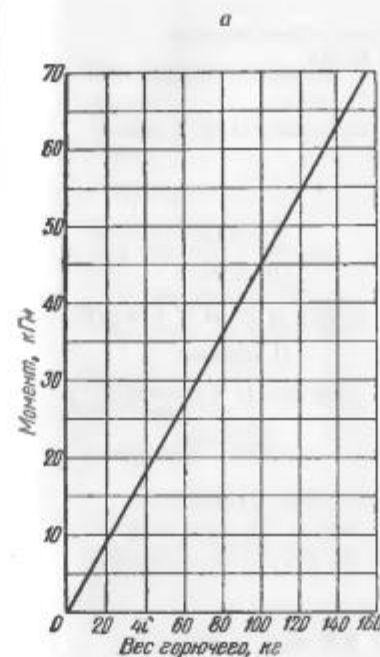


Рис. 64. К расчету центра тяжести самолетов Як-12М и Як-12Р.

а—график моментов веса горючего; б—график моментов веса химикатов; в—график моментов веса груза (багажа); г—номограмма центровок самолетов Як-12М и Як-12Р.

### Грузовой вариант

В приводимой ниже таблице указаны положения центра тяжести грузов, соответствующие предельно-задней (40,5% САХ) центровке самолета.

Общий вес перевозимого груза, кг	Предельно заднее положение центра тяжести груза	
	приемник АРК-5 установлен	приемник АРК-5 снят
50	III секция	II секция
100	граница III и II секций	III секция
150	II секция	граница III и II секций
200	граница II и I секций	II секция
250	I секция	граница II и I секций
300	—	I секция

### Сельскохозяйственный вариант

Наименование нагрузки	Вес нагрузки, кг			
	Опыливатель		Опрыскиватель	
	предельно-задняя центровка	предельно-передняя центровка	предельно-задняя центровка	предельно-передняя центровка
Конструкция самолета	978	978	988	988
Пилот	80	80	80	80
Масло	10	7	10	7
Горючее	82	15	72	15
Химикаты	300	—	300	—
Полетный вес	1450	1080	1450	1090
Центровка самолета в % САХ	42	31,5	41	30

### Самолет Як-12Р

Наименование нагрузки	Вес нагрузки, кг		
	нормальная загрузка самолета	предельно-задняя центровка	предельно-передняя центровка
Конструкция самолета	912	912	912
Пилот	80	80	80
Масло	10	10	7
Горючее	133	132	15
Пассажиры:			
на переднем сиденье	80	—	—
на заднем сиденье	80	80	—
больной на носилках	—	91	—
Багаж	10	—	—
Полетный вес	1305	1305	1014
Центровка самолета в % САХ	37,2	40	33

Установка двойного управления в учебном варианте самолета увеличивает вес конструкции самолета на 20 кг. Центровка самолета при этом остается практически неизменной.

### 4. ПРЕПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР И ПРОВЕРКА МАТЕРИАЛЬНОЙ ЧАСТИ И ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА

Перед осмотром самолета необходимо убедиться в наличии на стоянке противопожарных средств и колодок под колесами шасси, в отсутствии снега или льда на поверхности самолета; снять чехлы с самолета, двигателя, приемника воздушных давлений.

Осмотр самолета рекомендуется проводить по маршруту:

- а) силовая установка;
- б) основное шасси;
- в) правая половина крыла;
- г) правая сторона фюзеляжа;
- д) хвостовое оперение;
- е) хвостовая установка;
- ж) левая сторона фюзеляжа;
- з) левая половина крыла;
- и) кабина самолета.

При осмотре необходимо убедиться:

- в отсутствии забоин и повреждений винта, его кока и капота двигателя, в отсутствии течи бензина и масла из-под капота;
- в надежном закрытии замков капота;
- в правильности зарядки пневматиков (по объему) (оно должно составлять 30—40 мм при нормальном полетном весе);

— зимой — в надежности крепления лыж, целости их амортизаторов, отсутствии примерзания;

— в целости полотняной обшивки крыла, фюзеляжа и оперения, в правильности закрытия замков лючков;

— в снятии струбцин с руля поворота, руля высоты, элеронов и закрылков;

— в нормальном обжатии пневматика хвостового колеса (10—15 мм при нормальном полетном весе самолета). Зимой — в надежном креплении хвостовой лыжи и ее амортизаторов;

— в нормальной заправке самолета горючим (по бензиномерам и по мерным делениям на заливных фильтрах баков) и маслом (масломерной линейкой);

— в отсутствии течи бензина из бензиномеров и в целости их стекол;

— в легкости хода и правильности отклонения руля высоты, руля поворота и элеронов;

— в установке триммера руля высоты в нейтральное положение;

— в том, что переключатель магнето установлен в положение «Выключено»;

— в нормальном ходе секторов управления газом и высотным корректором;

— в установке рычага управления высотным корректором в положение «на себя» («нормально»);

— в наличии давления воздуха в воздушной системе (должно быть 50 кг/см<sup>2</sup>);

— в герметичности системы тормозов (при полном нажатии на педаль тормозов и нейтральном положении педалей шума травления воздуха не должно быть слышно);

— в установке крана управления закрылками в нейтральное положение;

— в исправности приборов.

Установить стрелку барометрического высотомера на «0». Величина давления по барометрической шкале высотомера не должна расходиться с фактическим более чем на  $\pm 3$  мм рт. ст.

Окончив осмотр и убедившись в исправности самолета и двигателя, произвести подготовку к запуску двигателя.

## 5. ЗАПУСК, ПРОГРЕВ, ОПРОБОВАНИЕ И ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЯ

### Подготовка к запуску двигателя

Перед запуском двигателя нужно выполнить следующее:

1. После длительной стоянки (более суток):

а) во избежание гидроудара вывернуть передние свечи из всех цилиндров и сливные пробки из всасывающих труб цилиндров № 4, 5 и 6 и провертыванием винта удалить скопившееся в цилиндрах и патрубках масло;

б) зашприцевать через свечные отверстия в каждый цилиндр 60—70 г свежего масла при положении поршня в нижней мертвой точке. Зимой масло должно быть подогрето до температуры 75—80°C;

в) залить в картер двигателя через передний суфлер 1,5—2 л масла;

г) завернуть свечи и сливные пробки и провернуть винт на 6—8 оборотов (чтобы заполнить масляную магистраль маслом).

2. Убедиться, что самолет отвязан, колодки поставлены под колеса, около самолета имеются противопожарные средства.

3. Проверить, установлена ли рукоятка управления винтом в положение большого шага (это предотвращает откачивание масла из полости коленчатого вала масляным насосом регулятора оборотов в момент запуска), рычаг высотного корректора перемещен до отказа на себя (на защелку), жалюзи капота и створки маслорадиатора закрыты полностью.

4. Убедиться, что зажигание, аккумулятор, тумблер «запуск» выключены, и открыть пожарный кран.

5. Провернуть винт от руки на 6—8 оборотов по ходу при открытом дросселе, при этом произвести заливку двигателя заливочным насосом. Для заливки сделать 2—5 подач плунжером насоса (100—150 см<sup>3</sup> бензина) в зависимости от температуры окружающего воздуха и температурного состояния двигателя.

Во избежание несчастных случаев, если двигатель нагрет выше 70°C, проворачивать винт нельзя.

Если для провертывания винта требуются значительные усилия, необходимо удалить (во избежание гидроудара) масло и бензин, скопившиеся в нижних цилиндрах. Для этого вывернуть по одной свече из цилиндров № 4, 5 и 6 и отвернуть сливные пробки на всасывающих трубах этих цилиндров. Слив скопившуюся жидкость, поставить свечи и пробки на место.

### Запуск двигателя

Для запуска двигателя необходимо:

1. Установить рычаг управления в положение, соответствующее 800—900 об/мин.

2. Подать команду «От винта» и, убедившись в ее исполнении, включить аккумулятор, тумблеры «запуск» и «приборы», открыть кран воздушной системы.

3. Нажать кнопку запуска и после того, как винт сделает один—два оборота, установить переключатель магнето на 1+2.

При первых вспышках рекомендуется произвести 1—3 подачи горячего заливочным насосом для облегчения перехода на питание от карбюратора.

При запуске внимательно следить за давлением масла в системе. Если в течение 20 сек. после запуска давление не достигнет 1,5 кг/см<sup>2</sup>, немедленно остановить двигатель, выяснить и устранить причины отсутствия давления масла.



## Прогрев двигателя

Через 0,5—1 мин. после запуска перевести винт на малый шаг и прогреть двигатель. Прогрев следует производить:

на оборотах 700—800 об/мин — до тех пор, пока температура входящего масла не начнет повышаться

на оборотах 1100—1200 об/мин — до достижения температуры входящего масла  $+20^{\circ}\text{C}$  и головок цилиндров  $100^{\circ}\text{C}$ ;

на оборотах 1800—2000 об/мин — до достижения температуры входящего масла не ниже  $+30^{\circ}\text{C}$  и головок цилиндров  $120^{\circ}\text{C}$ , при которых двигатель считается прогретым.

## Опробование двигателя

1. Проверку работы системы зажигания следует производить при  $n = 1850$  об/мин, при положении винта на малом шаге, поочередным выключением каждого магнето не более, чем на 30 сек. При переключении с двух магнето на одно падение оборотов не должно превышать 60 об/мин. Перед переключением с одного магнето на другое следует включить на 20—30 сек. оба магнето, чтобы «прожечь» свечи.

2. Для проверки работы механизма управления винтом, рекомендуется установить рычагом газа 2000 об/мин и перевести рукоятку управления регулятором оборотов на большой шаг. Число оборотов должно снизиться до 1300—1400 об/мин. При обратном переводе рукоятки управления регулятором число оборотов должно восстановиться до первоначальных (2000 об/мин).

3. Для проверки работы винта и регулятора числа оборотов на равновесных оборотах следует при положении винта на малом шаге рычагом газа установить 2000—2050 об/мин. Затем затянуть винт до 1850 об/мин и рычагом газа уменьшить давление на всасывании на 80—100 мм рт. ст. — число оборотов должно остаться неизменным. Рычагом газа снизить число оборотов до 900—1000 об/мин, затем плавно увеличить давление на всасывании до первоначального — должно установиться заданное (1850 об/мин) число оборотов в минуту.

При резком выполнении этих операций число оборотов может увеличиться или уменьшиться на 50—100 об/мин, однако через 2—3 сек. должно восстановиться до первоначального.

4. Плавным, но энергичным переходом в течение 2—3 сек. от режима малого газа до номинального проверить приемистость двигателя.

5. Проверить работу двигателя на номинальном, взлетном и режиме малого газа (в течение 15—20 сек. на каждом режиме).

Показания приборов должны быть:

На взлетном режиме:

число оборотов . . . . .	$2350 \pm 25$ об/мин
давление на всасывании . . . . .	$B_0^*) + 35 \pm 10$ мм рт. ст. (полное открытие дросселя)

\*)  $B_0$  — атмосферное давление у земли.

давление масла . . . . .	$4 \div 6$ кг/см <sup>2</sup>
давление бензина . . . . .	$0,2 \div 0,5$ кг/см <sup>2</sup>
На номинальном режиме:	
число оборотов . . . . .	$2050 \pm 20$ об/мин
давление на всасывании . . . . .	$B_0 + 30 \pm 10$ мм рт. ст. (полное открытие дросселя)
давление масла . . . . .	$4 \div 6$ кг/см <sup>2</sup>
давление бензина . . . . .	$0,2 \div 0,5$ кг/см <sup>2</sup>
На малом газе:	
число оборотов . . . . .	450—500 об/мин
давление масла . . . . .	не менее 1,5 кг/см <sup>2</sup>
давление бензина . . . . .	не менее 0,15 кг/см <sup>2</sup>

6. Выключив аккумулятор, проверить величину и стабильность напряжения генератора. В диапазоне оборотов двигателя от 1300 до 2100 напряжение генератора должно находиться в пределах 27,5—28,5 в. Включить аккумулятор.

7. Проверить величину обратного тока отключения генератора от электросети. Для этого при выключенных потребителях электроэнергии плавно уменьшить число оборотов двигателя и зафиксировать величину максимального отклонения стрелки амперметра вправо от нуля. Обратный ток должен быть для самолета Як-12М не более 15 а, для самолета Як-12Р — не более 5 а.

## Остановка двигателя

1. Перед остановкой двигатель следует охладить. Для этого, полностью открыв жалюзи капота и створку маслорадиатора, установить винт на малый шаг, снизить число оборотов до 700—800 об/мин и работать на этом режиме, пока температура головок цилиндров не снизится до  $140 \div 150^{\circ}\text{C}$ .

2. Повысить на 20—30 сек. число оборотов до 1900—2000 об/мин и перевести винт на большой шаг. Снизить рычагом газа число оборотов до 600—700 об/мин, выключить зажигание и плавно открыть полностью дроссель.

После остановки двигателя закрыть пожарный кран и створку маслорадиатора, выключить аккумулятор.

## ГЛАВА V ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

### 1. РУЛЕНИЕ

Перед началом руления пилоту нужно:

- еще раз убедиться в легкости и правильности отклонения рулей и элеронов, проверить, установлен ли триммер руля высоты в нейтральное положение;

- убедиться в нормальном температурном режиме двигателя, проверить давление воздуха в сети (должно быть  $50 \text{ кг/см}^2$ );

- включить и разарретировать авиагоризонт и гироскоп; компас;

- включить питание радиостанции, прослушать работу радиостанции диспетчера и проверить работу своей радиостанции;

- дать команду об уборке колодок из-под колес шасси и, убедившись в выполнении, опробовать тормоза: они должны удерживать самолет на месте на взлетном режиме работы двигателя.

Для улучшения обзора установить сиденье в рулевое (верхнее) положение.

Руление на колесном шасси следует производить при работе двигателя на 900—1000 об/мин.

На самолетах Як-12М и Як-12Р при рулении ухудшен обзор вперед и вправо вперед. Поэтому рекомендуется рулить «змейкой» — плавными разворотами влево, а затем вправо (до  $30^\circ$ ).

Развороты самолета в нужном направлении можно выполнять с использованием и без использования тормозов.

Для разворота с использованием тормозов необходимо отклонить педаль, соответствующую стороне разворота, нажать на тормозную гашетку и увеличить мощность двигателя. Вывод самолета из разворота производится либо установкой педалей в нейтральное положение, либо отклонением педали, противоположной стороне разворота, и плавным нажатием на тормозную гашетку. При выполнении разворотов с использованием тормозов хвостовое колесо должно быть растопорено.

Развороты и довороты производятся на уменьшенной скорости и как можно более плавно, так как резкие развороты на одном

полностью заторможенном колесе создают большие нагрузки на пневматик колеса.

Для остановки самолета необходимо полностью убрать газ, установить педали в нейтральное положение и плавно нажать на тормозную гашетку. Резкое торможение на большой скорости может привести к капотированию самолета.

При выполнении разворотов без применения тормозов следует ручку управления взять «на себя» — при этом хвостовое колесо застопорено и связано с управлением рулем поворота. Выдерживание направления и развороты при этом следует осуществлять педалями.

Руление по размокшему аэродрому требует повышенного внимания пилота. Рулить в этом случае нужно на пониженной скорости и не применять резкого торможения. По возможности избегать мест с глубокой грязью, чтобы предупредить забрызгивание отдельных частей самолета и воздушного винта. Для облегчения руления на размокшем аэродроме самолет рекомендуется сопровождать.

При боковом ветре самолет стремится развернуться навстречу ветру. Для парирования разворота необходимо более энергично пользоваться тормозами и двигателем, что требует повышенного внимания пилота. При скорости ветра более  $10 \text{ м/сек}$  обязателен сопровождающий, который должен находиться у подкоса крыла со стороны ветра.

#### Руление на лыжном тормозном шасси

Руление по укатанному аэродрому и пользование тормозами на лыжном шасси производятся так же, как и на колесах. Тормозные устройства лыж достаточно эффективны и обеспечивают самолету удовлетворительную маневренность.

На неукатанном аэродроме при отсутствии плотного наста эффективность тормозов лыж резко снижается. Поэтому на неукатанном снежном покрове рекомендуется рулить без использования тормозов, используя блокировку хвостовой лыжи с ножным управлением самолета.

При разворотах на рыхлом снежном покрове лыжа, находящаяся с противоположной ветру стороны разворота, зарывается наружным краем в снег, в результате чего при рулении требуется более значительное использование мощности двигателя (до 1800 об/мин).

Для облегчения руления самолета на тормозных лыжах, особенно на неукатанных аэродромах, при ветре более  $8 \text{ м/сек}$  самолет нужно сопровождать.

#### Руление на лыжном нетормозном шасси

Если самолет установлен на деревянные нетормозные лыжи, развороты следует производить, используя блокировку хвостовой лыжи с ножным управлением самолета. Уже при ветре  $7\text{—}8 \text{ м/сек}$  наблю-

дается трудно парируемая тенденция самолета к развороту в плоскость ветра и снос самолета по ветру.

На неукатанном аэродроме происходит значительное зарывание как основных, так и хвостовой лыжи в снег. При достаточно глубоком снеге лыжи могут зарываться полностью, что значительно ухудшает проходимость самолета и требует повышенных (до 1950 об/мин) режимов работы двигателя при рулении. Несмотря на это, при глубоком рыхлом снеге и при ветре более 8 м/сек требуется до двух сопровождающих (у хвостового оперения).

Если при рулении по неукатанному снегу наблюдалось значительное зарывание хвостовой лыжи в снег, пилот перед взлетом должен лично убедиться в исправности подвески руля поворота и целостности хвостовой лыжи.

## 2. ВЗЛЕТ

Непосредственно перед взлетом необходимо: установить сиденье в нижнее положение (для полета); привязаться ремнями; убедиться в легкости отклонения рулей и элеронов; проверить, установлен ли триммер руля высоты в нейтральное положение. Винт должен быть установлен на малый шаг; положение створок жалюзи, заслонок маслорадиатора и подогрева входящего в карбюратор воздуха должны обеспечивать рекомендуемый температурный режим двигателя при данных внешних условиях. Проверить приемистость двигателя и выбранный режим взлета (номинальный или взлетный).

Приборы должны показывать:

температуру головок цилиндров . . . . .	не ниже 120° не выше 230°
температуру входящего масла . . . . .	не ниже 30° не выше 75°
Давление масла . . . . .	не ниже 4 кг/см <sup>2</sup> не выше 6 кг/см <sup>2</sup>
Давление бензина . . . . .	не ниже 0,2 кг/см <sup>2</sup> не выше 0,5 кг/см <sup>2</sup>

Взлет самолета можно произвести как на взлетном, так и номинальном режимах работы двигателя, с отклоненными и убранными закрылками.

Максимальная скорость ветра, при которой разрешается производить взлет, составляет: встречного — 15 м/сек, бокового (под углом 90° к направлению взлета) — 4 м/сек. Пользоваться закрылками рекомендуется при ветре до 8 м/сек.

Взлетное положение закрылков для самолета Як-12М составляет 20°, для самолета Як-12Р — 40°.

Перед взлетом следует прорулить несколько вперед, чтобы установить хвостовое колесо в линию полета, и плавным увеличением мощности двигателя начать разбег.

Рекомендуется взлетать без преднамеренного поднятия хвоста, однако на неровных и размокших аэродромах хвост самолета

следует приподнять. Это уменьшает длину разбега и облегчает отрыв самолета. Отрыв самолета Як-12М происходит на скорости 80 км/час, а самолета Як-12Р — на скорости 60 км/час.

Тенденция самолета к кабрированию после отрыва парируется отжатием ручки «от себя» с постепенным увеличением скорости до 95—100 км/час.

Закрылки следует убирать на высоте 50 м, сохраняя взлетную мощность.

Взлет с боковым ветром, как правило, следует производить на взлетной мощности двигателя и с убранными закрылками, при этом самолет стремится развернуться против ветра. На первой стадии разбега этот разворот парируется торможением соответствующего колеса, а затем по мере возрастания эффективности руля поворота — отклонением педали, противоположной стороне разворота, и элеронов в сторону ветра. Скорость отрыва должна быть на 5—10 км/час больше обычного.

Взлет самолета на лыжах не отличается от взлета на колесном шасси.

Основные взлетные характеристики (приведены к стандартным условиям и штилю).

Самолет Як-12М. Полетный вес — 1450 кг.

Режим работы двигателя	Тип установленного шасси	Отклонение за-крылков, град.	Длина разбега, м	Время разбега, сек.	Скорость отрыва, км/час
Взлетный (л=2350 об/мин, полный газ)	Колесное	20	130	9,0	80
Номинальный (л=2050 об/мин, полный газ)	.	0	150	10,0	83
Взлетный	Лыжное (на укатанном аэродроме)	20	130	9,3	80
Номинальный	То же	0	170	12,0	85
Взлетный	Лыжное (на неукатанном аэродроме)	20	156	12,5	80
Номинальный	То же	20	166	13,5	85



Самолет Як-12Р. Полетный вес — 1305 кг.

Режим работы двигателя	Тип установленной шасси	Отклонение закрывающих, град.	Длина разбега, м	Время разбега, сек.	Скорость отрыва, км/час
Взлетный ( $n=2350$ об/мин, полный газ)	Колесное	40	80	6,0	60
Взлетный	Лыжное (на укатан. аэродроме)	40	80	6,0	60
Номинальный	То же	0	95	7,0	65
Взлетный	Лыжное (на неукатан. аэродроме)	40	90	6,5	60
Номинальный	То же	0	100	8,0	65

Взлетная дистанция самолета до высоты 25 м, на максимальном режиме работы двигателя и при отклоненных закрылках, приведена в таблице.

	Самолет Як-12М ( $G=1450$ кг)			Самолет Як-12Р $G=1305$ кг
	на колесном шасси	на лыжном шасси	на неукатан. аэродроме	
Длина взлетной дистанции до $H=25$ м	450 м	460 м	500 м	330 м

При повышении температуры и уменьшении давления длина разбега несколько увеличивается, при понижении температуры и повышении давления, наоборот, уменьшается.

Встречный ветер порядка 8—10 м/сек вдвое уменьшает длину разбега самолета.

При взлете с дернового покрова длина разбега больше, чем с бетона, на 10—20%, а на песчаном или размокшем аэродроме может увеличиться на 50% и более.

Увеличение полетного веса на каждые 100 кг вызывает увеличение разбега на 20 м и взлетной дистанции на 70 м.

Использование номинального режима на взлете приводит к увеличению разбега примерно на 20 м и дистанции взлета на 30—40 м.

### 3. НАБОР ВЫСОТЫ

Набор высоты можно производить на номинальном режиме работы двигателя или на крейсерском режиме 0,75 номинала. Наиболее выгодная скорость набора высоты у земли составляет: для самолета Як-12М — 100 км/час по прибору, для самолета Як-12Р — 90 км/час. При этом, для сохранения наиболее выгодной скорости набора высоты до достижения практического потолка, нужно через каждые 1000 м высоты уменьшать скорость по прибору на 3—5 км/час.

Основные характеристики набора высоты при данных:

а) Режим набора высоты — номинальный ( $n = 2050$  об/мин, полный газ).

Начальный полетный вес:

для самолета Як-12М — 1450 кг,

для самолета Як-12Р — 1305 кг.

H, м	V <sub>y</sub> , м/сек.		t, мин.		P <sub>к</sub> , мм рт. ст.	Примечание
	Як-12М	Як-12Р	Як-12М	Як-12Р		
0	3,8	4,5	—	—	760	
1000	3,0	3,6	5,0	4,0	685	
2000	2,1	2,7	11,7	9,0	615	
3875	0,5	—	42,5	—	—	Практический потолок самолета Як-12М
4000	—	1,0	—	29,0	460	
4500	—	0,5	—	40,0	420	Практический потолок самолета Як-12Р

б) Режим набора высоты — крейсерский 0,75 номинала ( $n = 1860$  об/мин,  $P_0 = 680$  мм рт. ст.).

Начальный полетный вес 1450 кг (самолет Як-12М).

H, м	V <sub>y</sub> , м/сек	t, мин	P <sub>к</sub> , мм рт. ст.	n, об/мин	Примечание
0	2,0	—	680	1860	
1000	2,4	7,5	680	.	
1150	2,5	8,5	680	.	
2000	1,8	16,0	610	.	Дроссель открыт полностью
3000	1,0	28,5	520	.	
3600	0,5	42,0	440	.	Практический потолок



В режиме набора высоты жалюзи капота и створка маслорадиатора должны быть установлены в положения, обеспечивающие температуру головок цилиндров и входящего масла в допустимых пределах.

Максимально допустимые температуры (не дольше 15 мин.):

головок цилиндров . . . . .	240°C
входящего масла . . . . .	85°C

Если температурный режим двигателя при полностью открытых жалюзи и створке маслорадиатора превышает максимально допустимые пределы, следует прекратить набор высоты и перевести самолет в горизонтальный полет, установив скорость полета по прибору 135—140 км/час при числе оборотов 1650 об/мин.

Охладив на этом режиме двигатель, можно переходить к дальнейшему набору высоты.

#### 4. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

Достигнув нужной высоты, пилот переводит самолет в горизонтальный полет и устанавливает двигателю выбранный режим, для чего следует:

1. Уменьшить мощность двигателя, прикрыв дроссельную заслонку.

2. Рукояткой управления шагом винта установить нужные обороты двигателю.

3. Рукояткой управления нормальным газом установить заданный наддув (для самолета Як-12М) или скорость по прибору (для самолета Як-12Р).

Если в полете требуется уменьшить мощность двигателя, то первоначально следует прикрыть дроссельную заслонку (уменьшить давление наддува), а затем установить заданное число оборотов.

При переходе с малой мощности на большую рекомендуется вначале установить требуемое число оборотов, а затем увеличить давление наддува.

На крейсерском режиме полета показания приборов, контролирующих работу двигателя, должны находиться в пределах:

Температура головок цилиндров . . . . .	не ниже 140°C не выше 230°C
Температура входящего масла . . . . .	не ниже 30°C не выше 75°C
Давление бензина . . . . .	не ниже 0,2 кг/см <sup>2</sup> не выше 0,5 кг/см <sup>2</sup>
Давление масла . . . . .	не ниже 4 кг/см <sup>2</sup> не выше 6 кг/см <sup>2</sup>

На любом режиме и высоте полета давление масла должно быть не ниже 4 кг/см<sup>2</sup>, за исключением режима планирования на малом газе, при котором давление должно быть не ниже 1,5 кг/см<sup>2</sup>.

Для обеспечения безопасности полета развороты следует про-

изводить на высоте не менее 50 м, с креном не более 30° при скорости полета не менее 130 км/час. На скорости от 100 до 130 км/час крены на разворотах не должны превышать 15°.

#### Полеты в неспокойном воздухе

Для лучшей устойчивости и управляемости самолета в условиях болтанки рекомендуется производить полет на скорости по прибору не менее 140 км/час. Эта скорость обеспечивает достаточную эффективность рулей и элеронов; на меньших скоростях значительно ухудшается поперечная управляемость самолета.

Из условий безопасности высота полета должна быть не меньше 100 м, а обороты двигателя не менее 1850 об/мин, что дает возможность в случае необходимости быстро перевести самолет в режим набора высоты.

В условиях интенсивной болтанки развороты рекомендуется производить на скорости не менее 140 км/час по прибору, при крене не более 20°.

#### Поведение самолета на минимальных скоростях

На малых скоростях самолет устойчив и тенденции к срыву в штопор не имеет. Ниже приводится таблица минимальных скоростей самолета (для всех вариантов, кроме сельскохозяйственного) и характеристики его поведения при этом.

№	Режим полета	Скорость по прибору, км/час	Поведение самолета
1	Малый газ. Закрылки убраны. $\delta_3 = 0^\circ$ . . . . .	90	Самолет опускает нос
2	Малый газ. Закрылки отклонены в посадочное положение. $\delta_3 = 40^\circ$ . . . . .	80	Самолет опускает нос
3	Полный газ, $n = 2050$ об/мин. Закрылки убраны. $\delta_3 = 0^\circ$ . . . . .	65	Самолет опускает нос
4	Полный газ, $n = 2050$ об/мин. Закрылки отклонены во взлетное положение. $\delta_3 = 20^\circ$ . . . . .	50	Самолет опускает нос
5	Полный газ, $n = 2050$ об/мин. Закрылки отклонены в посадочное положение. $\delta_3 = 40^\circ$ . . . . .	35	Самолет опускает нос, разворачивается вправо. Наблюдается незначительная тряска.

#### 5. СНИЖЕНИЕ

При снижении в нормальных условиях скорость полета можно выдерживать такую же, на какой производится горизонтальный полет перед снижением. При этом нужно следить, чтобы

температура головок цилиндров не опускалась ниже 120°C, а температура входящего в двигатель масла — ниже 30°C.

Снижение, как правило, производится при полностью закрытых жалюзи капота и створке маслорадиатора. Если при этом температура головок цилиндров и масла будет продолжать снижаться, то как только возникнет опасность переохлаждения двигателя, самолет нужно перевести в режим горизонтального полета и продолжать его до тех пор, пока температура не восстановится до рекомендуемых пределов.

Наибольшая дальность планирования, соответствующая наименьшему углу атаки и наименьшему углу планирования, достигается при убранных закрылках, при скорости полета по прибору 120 км/час для самолета Як-12М и 115 км/час для самолета Як-12Р.

Наименьшая вертикальная скорость снижения на планировании на самолете Як-12М с убранными закрылками (3,5 м/сек) при скорости 110 км/час. При отклоненных на 40° закрылках наименьшая вертикальная скорость составляет 4 м/сек, при скорости по прибору 100 км/час.

При отклонении закрылков значительно увеличивается угол планирования, т. е. крутизна траектории снижения, что используется при посадке на площадки с ухудшенными подходами.

Перед посадкой, убрав газ, необходимо облегчить винт, установив его в положение малого шага. Это дает возможность быстро установить двигателю взлетный режим при необходимости ухода на второй круг.

## 6. ПОСАДКА

Посадку самолета можно осуществлять как с отклоненными, так и с убранными закрылками.

Максимальная скорость ветра, при которой разрешается производить посадку, составляет: встречного — 15 м/сек, бокового (под углом 90° к направлению посадки) — 4 м/сек.

Посадочное положение закрылков для самолета Як-12Р и Як-12М во всех вариантах, кроме сельскохозяйственного, составляет 40°; для сельскохозяйственного — 20°.

Выпуск закрылков производится на высоте не менее 50 м при скорости 110—125 км/час по прибору. Скорость планирования следует держать 110—125 км/час по прибору при убранных закрылках и 110 км/час при выпущенных закрылках.

Выравнивание самолета на посадку рекомендуется начинать на высоте 3—4 м и заканчивать на высоте 0,2—0,3 м. Движение ручки при выравнивании должно быть энергичным, но плавным и непрерывным до момента приземления самолета. Посадка происходит мягко на три точки. После посадки самолет хорошо сохраняет прямолинейность пробега, которая выдерживается отклонением руля направления. Ручка управления самолетом должна быть в положении полностью «на себя», чтобы не допускать поднятия хвоста. Кроме того, в этом случае хвостовое колесо застопорено, что пре-

дохраняет самолет от резких разворотов при посадке на неровный аэродром.

При боковом ветре посадку рекомендуется производить с убранными закрылками при скорости планирования 120—125 км/час; при выпущенных закрылках скорость планирования должна быть не меньше 110 км/час.

Боковой ветер при посадке вызывает: на снижении — снос самолета по ветру, на пробеге — разворачивание самолета против ветра. Поэтому, например, левый разворот для выхода на посадочную прямую нужно начинать при ветре слева раньше, при ветре справа — позже обычного.

На последней прямой снос самолета следует парировать креном, а направление полета удерживать рулем поворота. Величина крена должна полностью парировать снос самолета. С начала выравнивания крен нужно постепенно уменьшать с таким расчетом, чтобы к моменту приземления самолет был полностью выведен из крена. Если в момент приземления создался снос, — отклонить педаль в сторону сноса, чтобы уменьшить силу бокового удара шасси.

Тормозами можно пользоваться во второй половине пробега, причем торможение должно быть плавным и не вызывать поднятия хвоста.

Посадка самолета на лыжном шасси производится так же, как и на колесном.

Посадку на нетормозных деревянных лыжах на рыхлый снег рекомендуется производить при центровках самолета, более близких к заднему пределу, т. к. при глубоком зарывании лыж в снег наблюдается склонность самолета к поднятию хвоста.

Основные посадочные характеристики (приведены к стандартным условиям и штилю).

Самолет Як-12М. Полетный вес — 1450 кг.

Тип установленного шасси	Применение тормозов	Отклонение закрылков, град.	Длина пробега, м	Время пробега, сек.	Посадочная скорость, км/час
Колесное . . . . .	С тормозами	40	190	10,5	75
То же . . . . .	Без тормозов	0	465	41,5	82
Лыжное (на укатанном аэродроме) .	С тормозами	40	135	10,0	81
Лыжное (на неукатанном аэродроме)	С тормозами	40	110	10,0	75
То же . . . . .	Без тормозов	40	120	11,0	75

Самолет Як-12Р. Полетный вес — 1305 кг

Тип установ- ленного шасси	Примене- ние тормозов	Отклоне- ние за- крылков, град.	Длина пробега, м	Время пробега, сек.	Посадоч- ная ско- рость, км/час
Колесное . . . . .	С тормо- зами	40	94	8,0	68
Лыжное (на укатан- ном аэродроме) .	Без тормозов	40	185	21,0	68
Лыжное (на неукатанном аэродроме) . . . . .	.	40	135	14,0	70

Ниже в таблице приведена длина посадочной дистанции самолетов с высоты 25 м при отклоненных закрылках, с применением тормозов:

	Самолет Як-12М (G=1450 кг)			Самолет Як-12Р (G=1305 кг)
	на колес- ном шасси	на лыжном шасси		на колесном шасси
		укатанный аэродром	неукатан- ный аэро- дром	
Длина посадочной дистанции с H= 25 м	400	365	330	310

Увеличение полетного веса на каждые 100 кг увеличивает длину пробега приблизительно на 40 м.

## 7. УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

Приняв решение об уходе на второй круг, пилот должен плавным перемещением рычага нормального газа установить двигательный режим. (Винт, как указывалось выше, при заходе на посадку должен быть установлен в положение малого шага.)

Не рекомендуется резко отклонять рычаг нормального газа, т. к. это может привести к раскрутке винта (увеличению числа оборотов выше допустимого).

В связи с тем, что линия тяги проходит ниже центра тяжести самолета, быстрое увеличение мощности двигателя приводит к возникновению кабрирующего момента, который парируется отжатием ручки от себя с последующим снятием нагрузки триммером руля высоты.

Затем перевести самолет в режим набора высоты. Если уход на второй круг производился с выпущенными закрылками, убрать их на высоте не менее 50 м.

## 8. НЕКОТОРЫЕ ОСОБЫЕ СЛУЧАИ В ПОЛЕТЕ

В некоторых случаях на малых скоростях полета (на взлете и при уходе на второй круг) при даче полного газа самолет может перейти в кабрирование, которое невозможно парировать даже полным отклонением ручки «от себя». Если не принять соответствующих мер, угол атаки может превысить критический, что приведет к потере скорости и сваливанию самолета на крыло.

Причины таких случаев и меры, которые должен принять пилот для их устранения, приводятся ниже.

Поведение самолета	Возможные причины	Необходимые меры
1. При даче полного газа самолет на взлете или при уходе на второй круг переходит в такое кабрирование, которое невозможно парировать даже полным отклонением ручки управления самолетом «от себя».	1. Чрезмерно задняя центровка самолета, выходящая за пределы допустимой.	1) Перед взлетом проверять центровку самолета, не допуская отклонения от предельных норм. 2) Немедленно устранить факторы, способствующие кабрированию самолета: а) убрать закрылки (на высоте не менее 50 м); б) убрать газ настолько, чтобы самолет перешел в нормальный режим набора высоты, а если это невозможно, — в горизонтальный полет или даже на снижение. 3) Установить триммер руля высоты в положение, парирующее кабрирование самолета. 4) Совершить посадку и изменить центровку самолета до допустимых пределов.
	2. Взлет при задней центровке самолета производится при триммере, полностью отклоненном в положение, способствующем увеличению угла атаки самолета.	То же, что и в пп. 1), 2), 3). Перед взлетом проверять положение триммера, который должен находиться в нейтральном положении.
	3. На взлете ручка управления самолетом застопорена кабинным стопором.	То же, что и в пп. 2), 3). Расконтрить ручку управления самолетом. Перед взлетом обязательно проверять ход ручки управления самолетом.

## 9. ПОЛЕТЫ НОЧЬЮ

Перед рулением при ночных полетах пилот включает аэронавигационные огни и АРУФОШ-45. На освещенном аэродроме руление и взлет можно производить без включения фары.



Если аэродром не оборудован для ночных полетов, при рулении следует периодически (на 1—2 сек.) включать фару для осмотра местности перед самолетом. При взлете с включенной фарой включать ее следует на высоте не менее 50 м, так как при ее выключении резко изменяется освещение местности, что может привести к потере пространственной ориентировки.

Для лучшего контроля приборов освещение их должно быть минимальным, на взлете целесообразнее всего использовать источник ультрафиолетового облучения.

При полетах в светлые лунные ночи и над освещенным аэродромом рекомендуется применять освещение приборов видимым светом и регулировать освещенность реостатом. При полетах в темные безлунные ночи или вне видимости земли — ультрафиолетовым облучением.

Освещение приборов и АНО должны быть включены в течение всего полета.

При необходимости световой связи с наземными наблюдателями рекомендуется пользоваться: на старте — миганием навигационных огней, над аэродромом — включением фары или пиротехническими ракетами.

Посадка на неосвещенный аэродром производится при включенной фаре, которая включается после выхода из последнего разворота на прямую на высоте 70 м.

## ГЛАВА VI

# ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТОВ

## 1. ПАССАЖИРСКИЙ ВАРИАНТ

В пассажирском варианте на самолет Як-12М устанавливается мягкий диван со спинкой. От спинки до верхнего гаргрота расположена полка для ручной клади пассажиров. Стены кабины между 3 и 4 рамами обтягиваются мягкой драпировкой. Для удобства пассажиров на 3 раме закрепляются поручни и крючки, выполняющие роль вешалок. Между сиденьями пилота и переднего пассажира устанавливается огнетушитель.

В пассажирское оборудование, кроме того, включены 2 комплекта чехлов для дивана, 2 комплекта занавесок для окон, аптечка, привязные ремни и термометр.

При перевозке трех пассажиров один из них размещается рядом с пилотом, двое — на заднем диване.

При перевозке двух пассажиров размещение их, из условий центровки, должно быть следующим: один — рядом с пилотом, второй — на заднем диване.

Если оба пассажира расположены на заднем диване, центровка самолета (40% САХ) близка к предельно задней, что приводит к повышенной утомляемости пилота, особенно в условиях болтанки.

Перед началом руления пилот должен лично убедиться, что двери кабины и грузовой люк закрыты правильно и плотно, а при наличии стопоров — законтрить их.

При перевозке пассажиров следует создавать для них максимум удобств: избегать высот полета, на которых наблюдается интенсивная болтанка, в летнее время следить за притоком свежего, а в зимнее — теплого воздуха в кабину. Курить в кабине самолета не разрешается.

При полете с пассажирами вертикальная скорость снижения не должна быть более 2 м/сек.



## 2. САНИТАРНЫЙ ВАРИАНТ

В санитарном варианте на самолет устанавливается санитарное оборудование: вместо заднего дивана со спинкой и полкой — секция пола с откидными сиденьями, носилки, брезентовая сумка с поильником, «утка» и термос, емкостью 1 л.

Носилки устанавливаются на кронштейнах у 3 рамы фюзеляжа и на подпятниках на третьем отсеке грузового пола. В передней части крепятся ремнем к скобе кресла, в задней части — к скобе, установленной на полу.

Погрузка и выгрузка больного на стандартных носилках двумя санитарями занимает около 5 минут.

При перевозке двух больных (носилочного и сидячего) сопровождающего рекомендуется располагать на заднем сиденье за пилотом, при перевозке только носилочного больного — рядом с пилотом (из условий центровки).

Перед взлетом пилот должен обязательно убедиться, что носилки с больным не сместились к хвосту самолета, что может создать чрезмерно заднюю центровку.

## 3. УЧЕБНЫЙ ВАРИАНТ

В учебном варианте курсант располагается на левом, инструктор — на правом переднем сиденьях.

Пилотирование самолетом с правого сиденья имеет свои особенности. При рулении ухудшен обзор влево и влево вперед.

Пилотирование с правого сиденья не сложно, однако требует некоторого навыка. В полете поверяющий или инструктор имеет возможность контролировать действия поверяемого или курсанта и своевременно исправить ошибки.

Особенно внимательно нужно следить за курсантом при посадке, не допуская преждевременного торможения колес, это может привести к капотированию самолета.

На самолете Як-12Р в учебном варианте радиосвязь с землей может поддерживать только курсант. Инструктору рекомендуется контролировать передачу. Для этой цели вилка наушников курсанта выполняется сдвоенной; в нее вставляется вилка наушников инструктора.

## 4. ГРУЗОВОЙ ВАРИАНТ

При использовании самолета в грузовом варианте на полу устанавливаются скобы для крепления груза, а в комплект оборудования входит сетка с карабинами. Груз накрывается сеткой, карабины которой присоединяются к скобам.

Максимальное количество груза, которое разрешается перевозить на самолете Як-12М, составляет 300 кг, при этом удельная нагрузка на пол не должна превышать 500 кг/см<sup>2</sup>.

При эксплуатации самолета в грузовом варианте необходимо особенно тщательно следить за надежностью крепления груза, во избежание нарушения центровки самолета.

Чрезмерно задняя, выходящая за пределы допустимой, центровка самолета — результат неправильной загрузки или перемещения груза к хвостовой части самолета — может привести к тяжелым летным происшествиям.

## 5. СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННЫЙ ВАРИАНТ

При использовании самолета в сельскохозяйственном варианте с пассажирского самолета снимаются: правое переднее сиденье с подушкой; мягкий диван со спинкой и полка; ремни и поручни; средняя и задняя секции пола; кожух радиостанции; внутренние бортовые зашивки; преобразователь ПО-500; приемник АРК-5; приемник, передатчик и выпрямитель радиостанции. Вес съемного оборудования составляет 101,0 кг.

В варианте опылителя на самолет устанавливаются бак для химикатов, распылитель, дозировщик, ветряк, мешалка, гермоперегородка, управление аппаратурой. Вес сельскохозяйственной аппаратуры в варианте опылителя составляет 64 кг.

В варианте опрыскивателя на самолет устанавливаются бак для химикатов, комплект штанг, насосный агрегат с ветряком, гермоперегородка, управление аппаратурой. Вес сельскохозяйственной аппаратуры в варианте опрыскивателя составляет 73 кг.

Переоборудование самолета из пассажирского в сельскохозяйственный вариант производится двумя техниками и техником по радиооборудованию в течение 2,5—3 часов. Переоборудование опылителя в вариант опрыскивателя (или наоборот) производится двумя техниками в течение 0,5 часа.

Загрузка бака химикатов в варианте опылителя осуществляется через верхнюю горловину бака со специальной стремянкой, придаваемой к самолету.

Для контроля веса загружаемых химикатов используются специальные оттарированные мешки. Загружать самолет нужно осторожно, чтобы не повредить остекление фюзеляжа и полотняную обшивку. Загрузку рекомендуется производить при выпущенных закрылках. После загрузки тщательно закрыть горловину бака.

В варианте опрыскивателя загрузка производится насосным агрегатом самого опрыскивателя, если на нем произведены необходимые доработки, или диафрагменным насосом, который придается к наземному оборудованию самолета. Количество жидкости в баке контролируется через смотровое окно из кабины пилота по мерной линейке, установленной на внутренней стороне бака.

При предполетном осмотре нужно убедиться в надежности крепления сельскохозяйственной аппаратуры и исправности ее действия.

Через смотровое окно проверить заправку бака химикатами. В варианте опылителя убедиться в надежности крепления распылителя, ветряка и его колонки. Проверить работу дозирующего

шего устройства и правильность его установки на заданный расход химиката. Убедиться в исправности тормоза ветряка.

В варианте опрыскивателя убедиться в надежности крепления насосного агрегата, проверить крепление штанг к крылу, между собой и к насосному агрегату и чистоту отверстий в распылителях. Убедиться в отсутствии течи жидкости из бака, сальников насоса, дюритовых соединений трубопроводов и в исправности тормоза ветряка.

При работающем двигателе проверить работу управления клапаном насоса опрыскивателя. Через смотровое окно в баке убедиться в нормальной циркуляции жидкости в баке.

Пилот должен тщательно следить, чтобы жидкие, а особенно порошкообразные химикаты не попадали в кабину, т. к. при работе с ядохимикатами это может привести к отравлению пилота.

## 6. ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА НА САМОЛЕТЕ Як-12М В СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОМ ВАРИАНТЕ

Руление и взлет на самолете, оборудованном сельскохозяйственной аппаратурой, производится так же, как и на обычном самолете.

Длина разбега самолета в варианте опылителя с дернового покрова при использовании взлетной мощности двигателя и закрылках, выпущенных на 20°, составляет 110—125 м. Скорость отрыва при этом — 80 км/час, а время разбега — 10 сек.

Набор высоты можно производить на номинальном режиме работы двигателя ( $n = 2050$  об/мин, полный газ) и на режиме 0,75 номинала ( $n = 1860$  об/мин,  $p_k = 680$  мм рт. ст.). Начальная скорость набора высоты должна быть 100 км/час по прибору; для сохранения наивыгоднейшей скорости до практического потолка она должна уменьшаться на 3—5 км/час на каждые 1000 м высоты.

Основные характеристики набора высоты самолета в сельскохозяйственном варианте при использовании номинальной мощности двигателя ( $n = 2050$  об/мин, полный газ)  $G_{пол} = 1450$  кг.

Высота $H, м$	Вертикальная скорость, м/сек		Время набора высоты, мин.		$p_k, мм рт. ст.$	Примечание
	опылитель	опрыскиватель	опылитель	опрыскиватель		
0	3,0	3,4	—	—	760	
1000	2,3	2,6	6,0	5,0	685	
2000	1,6	1,75	15,5	14,3	615	
3000	0,9	1,0	30,0	27,5	540	
3500	0,5	0,6	42,0	38,0	—	Практический потолок в варианте опылителя
3625	—	0,5	—	42,5	—	Практический потолок в варианте опрыскивателя

Основные характеристики набора высоты самолета в сельскохозяйственном варианте при использовании 0,75 номинальной мощности ( $n = 1860$  об/мин,  $p_k = 680$  мм рт. ст.)  $G_{пол} = 1450$  кг.

Высота $H, м$	Вертикальная скорость, м/сек		Время набора высоты, мин.		$p_k, мм рт. ст.$	Примечание
	опылитель	опрыскиватель	опылитель	опрыскиватель		
0	1,7	1,9	—	—	680	
500	1,8	1,95	4,5	3,6	680	
1150	1,9	2,0	11,0	10,0	680	Дроссель открыт полностью
2000	1,3	1,35	19,5	19,0	610	
3050	0,5	—	39,5	—	—	Практический потолок самолета в варианте опылителя
3250	—	0,5	—	46,0	—	Практический потолок самолета в варианте опрыскивателя

После набора заданной высоты, убрав на высоте не менее 50 м закрылки, пилот переводит самолет в режим горизонтального полета.

Установка сельскохозяйственной аппаратуры увеличивает сопротивление самолета, что приводит к необходимости повышения мощности двигателя на одних и тех же крейсерских режимах по сравнению с пассажирским вариантом.

Влияние сельскохозяйственной аппаратуры на крейсерские скорости полета видно из приводимой ниже таблицы. Крейсерские скорости определялись при постоянных оборотах двигателя ( $n = 1950$  об/мин) при начальном полетном весе самолета 1450 кг, на высоте 300 м.

Давление наддува, мм. рт. ст.		500	550	600	650	700
Скорость полета истинная, км/час	Самолет без с/х аппаратуры	131	145	155	162	168
	Самолет в варианте опылителя	100	120	133	143	150
	Самолет в варианте опрыскивателя	117	133	143	151	157
Изменение скорости по сравнению с самолетом без с/х оборудования	Самолет в варианте опылителя	-31	-25	-22	-19	-18
	Самолет в варианте опрыскивателя	-14	-12	-12	-11	-11

Таким образом вредное влияние аппаратуры особенно сказывается на малых скоростях полета.

При эксплуатации самолета в сельскохозяйственном варианте не рекомендуется устанавливать обороты двигателю ниже 1860 об/мин. Такие обороты в любых случаях дают возможность быстро перевести самолет в режим набора высоты.

Полет к обрабатываемому участку нужно производить на скорости 130—140 км/час. Если обрабатываемый участок удален от аэродрома, для уменьшения расхода горючего рекомендуется уменьшить давление наддува, доведя скорость по прибору до 120 км/час. Пользоваться высотным корректором для обеднения смеси на самолете, оборудованном сельскохозяйственной аппаратурой, запрещается.

#### Поведение самолета на минимальных скоростях полета

Ниже приведена таблица поведения самолета, оборудованного аппаратурой опрыскивателя, на минимальных скоростях (начальный полетный вес 1450 кг).

Режим полета	Скорость по прибору, км/час	Поведение самолета
Малый газ. Закрылки убраны. $\delta_a = 0^\circ$	80	Самолет опускает нос.
Малый газ. Закрылки отклонены в посадочное положение. $\delta_a = 20^\circ$	65	Самолет опускает нос. Наблюдается незначительная тряска.
Полный газ, $n = 2050$ об/мин. Закрылки убраны. $\delta_a = 0^\circ$	60	Самолет опускает нос.
Полный газ, $n = 2050$ об/мин. Закрылки отклонены во взлетное положение. $\delta_a = 20^\circ$	50	Самолет опускает нос.

#### Производство сельскохозяйственных работ

Производить снижение к обрабатываемому участку нужно по прямой, в направлении створа сигнальщиков, на скорости по прибору 130—140 км/час ( $n = 1860$  об/мин,  $p_k = 300$ —400 мм рт. ст.).

После снижения подходить к обрабатываемому участку нужно с таким расчетом, чтобы на расстоянии не менее 100 м до первого сигнальщика были установлены заданная высота, скорость полета и режим работы двигателя.

Из условий устойчивости самолета на малых высотах и наилучшего обзора скорость полета над обрабатываемым участком должна составлять 130—140 км/час по прибору. Она обеспечивается режимом работы двигателя: для варианта опрыскивателя —  $n = 1860$  об/мин,  $p_k = 570$ —625 мм рт. ст.; для варианта опылителя —  $n = 1860$  об/мин,  $p_k = 590$ —640 мм рт. ст.

На протяжении всего полета пилот не должен упускать из виду

сигнальные флаги. Для облегчения выдерживания прямолинейности полета по гону рекомендуется использовать ГПК-48.

При работе с жидкими химикатами, которые требуют предварительного перемешивания, после взлета и набора высоты, при полете к рабочему участку ручку управления аппаратурой следует установить в среднее положение. При этом происходит перемешивание жидкого химиката в баке. При подходе к сигнальщику ручка управления сначала устанавливается в положение «Закрыто», а затем энергично переводится в положение «Открыто». В противном случае, если ручку из среднего положения перевести сразу в положение «Открыто», вследствие повышения давления жидкости в системе, клапан насоса не откроется и опрыскивания не произойдет. В варианте опылителя или опрыскивателя, если не требуется предварительного перемешивания жидкости, ручка управления аппаратурой из положения «Закрыто» сразу переводится в положение «Открыто», минуя среднее положение.

В случае отказа в работе аппаратуры или ее управления, необходимо вернуться на аэродром вылета и устранить неисправность.

Пролетая над рабочим гоном, пилот должен следить за волной выпускаемых химикатов (в варианте опылителя через зеркало, устанавливаемое на левом подкосе), не допускать работы ветряков без нагрузки (при израсходованном химикате). Это приводит к раскрутке ветряков и может вызвать их разрушение.

Для прекращения выпуска химикатов ручка управления аппаратурой устанавливается в положение «Закрыто».

При заходе на сигналы нужно учитывать, что включать и выключать сельскохозяйственную аппаратуру следует несколько раньше, чем на По-2А в связи с большими рабочими скоростями самолета Як-12М.

После пролета обрабатываемого участка, закрыв выпуск химиката, самолет переводится в набор высоты. При этом мощность двигателя увеличивается только за счет открытия дроссельной заслонки, обороты двигателя  $n = 1860$  об/мин остаются неизменными. Набор высоты нужно производить строго по прямой, доведя к концу набора (высоты 50 м) скорость по прибору не менее 110 км/час.

После набора высоты 50 м самолет переводится в режим горизонтального полета, причем давление наддува уменьшается до получения скорости по прибору 130 км/час, после чего выполняется разворот для следующего захода на обрабатываемый участок. При обработке участка челночным способом производится отворот вправо (или влево) на  $60$ — $90^\circ$  (в зависимости от направления и скорости ветра), после чего выполняется разворот влево (или вправо) на  $240$ — $270^\circ$ .

Над пересеченной местностью, реками и лесными массивами развороты следует производить на высоте не ниже 100 м.

Во время выполнения авиахимических работ при разворотах в спокойную погоду допускается крен не более  $30^\circ$ , при умеренной болтанке — не более  $20^\circ$ .



Следует помнить, что при выполнении разворотов пилот обязан быть особенно внимательным, не должен допускать потери высоты и скорости и строго соблюдать угол рекомендуемого крена.

Посадка и уход на второй круг на самолете, оборудованном сельскохозяйственной аппаратурой, производятся так же, как и на пассажирском варианте.

В отличие от других вариантов для сельскохозяйственного самолета установлено посадочное положение закрылков 20°. Это объясняется тем, что установка сельскохозяйственного оборудования ухудшает продольную управляемость самолета. При этом увеличиваются потребные отклонения руля высоты на посадке (при предельно передней центровке, т. е. после израсходования химикатов) и при уходе на второй круг (при предельно задней центровке, т. е. при полностью загруженном баке). При использовании положения закрылков 40° отклонения руля высоты в первом случае вверх, во втором случае — вниз недостаточно, что может привести к тяжелым летным происшествиям. Чтобы предупредить это, на сельскохозяйственном самолете на кран управления закрылками устанавливается специальный ограничитель, предохраняющий выпуск закрылков более чем на 20°.

Так как посадка, как правило, производится при предельно передней центровке (химикат выработан полностью), тормозить на пробеге следует несколько позже и плавнее, чем при посадке самолета в пассажирском варианте.

Длина пробега самолета в варианте опыливателя, на дерновом аэродроме, с применением тормозов, при закрылках, отклоненных на 20°, составляет 180 м. Время пробега при этом 9 сек., посадочная скорость 90 км/час.

## РЕГУЛИРОВКА СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОЙ АППАРАТУРЫ

### Регулировка управления опыливателем

Регулировка дозировщика (или микродозировщика) производится в следующем порядке:

1. При положении ручки управления на «0» дозирочная горловина должна быть плотно закрыта конусом дозировщика, а ветряк должен быть заторможен.

2. При положении ручки управления на «2» заслонка дозировщика (микродозировщика) должна быть поднята, а ветряк — расторможен.

3. Величина проходного сечения между конусом дозировщика и заслонкой регулируется при помощи винта, установленного на валу управления. Наибольшая величина между заслонкой дозировщика и конусом должна быть 55—60 мм, для микродозировщика — 35—40 мм.

Замеры величины щели следует производить по шкале подвижного цилиндра (заслонки) при помощи установленной стрелки.

Примечание. Среднее положение «1» на секторе ручки в варианте опыливателя не используется.

### Регулировка управления опрыскивателем

Регулировка управления опрыскивателем производится в следующем порядке:

1. При положении ручки управления на «0» клапан насоса должен быть закрыт, а ветряк заторможен.

2. При положении ручки управления на «1» тормоз ветряка должен быть расторможен, а клапан насоса закрыт. При этом положении происходит перемешивание жидкости в баке.

3. При положении ручки управления на «2» ветряк должен быть расторможен и клапан насоса открыт.

Ход штока клапана из положения «Закрыто» в положение «Открыто» составляет 20<sup>+3</sup> мм.

4. Регулировка натяжения троса ленточного тормоза ветряка производится при помощи упора на рычаге питающего трубопровода, а открытия клапана — регулировочным винтом на валу управления и изменением длины тяги путем ввертывания или вывертывания наконечника с прорезью.

5. Регулировка расхода жидкости и величины капель производится путем установки на штуцеры подкрыльных штанг форсунок № 1, 2, 3, 4 с различным проходным сечением.

## ГЛАВА VII

### ЭКСПЛУАТАЦИЯ МАТЕРИАЛЬНОЙ ЧАСТИ

#### 1. ЭКСПЛУАТАЦИЯ МАСЛОСИСТЕМЫ

Двигатель АИ-14Р эксплуатируется на авиамаслах МС-20 и МК-22.

Чтобы предупредить выброс масла через систему дренажирования маслобака, не следует заправлять бак свыше: на самолете Як-12М — 17 л, на самолете Як-12Р — 12 л. Кроме того, в трубопроводах маслосистемы размещается 1,5 л масла, в маслорадиаторе — 2,5 л, в отстойнике двигателя — 1,5 л. Таким образом, общее нормальное количество масла, находящееся в маслосистеме, составляет: для самолета Як-12М — 22,5 л, для самолета Як-12Р — 17,5 л.

Давление масла на всех режимах полета, кроме планирования, устанавливается в пределах 4—6 кг/см<sup>2</sup>. При планировании на малом газе давление масла должно быть не ниже 1,5 кг/см<sup>2</sup>.

Рекомендуемая температура масла на входе в двигатель 50—65°C, максимальная — при длительной работе +75°C, максимально допустимая (не свыше 15 мин.) +85°C. Минимальная температура масла +30°C.

#### Возможные неисправности маслосистемы и рекомендации

Признаки неисправности	Возможные причины неисправности	Рекомендуемые меры
1. Давление масла в системе недостаточно или вообще отсутствует.		
а) Температура входящего масла неизменна; воздушный винт работает устойчиво, хорошо реагирует на изменение управления шагом винта.	Неисправность манометра.	Возможен полет до пункта назначения.

Признаки неисправности	Возможные причины неисправности	Рекомендуемые меры
б) При устойчивой работе двигателя происходит медленное повышение температуры входящего масла и падение давления.	Перегрев масла.	Снизить обороты двигателя до 1500—1600 об/мин. Открыть створку маслорадиатора и охладить масло до рекомендованных температур (50—65°C).
в) Падение давления масла с одновременным ростом температуры входящего масла.	Полет производится (по недосмотру летчика) при включенном колодце подогрева масла. Масляное голодание.	Выключить колодец подогрева масла. Если давление масла упадет ниже 4 кг/см <sup>2</sup> , — повысить число оборотов двигателя, полностью открыть створку маслорадиатора, уменьшить давление наддува. Если давление масла продолжает падать, прекратить полет, подобрать площадку и произвести посадку.
г) Резкое падение давления и медленное повышение температуры масла при полностью открытых створках маслорадиатора. При этом воздушный винт работает неустойчиво и не реагирует на управление шагом винта.	Заедание редукционного клапана маслоснасоса в открытом положении.	Прекратить полет и произвести посадку.
2. Повышенная температура масла на входе в двигатель.	Неисправность термометра.	Возможен полет до пункта назначения.
а) Двигатель работает устойчиво, падения давления масла не наблюдается. Изменение положения створки маслорадиатора не вызывает заметного изменения показания прибора.		
б) Медленное нарастание температуры масла.	Продолжительный полет с повышенным режимом работы двигателя при высокой температуре наружного воздуха.	Снизить обороты двигателя до 1500—1600 об/мин. Открыть створку маслорадиатора и охладить масло до рекомендованных температур (50—65°C).
в) Повышение температуры входящего масла, сопровождающееся выбросом масла из дренажа маслобака и суфлеров мотора.	Неисправность откачивающей ступени маслоснасоса.	Снизить давление наддува, подобрать площадку, прекратить полет и произвести посадку.

Признаки неисправности	Возможные причины неисправности	Рекомендуемые меры
г) Медленное нарастание температуры входящего масла, сопровождающееся падением давления. При открытии заслонки маслорадиатора нарастание температуры продолжается.	Замерзание масла в сотах маслорадиатора при полетах без затенителя фронта маслорадиатора в условиях низких температур наружного воздуха.	Полностью закрыть створку маслорадиатора. Открыв жалюзи капота, довести температуру головок цилиндров до нижнего рекомендуемого предела (140°C). Снизить скорость полета до 120—130 км/час. Если температура входящего масла продолжает расти, а давление масла падать и выйдет за допустимые пределы, подобрать площадку и произвести посадку.
3. Выброс масла в полете.	Чрезмерная заправка маслобака (свыше 17 л на самолете Як-12М и 12 л на самолете Як-12Р). Наличие влаги в масле. Неисправность откачивающей ступени маслонасоса.	См. п. 2, а

## 2. ЭКСПЛУАТАЦИЯ БЕНЗОСИСТЕМЫ

Двигатель АИ-14Р эксплуатируется только на бензине Б-70.

Количество бензина в системе определяется: в полете — по внутренним шкалам бензиномеров; на стоянке — по внешним шкалам и оцифровке на фильтрах заправочных горловин (для самолета Як-12М).

Бензинометры обеспечивают замер горючего в полете от 0 до 180 л (полная емкость бензобаков); на стоянке — до 140 л. Для замера количества горючего от 140 до 170 л используется оцифровка на фильтрах заправочных горловин.

На самолетах Як-12М и Як-12Р питание двигателя горючим происходит одновременно из обоих крыльевых баков. В нормальных условиях полета бензин расходуется равномерно из обоих баков. Давление бензина на всех режимах работы двигателя должно быть 0,2—0,4 кг/см<sup>2</sup>. Исключение составляет режим малого газа, где оно устанавливается не менее 0,15 кг/см<sup>2</sup>.

## Пользование высотным корректором

С увеличением высоты полета плотность воздуха становится меньше, чем у земли, и смесь, поступающая в цилиндры, обогащается. Это приводит к повышенному расходу топлива по сравнению с наземными характеристиками двигателя. Чтобы избежать перерасхода горючего, рекомендуется производить обеднение смеси. Для этого на двигателях самолетов Як-12М и Як-12Р предусмотрен высотный корректор, управление которым происходит из кабины пилота рычагом.

Следует указать, что по предлагаемой методике обеднения и контроля состояния смеси коэффициент избытка воздуха в цилиндрах равен приблизительно единице, т. е. состав рабочей смеси является оптимальным. Регулировку качества смеси можно производить на высоте не менее 300 м.

Обеднение смеси производится в следующем порядке:

1. Установив выбранный, в соответствии с планом полета, режим работы и убедившись в устойчивой работе двигателя, пилот должен запомнить температуру головок цилиндров и скорость полета по прибору при закрытом высотном корректоре. В процессе регулирования смеси должны оставаться неизменными: обороты двигателя, давление наддува, высота полета, температура воздуха на входе в карбюратор и положение лобовых жалюзи.

2. Открыв защелку высотного корректора, переместить его рычаг на 5—7 мм в сторону «ОСТ» и выждать, пока температура головок цилиндров установится. По мере постепенного, с остановками, открытия высотного корректора температура головок цилиндров вначале повышается (на 5—10°C), а затем, достигнув максимума, начинает снижаться.

3. Как только температура головок цилиндров начнет снижаться, вернуть рычаг высотного корректора в положение, соответствующее ее максимуму.

Максимум температуры головок цилиндров свидетельствует о работе двигателя с коэффициентом избытка воздуха  $\alpha=1$ . Скорость по прибору при этом может снизиться на 2—5 км/час.

Если при регулировании смеси температура головок цилиндров будет повышаться выше 210°C, необходимо переместить рычаг в сторону обогащения (на себя) до установления температуры в рекомендуемых пределах.

4. Если обеднение смеси вызовет перебои в работе двигателя, нужно немедленно установить высотный корректор полностью на себя (на защелку) и дальнейших попыток к обеднению смеси не производить. Нельзя переобеднять смесь, работая на режимах, которым соответствует снижение температуры головок цилиндров после ее максимума, так как это может привести к перегреву отдельных деталей цилиндровых групп.

5. Регулирование качества смеси высотным корректором нужно производить каждый раз снова при изменении:

- режима работы двигателя,
- высоты полета,



в) температуры подогрева воздуха на входе в карбюратор.

Регулирование качества смеси высотным корректором по максимуму температур головок цилиндров позволяет снизить расходы топлива:

- на высоте 500 м — на 10—16%,
- на высоте 1000 м — на 16—22%,
- на высоте 2000 м — на 22—29%.

На высотах полета ниже 300 м, а также в болтанку, или при недостаточно отработанной технике пилотирования, высотным корректором пользоваться не следует.

Следует помнить, что работа на сильно обедненной смеси, при неправильном пользовании высотным корректором, может привести к преждевременному выходу двигателя из строя.

### Возможные неисправности бензосистемы и рекомендации

Признаки неисправности	Возможные причины неисправности	Рекомендации
1. Давление бензина в системе недостаточно или вообще отсутствует. а) Двигатель работает устойчиво, без перебоев и тряски. б) Двигатель работает с перебоями, хлопками и тряской.	Неисправность манометра.  Отказ в работе бензонасоса. Отказ редукционного клапана бензонасоса. Засорение бензофильтра карбюратора. Замерзание конденсата в трубке дренажирования бензобаков (при зимней эксплуатации).	Возможен полет до места назначения.  Прекратить полет, подобрать площадку и произвести посадку.
2. Резкие колебания стрелки манометра бензина, сопровождающиеся перебоями и тряской в работе двигателя.	Засорение бензофильтра карбюратора.	Прекратить полет, подобрать площадку и произвести посадку.
3. Переохлаждение двигателя, обнаруживаемое по температуре головок цилиндров, чрезмерный выхлоп черным дымом; падение числа оборотов при дымлении на выхлопе.	Замерзание конденсата в трубке дренажирования бензобаков (при зимней эксплуатации). Переобогащение состава смеси.	Обеднить смесь высотным корректором.

### 3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ

Рабочее давление в системах: управления закрылками — 50 кг/см<sup>2</sup>, управления тормозами колес — 6 кг/см<sup>2</sup>, управления тормозными устройствами лыж — 12 кг/см<sup>2</sup>, запуска двигателя — 25 кг/см<sup>2</sup>. Нормальное давление в бортовом баллоне должно быть 50 кг/см<sup>2</sup>.

Если перед запуском двигателя давление в системе меньше 50 кг/см<sup>2</sup>, бортовой баллон нужно дозарядить из аэродромного источника.

Для зарядки бортового баллона из аэродромного необходимо:

1. Открыть створку левого борта фюзеляжа.
2. Подсоединить переходной шланг к аэродромному баллону, приоткрыть вентиль баллона и продуть переходной шланг. Присоединить второй конец шланга к бортовому зарядному штуцеру.
3. Зарядить бортовой баллон сжатым воздухом до давления в нем 50 кг/см<sup>2</sup>. При этом следует избегать резкого открытия вентиля бортового баллона, так как это может привести к большим нагрузкам на редукционный клапан воздушной системы самолета.
4. Отсоединить переходной шланг и закрыть створку левого борта фюзеляжа.

Нужно всегда помнить, что важнейшим условием нормальной работы воздушной системы является слив отстоя из фильтра-отстойника перед каждым запуском двигателя и после каждого полета.

На стоянке во избежание стравливания воздуха через неплотности в системе кран сети воздушной системы следует держать закрытым и открывать его только перед запуском двигателя и для проверки давления в системе. Выпуск и уборку закрылков для проверки их работы рекомендуется производить при работающем двигателе.

### Возможные неисправности воздушной системы и рекомендации

Признаки неисправности	Возможные причины неисправности	Рекомендуемые меры
1. Давление воздуха в системе недостаточно или вообще отсутствует.	Неисправность манометра. Неправильная регулировка редукционного клапана. Отказ в работе компрессора АК-50М. Отсутствие герметичности в соединениях или агрегатах воздушной системы.	Возможен полет до места назначения. Посадку производить без применения закрылков. Посадочную площадку выбирать с учетом возможного отказа тормозной системы.
2. Давление в системе превышает допустимое (55 кг/см <sup>2</sup> ) и непрерывно возрастает, что может привести к перенапряжению и разрушению отдельных агрегатов воздушной системы.	Неправильная регулировка или поломка пружины редукционного клапана, его заедание.	Возможен полет до места назначения. Пилот должен периодически стравливать давление воздуха в системе, нажимая на тормозную гашетку.
3. Чрезмерно быстрый выпуск (или уборка) закрылков, что приводит к взмыванию (или проседанию) самолета на 10—15 м.	В системе управления закрылками установлены демпферы с большим проходным отверстием.	Возможен полет до места назначения. При выпуске и уборке закрылков учитывать изменения в поведении самолета.
4. Чрезмерно медленный выпуск (или уборка) закрылков.	В системе управления закрылками установлены демпферы с малым проходным отверстием.	Возможен полет до места назначения.

#### 4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЖАЛЮЗИ КАПОТА И СИСТЕМЫ ПОДОГРЕВА ВОЗДУХА

Жалюзи капота двигателя управляются из кабины пилота рукояткой. Они обеспечивают нормальную температуру двигателя на всех режимах полета в различных климатических условиях, зимой и летом. Жалюзи регулируют поток воздуха, направляемый на двигатель. Снимать их в летний период эксплуатации нельзя, так как это ухудшит температурный режим работы двигателя.

Температуры головок цилиндров в полете регулируются в пределах 180—210°C. Максимальная температура при длительной работе 230°C; максимально допустимая (не дольше 15 мин.) — 240°C; минимальная температура, обеспечивающая хорошую приемистость двигателя, составляет 120°C.

Взлет в летний период рекомендуется производить при полностью открытых жалюзи, в зимний — устанавливать жалюзи в положение, обеспечивающее рекомендуемую температуру.

Заслонка подогрева воздуха, поступающего в карбюратор, управляется из кабины рукояткой, температура воздуха контролируется термометром ТУЭ-48, указатель которого установлен на приборной доске.

Для нормальной работы двигателя в период осенней, зимней и весенней эксплуатации самолета температура воздуха, поступающего в карбюратор, должна регулироваться в пределах  $+8 \div +12^\circ\text{C}$ .

Такая температура входящего в карбюратор воздуха должна поддерживаться на всех этапах полета (включая руление). В противном случае может произойти обледенение карбюратора, внешним признаком которого является постепенное падение давления наддува при неизменном положении рычага управления нормальным газом и последующее падение оборотов двигателя.

Следует иметь в виду, что обледенение карбюратора может происходить не только при отрицательных, но и при положительных температурах наружного воздуха, если наружная температура близка к 0° и воздух имеет повышенную влажность.

##### Возможные неисправности жалюзи капота и системы подогрева воздуха и рекомендации

Признаки неисправности	Возможные причины неисправности	Рекомендуемые меры
1. Непрерывный и быстрый рост температуры головок цилиндров. При открытии жалюзи температура головок цилиндров снижается, затем опять начинает повышаться.	Люфты в системе управления жалюзи, большая выработка обода осями лепестков жалюзи, что приводит к самопроизвольному прикрыванию жалюзи под действием встречного воздушного потока.	Возможен полет до места назначения. Усилить внимание за температурой головок цилиндров, периодически отклоняя рукоятку управления жалюзи в крайнее открытое положение.

Признаки неисправности	Возможные причины неисправности	Рекомендуемые меры
2. Чрезмерно высокая температура воздуха на входе в карбюратор. При отклонении рукоятки управления заслонкой подогрева температура остается неизменной, при этом наблюдается понижение температуры головок цилиндров и чрезмерный выхлоп черным дымом.	Отказ в работе управления подогревом воздуха, поступающего в карбюратор.	Возможен полет до места назначения. Обединить состав смеси высотным корректором до прекращения дымления. Установить жалюзи капота в положение, обеспечивающее рекомендуемый температурный режим двигателя.
3. Высокая температура воздуха на входе в карбюратор (выше $+12^\circ\text{C}$ ) в летний период эксплуатации самолета.	Высокая температура наружного воздуха. Не является дефектом.	

#### 5. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ОТОПИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Рукоятка управления заслонкой отопительной системы расположена с правой стороны приборной доски. При низких температурах наружного воздуха подогрев кабины рекомендуется включать на земле при опробовании двигателя перед полетом.

При положении рукоятки «на себя» подогрев включен полностью; при положении рукоятки «от себя» подогрев выключен. В промежуточном положении часть подогретого воздуха подводится в кабину, часть отводится в атмосферу.

#### 6. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВЕНТИЛЯЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

На самолете предусмотрена индивидуальная вентиляция для пилота и каждого пассажира в виде вентиляционных стаканчиков над каждым сиденьем. В верхнем положении стаканчика вентиляция включена, в нижнем — выключена. Стаканчики можно проворачивать в их гнездах, чем обеспечивается нужная направленность свежего воздуха.

На самолете Як-12М летом заборник воздуха отопительной системы используется для подвода свежего воздуха в кабину. Его подача регулируется при помощи заслонки системы обогрева так же, как и при пользовании подогревателем.

#### 7. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРОТИВОПОЖАРНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

В пассажирском варианте на самолете установлен ручной углекислотный огнетушитель типа «ОУ». Пользоваться огнетушителем нужно следующим образом:

1. Правой рукой взяться за рукоятку и повернуть раструб в направлении огня.

2. Нажать указательным пальцем на спусковой крючок и направлять выбрасываемую из раструба струю углекислоты на очаг огня.

3. После прекращения пожара отпустить спусковой крючок и этим приостановить действие огнетушителя.

## ГЛАВА VIII

### ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТОВ В УСЛОВИЯХ НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР

#### 1. ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА К ЗИМНЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Для обеспечения безотказной работы материальной части в условиях низких температур наружного воздуха самолеты Як-12М и Як-12Р должны быть тщательно подготовлены к зимней эксплуатации. Качественно и в полной мере должны быть выполнены очередные работы по техническому обслуживанию, но в объеме не менее предусмотренного регламентом обслуживания самолета через 50 часов налета.

Перед началом зимней эксплуатации следует убедиться в нормальной работе заслонок подогрева воздуха, маслорадиатора и жалюзи капота, в полном их открытии и закрытии, в отсутствии люфтов в системе их управления.

Особое внимание нужно обратить на состояние трубопроводов, и шлангов воздушной, масляной, бензиновой и системы дренажирования бензобаков. Нельзя допускать провисания трубопроводов и шлангов, так как в образовавшихся карманах может произойти скопление и замерзание конденсата.

Если не исключена возможность подогрева двигателя лампой АПЛ-1, рекомендуется обмотать шнуровым асбестом провода зажигания и дюритовые кожухи тяг толкателей 4, 5, 6 и 7 цилиндров. Это предохранит их от разрушения при высоких температурах подогретого воздуха.

На регулятор оборотов устанавливается теплый чехол, а на маслорадиатор — отопитель. На правой части выхлопного коллектора монтируется теплообменник отопительной системы.

Чтобы предупредить замерзание масла в сотах, на фронт маслорадиатора при температурах наружного воздуха  $-15^{\circ}\text{C}$  и ниже устанавливается специальный затенитель, закрывающий около 30% фронта маслорадиатора.

При наличии на аэродроме снежного покрова глубиной 10 см и более самолеты устанавливаются на лыжные шасси.



Заправку самолета горючим следует производить сразу же после заруливания самолета на стоянку, чтобы предупредить образование кристаллов льда в пустых баках.

При снегопаде или дожде заправку бензобаков можно производить только в случае крайней необходимости под специальным чехлом, при этом чехол с пистолета бензошланга снимать перед горловиной бака.

Если перед запуском двигателя в отстой бензина обнаружены кристаллы льда, то после опробования двигателя нужно снять бензофильтр и проверить, нет ли на нем отложений льда. Если они имеются, слить весь бензин и заправить чистым бензином.

Заправку самолета маслом рекомендуется производить непосредственно перед запуском двигателя, через специальный клапан в чехле. Зимой масло должно быть подогрето до 75—80°C. Нельзя заправлять бак маслом, закипевшим при подогреве.

При использовании для заправки маслозаправщика предварительно следует слить холодное масло из шланга маслозаправщика.

## 2. ПОДОГРЕВ ДВИГАТЕЛЯ ПЕРЕД ЗАПУСКОМ

Подогрев двигателя перед запуском производится при температурах наружного воздуха +5°C и ниже подогревателями МП-85, МП-44, ИП-40 и в исключительных случаях АПЛ-1.

Для ускорения подогрева двигатель должен быть тщательно укрыт теплым чехлом.

При использовании подогревателей типа МП-85 нижняя крышка капота открывается и теплый воздух подводится так, чтобы обеспечить нагрев цилиндров и задней части двигателя. Температура воздуха на выходе из подогревателя регулируется в пределах 110—120°C. Теплый воздух нужно направлять на картер двигателя, затенив цилиндры таким образом, чтобы за время подогрева температура головок цилиндров не превышала 40°C во избежание стекания масла со стенок цилиндров.

При подогреве двигателя с помощью АПЛ-1 теплый воздух подводится по гибким трубам внутрь капота через имеющиеся в нем лючки и клапаны в чехле. В этом случае температура воздуха на выходе не должна превышать 180°C.

Двигатель считается подогретым, если температура головок цилиндров достигла +30°C и воздушный винт легко проворачивается от руки. Нельзя силой проворачивать винт.

Время подогрева зависит от многих факторов: температуры наружного воздуха, скорости и направления ветра, тщательности зачехления двигателя и т. п.

Ниже приводятся средние данные времени подогрева двигателя при различных температурах наружного воздуха.

Если после полета масло из маслосистемы не сливалось и не разжижалось, его необходимо подогреть до температуры на входе в двигатель 15—20°C, подведя один из рукавов подогревателя под

маслобак. Лампой АПЛ-1 подогревать масло в баке не разрешается.

Температура наружного воздуха, град.	Тип подогревателя	Скорость ветра и его направление относительно самолета	Время подогрева, мин.
-5	МП-85	3 м/сек, сбоку	10
-10	"	7 м/сек, сзади	12
-22	"	Штиль	15
-30	"	Штиль	20
-22	"	2 м/сек, спереди	20
-42	"	2 м/сек, сбоку	25
-14	АПЛ-1	2 м/сек, сбоку	26
-18	"	9 м/сек, сзади	65

Непосредственно перед запуском нужно направить в течение 2—3 минут теплый воздух на радиатор, чтобы отопить масло, застывшее в сотах.

## 3. ЗАПУСК, ПРОГРЕВ, ОПРОБОВАНИЕ И ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЯ

Производятся так же, как и при летней эксплуатации. Для уменьшения времени прогрева масла рекомендуется использовать колодец подогрева масла. При этом следует иметь в виду, что на самолетах Як-12Р, заводской № 08401, 08402, 08403 и с № 11430 по № 14425 и на Як-12М с № 01501 по № 05524 маслоколодцы закончены и пользоваться ими нельзя. Колодец можно использовать при подогреве масла в баке или при запуске двигателя на масле, разжиженном бензином. Сообщать емкость колодца с емкостью бака рекомендуется при достижении температуры масла на входе не ниже +40°C, при этом приоткрывать колодец постепенно, полностью открыв его к концу опробования двигателя.

Жалюзи капота рекомендуется открывать при достижении температуры головок цилиндров 120°C, створку маслорадиатора — при температуре масла на входе в двигатель 55°.

Перед остановкой двигателя, прежде чем повысить число оборотов до 1900—2000 в минуту, необходимо на 2—3 сек. нажать кнопку запуска, чтобы продуть воздушные трубки пусковой системы.

После остановки двигателя не следует сразу закрывать жалюзи и укрывать его теплым чехлом, так как это может вызвать разрушение изоляции электропроводки. Эту операцию можно производить при температуре головок цилиндров не выше 100°C.

Повторный запуск двигателя без предварительного подогрева возможен при температуре головок цилиндров не ниже  $+30^{\circ}\text{C}$  и температуре входящего в двигатель масла не ниже  $0^{\circ}\text{C}$ .

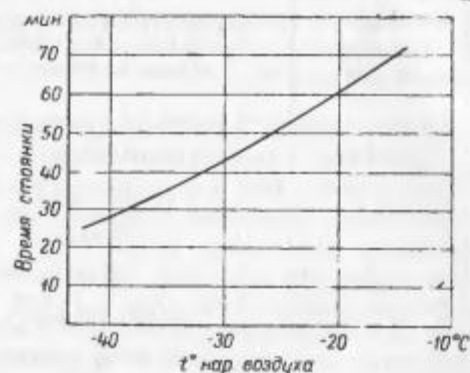


Рис. 65. Зависимость времени стоянки самолета, после которого возможен запуск двигателя без подогрева, от температуры наружного воздуха при ветре 2,5 м/сек.

Зависимость времени стоянки самолета, после которого возможен запуск двигателя без предварительного подогрева, от температуры наружного воздуха при ветре 2,5 м/сек приведена на рис. 65.

#### 4. РАЗЖИЖЕНИЕ МАСЛА

Для облегчения и ускорения запуска двигателя и сокращения времени на подготовку вылета на самолетах Як-12М и Як-12Р установлена система разжижения масла бензином, предусматривающая подвод бензина в магистраль входящего масла.

Разжижение рекомендуется производить при температурах наружного воздуха от  $-5$  до  $-20^{\circ}\text{C}$ . При температурах ниже  $-20^{\circ}\text{C}$  масло из системы (бака и радиатора) нужно сливать.

Порядок разжижения масла бензином:

1. Запустить и прогреть двигатель до температуры входящего масла  $35-40^{\circ}\text{C}$  и температуры головок цилиндров  $130-140^{\circ}\text{C}$ .

2. Перевести винт в положение малого шага и сектором газа установить 1600 об/мин двигателя.

3. Включить АЗС «Запуск» (на самолете Як-12М) или АЗС «Соппик» (на самолете Як-12Р).

4. Нажать кнопку электроклапана и держать ее в продолжении всего времени разжижения, выбранного по таблице.

5. Отпустить кнопку электроклапана и, не меняя режима работы двигателя, проработать 4—5 мин. (при заправке 15 л масла, самолет Як-12М) или 3 мин. (при заправке менее 15 л) для перемешивания бензина с маслом.

Остановить двигатель.

Таблица разжижения масла бензином для самолетов Як-12М и Як-12Р

Обороты двигателя при разжижении 1600 об/мин.  
Температура масла, входящего в двигатель,  $35-40^{\circ}\text{C}$ .

Продолжительность работы двигателя после предыдущего разжижения, мин.	Количество масла в баке, л			
	15	12	9	6
	Время открытия клапана разжижения в мин. и сек.			
5—15	1—08	0—54	0—50	0—37
15—30	1—52	1—01	1—23	1—02
30—45	2—27	2—02	1—49	1—24
45—50	2—37	2—15	2—00	1—39
Масло не разжижалось	3—05	3—33	2—15	1—45

После разжижения масла в соответствии с данной таблицей в нем содержится 8—12% бензина (по объему).

#### 5. ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ НА РАЗЖИЖЕННОМ МАСЛЕ

Прогреть двигатель после запуска в течение 5—6 минут на  $n = 900-1000$  об/мин. После этого постепенно увеличивать число оборотов, следя за тем, чтобы двигатель работал без перебоев и давление масла в главной магистрали не превышало  $5 \text{ кг/см}^2$ , не обращая внимания на температуру масла.

Двигатель с разжиженным маслом считается прогретым и подготовленным к полету, если температура головок цилиндров не ниже  $120^{\circ}\text{C}$  и температура входящего масла не ниже  $+30^{\circ}\text{C}$ .

При работе двигателя на малом газе допускается минимальное давление масла  $1,5 \text{ кг/см}^2$ .

Если во время работы двигателя на малом газе на земле давление масла упадет ниже  $1,5 \text{ кг/см}^2$ , то это может быть следствием понижения вязкости масла от чрезмерного разжижения бензином. В данном случае слить из маслосистемы все масло и заправить свежим.

Во время режимной работы двигателя на разжиженном бензином масле давление масла в главной магистрали может быть в начале работы на  $0,8-1,2 \text{ кг/см}^2$  ниже нормального, но после 45—50 минут работы двигателя давление восстанавливается.

#### 6. ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА И ДВИГАТЕЛЯ

Самолет нужно прежде всего очистить от снега, инея или ледяной корки. Наилучшей формой борьбы с наземным обледенением является зачехление крыла, фюзеляжа и оперения.

Если самолет зачехлен не был, то рекомендуется сметать снег или мягкий иней волосяными или рогожными щетками. При образовании плотной ледяной корки места, покрытые льдом, необходимо отогревать теплым воздухом, подводимым через рукава подогревателей (типа МП-85) и протирать ветошью. При этом следует учесть, чтобы стекаемая влага не попадала в шарнирные соединения.

Самолет можно выпускать в полет только после полного удаления следов льда или инея с обшивки.

При эксплуатации самолетов Як-12М и Як-12Р на лыжном шасси особое внимание следует уделять состоянию и оборудованию самолетных стоянок.

Деревянные и особенно металлические лыжи имеют большую склонность к примерзанию. Чтобы предупредить это явление, рекомендуется подкладывать под лыжи деревянные щиты, еловые ветки и т. п. Кроме того, при подогреве двигателя нужно следить, чтобы рукава подогревателя не касались лыж, так как при этом на подошвы лыж намерзает лед, что ухудшает маневренные и взлетные качества самолета.

Если лыжи примерзли к снегу, их необходимо стронуть с места, для чего можно использовать деревянные молотки с резиновой обивкой. Нельзя срывать самолет с места путем увеличения мощности двигателя, так как при примерзании одной лыжи относительно нее возникает большой крутящий момент, что может привести к поломке не только лыжи, но и ноги шасси. К поломке шасси может привести и резкое раскачивание самолета за хвост.

При опробовании двигателя, если самолет Як-12М установлен на лыжи, следует применять специальные колодки, которые предупреждают срыв самолета с места и наезжание его на колодки.

Для самолета Як-12Р такие колодки не предусмотрены, поэтому при опробовании двигателя на взлетном режиме нужно проявлять особую осторожность.

Колодки под лыжи должны быть оборудованы удлиненными цепями, так как носки лыж находятся в непосредственной близости от плоскости вращения воздушного винта.

При рулении на лыжах пилот должен тщательно избегать проталин, мест, не покрытых снегом. На самолете Як-12М для улучшения маневренности рекомендуется пользоваться тормозными устройствами лыж.

При зимней эксплуатации самолета особое внимание нужно обращать:

1. На чистоту отверстия дренажного трубопровода бензосистемы в стойке антенны радиостанции.

2. При каждом послеполетном обслуживании дренажную систему нужно продувать, для чего:

а) отсоединить от штуцера на мачте правый и левый дренажные трубопроводы;

б) снять крышки заливных горловин на бензобаках и продуть каждую трубку отдельно;

в) убедившись в отсутствии закупорки дренажного трубопровода, подсоединить правую и левую трубки к штуцеру на мачте и установить на место крышки заливных горловин.

3. На чистоту дренажного трубопровода маслобака. Производить его продувку при каждом послеполетном обслуживании.

4. На своевременный слив отстоя из воздушной системы, бензо- и маслофильтров. Сливать отстой нужно после каждого полета и перед каждым запуском двигателя, после подогрева двигателя аэродромным подогревателем или при неостывшем двигателе.

5. На состояние резиновых амортизаторов шасси и лыж, масляно-воздушного или резинового амортизатора хвостовой установки.

6. На остановку двигателя при положении винта на большом шаге, что предупреждает замерзание масла в коке винта.

7. На продувку воздушных трубок пусковой системы перед остановкой двигателя.

8. На исправность систем управления жалюзи капота, створок маслорадиатора и заслонки подогрева воздуха, входящего в карбюратор.

9. На наличие затенителя фронта маслорадиатора.

Для нормальной работы двигателя в условиях низких температур, температура воздуха на входе в карбюратор должна поддерживаться от  $+8$  до  $+12^{\circ}\text{C}$ .

Режимы работы двигателя при взлете, наборе высоты и горизонтальном полете зимой аналогичны режимам работы двигателя в летних условиях. При полетах в условиях низких температур наружного воздуха особое внимание нужно уделять температурному режиму двигателя, в первую очередь температуре входящего масла.

Отмечен ряд случаев загустевания масла в сотах маслорадиатора при полетах без затенителя. При этом срабатывает редукционный клапан и масло, минуя соты, проходит через обечайку радиатора. Температура входящего масла повышается, давление масла падает, масло пенится, что может вызвать его выбрасывание через дренаж.

Прикрытие створки маслорадиатора не приводит к восстановлению его работы (радиатор не отогревается), а открытие створки не снижает температуры масла.

Чтобы избежать этого, необходимо в зимних условиях поддерживать температуру головок цилиндров не ниже  $140^{\circ}\text{C}$ , а температуру входящего масла не ниже  $40^{\circ}\text{C}$ .

Рекомендуемые пределы температур:

головок цилиндров . . . . .	180—210 $^{\circ}\text{C}$
входящего масла . . . . .	50—65 $^{\circ}\text{C}$

Температуру масла на входе в двигатель можно регулировать положением лепестков жалюзи, так как на нее большое влияние оказывает температура воздуха в моторном отсеке.

Ниже приводится зависимость минимально допустимой температуры входящего масла (при которой начинается загустевание масла в сотах радиатора) от температуры наружного воздуха (рис. 67).



Для обеспечения нормальной работы двигателя на всех режимах температура воздуха на входе в карбюратор должна быть  $8 \div +12^\circ\text{C}$ . В условиях мокрого снега или повышенной влажности температуру воздуха на входе в карбюратор рекомендуется держать на верхнем пределе или несколько выше ( $+12, +15^\circ\text{C}$ ).

Чтобы избежать загустевания масла в цилиндре винта при длительных полетах в условиях низких температур, рекомендуется периодически, через 20—30 мин. полета, переводить винт с большого шага на малый (в диапазоне 1500—1950 об/мин).

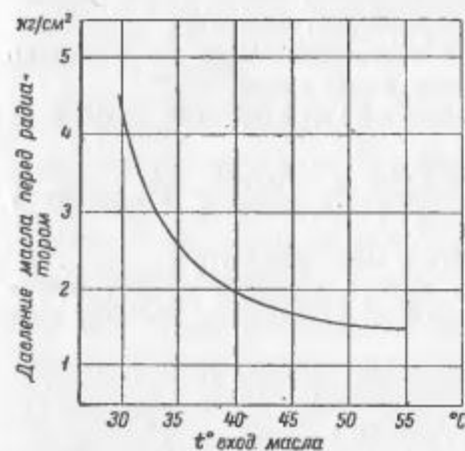


Рис. 66. Изменение давления в откачивающей магистрали в зависимости от температуры входящего масла.

В условиях возможного обледенения следует включать обогрев приемника воздушных давлений. В случае выхода из строя статической проводки приемника, необходимо установить кран переключения проводки статического давления в положение «Откр.», сообщив его с кабиной. Следует иметь в виду, что показания указателя скорости при этом значительно изменяются в сторону завышения (по сравнению с положением крана, сообщающим проводку статического давления с ПВД). В случае обледенения или забивания снегом стекла фонаря кабины пилота, нужно пользоваться противообледенительной системой. Противообледенительная жидкость подается на стекло периодически в течение 1—1,5 минуты, одновременно включается стеклоочиститель. Длительная подача антиобледенительной жидкости приведет к ее быстрому израсходованию и отказу стеклоочистителя вследствие большого трения его щетки о сухое стекло.

Если во время длительного снижения при закрытых жалюзи капота и створок масляного радиатора возникает опасность переохлаждения двигателя, то снижаться следует уступами, периодически переводя самолет в горизонтальный полет для прогрева двигателя.

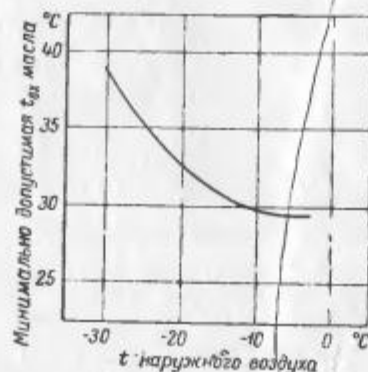


Рис. 67. Изменение минимально допустимой температуры входящего масла в зависимости от температуры наружного воздуха.

## ГЛАВА IX

### ЭКСПЛУАТАЦИЯ СПЕЦБОРУДОВАНИЯ

#### 1. ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА ЯК-12М НА ЗЕМЛЕ

Проверку работы радиооборудования следует производить, как правило, при включенном аэродромном источнике питания. Если такая проверка осуществляется при работающем двигателе (без включения аэродромного источника питания), объем ее значительно сокращается.

##### Проверка радиооборудования от аэродромного источника

**Проверка радиостанции РСНУ-3М.** Подключив разъем шлемофона к штепсельной колодке микротелефонного шнура пульта радиостанции, установить переключатель с маркировкой «1—2» на пульте управления радиостанцией в положение «1», после чего автоматом защиты «Радия» включить радиостанцию.

Нажимая поочередно на кнопки выбора каналов настройки радиостанции, убедиться в наличии шумов в телефонах, что указывает на исправность приемника и правильность его настройки. Проверить работу регулятора громкости.

Нажать кнопку нужного рабочего канала, прослушать передачу наземной радиостанции и осуществить контрольную связь с диспетчером, нажимая при передаче на кнопку, расположенную на рукоятке нормального газа.

При передаче в телефонах должна быть слышна собственная речь. На время приема кнопку отпустить. Выключить радиостанцию.

**Проверка радиокompаса АРК-5.** Установить переключатель «1—2» на пульте управления радиостанцией в положение «2», переключатель рода работы на щитке управления — в положение «Комп.», «Ант.» или «Рамка», после чего включить автомат защиты «АРК». Наилучшая слышимость будет обеспечена при установке переключателя рода работ на «Ант.».

Настроить приемник радиокompаса на заранее известную радиостанцию, прослушать позывные или сигналы радиостанции и убедиться в правильности настройки. Установив переключатель рода работы в положение «Комп.», проверить правильность показаний

указателя курсовых углов радиостанции (КУР). Для проверки правильности показаний КУР нужно переключатель рода работ установить на «Рамку» и ручкой вращения рамки повернуть ее на 90° вправо. Затем переключатель рода работ поставить в положение «Комп.» и вторично проверить КУР. Провести аналогичную проверку при повороте рамки влево.

Для проверки работы радиокompаса на всех диапазонах поочередно настроить приемник на две—три радиостанции, прослушать их работу и убедиться в устойчивости показаний указателя КУР.

Выключить автомат защиты «АРК» и установить переключатель рода работы в положение «Выкл.».

При проверке работы радиостанции и радиокompаса вольтметр переменного тока ЭВ-46 должен показывать 115 в.

#### Проверка радиооборудования при работающем двигателе

**Проверка радиостанции РСИУ-3М.** Проверить работу радиостанции на одном из каналов, убедиться в устойчивости ее работы, в отсутствии помех радиоприему от системы зажигания двигателей, в отсутствии треска в телефонах, перерывов и искажений в приеме сигналов наземной радиостанции. Осуществить контрольную связь с диспетчером.

**Проверка радиокompаса АРК-5.** Проверить радиокompас по одной из заранее известных радиостанций, обратив внимание на устойчивость показаний указателя КУР и на уровень помех радиоприему.

#### Проверка работы радиооборудования самолета Як-12Р

##### Проверка радиооборудования от аэродромного источника

**Проверка радиостанции РСИ-6К.** Включить автомат защиты цепи «Рация», а затем телефоны и микрофоны в штепсельные гнезда «ТЛФ» и «ЛАР». Установить переключатель рода работы в положение «ПРМ» (прием) и прослушать работу радиостанций по всему диапазону настройки приемника.

Настроить приемник командной радиостанции на нужную радиостанцию и отрегулировать громкость звука ручкой «Регулятор громкости». Включить передатчик (для чего нажать расположенную около него кнопку) и произвести его настройку.

Вызвать диспетчера и осуществить с ним двустороннюю телефонную связь, для чего:

- 1) нажать кнопку включения передатчика радиостанции (на рычажке рычага нормального газа) и вызвать радиостанцию диспетчера. В телефонах должна быть слышна собственная передача;
- 2) на время приема кнопку отпустить.

**Проверка радиополукомпаса РПКО-10М.** Установить переключатель рода работы в положение «ММ» или «МН» и, выждав 15—20 сек., пока прогреются лампы, настроить приемник радиополукомпаса на приводную или широкопередаточную радиостанцию. На-

стройку производить по минимальным показаниям стрелки индикатора настройки. Затем установить переключатель с маркировкой «РПК»—«РО» в положение «РПК», а переключатель рода работы в положение «К». В этом случае прием на слух работы приводной или широкопередаточной станции исключается, а телефоны оказываются подключенными к приемнику командной радиостанции. По отклонению стрелки индикатора курса-отметки проверить действие ручки «Регулят.» — при повороте ручки против хода часовой стрелки чувствительность индикатора уменьшается и стрелка стремится занять нулевое положение.

Работа радиополукомпаса считается правильной:

- 1) если принимаемая радиостанция находится справа от самолета и стрелка индикатора курса отклонена влево;
- 2) если принимаемая радиостанция находится слева от самолета и стрелка индикатора курса отклонена вправо;
- 3) если радиостанция находится строго впереди или сзади самолета и стрелка индикатора курса установлена в среднем положении шкалы.

Проверить работу радиополукомпаса в качестве индикатора отметки, для чего переключатель «РПК»—«РО» установить в положение «РО», при этом должна загореться сигнальная лампочка.

При правильной работе отметчика, если радиостанция находится впереди самолета, стрелка индикатора отклоняется влево, если сзади самолета — вправо.

Установить переключатель рода работы в положение «ПРМ» (при этом питание радиополукомпаса выключается) и автомат защиты сети «Рация» в нижнее положение.

#### Проверка радиооборудования при работающем двигателе

**Проверка радиостанции РСИ-6К.** Установить автомат защиты «Рация» в верхнее положение, а переключатель рода работы в положение «ПРМ». Прослушать работу радиостанции по всему диапазону настройки приемника.

Установить с диспетчером двустороннюю телефонную связь. Убедиться, что помехи радиоприему не больше наблюдавшихся ранее и передача наземной радиостанции прослушивается разборчиво.

**Проверка радиополукомпаса РПКО-10М.** Установить переключатель рода работы в положение «ММ» или «МН», произвести настройку приемника радиополукомпаса на одну из радиостанций, расположенные которой известно заранее.

Поставить переключатель рода работы в положение «К» и обратить внимание на поведение стрелки индикатора курса, устанавливая при этом переключатель «РПК»—«РО» в положение работы радиополукомпаса и отметчиком. Поведение стрелки индикатора должно быть устойчивым.

Установить переключатель рода работы в положение «ПРМ» и автомат защиты цепи «Рация» в нижнее положение.

## 2. ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИООБОРУДОВАНИЯ В ПОЛЕТЕ

Полет на приводную радиостанцию с применением автоматического радиокompаса АРК-5 и радиополукомпыаса РПКО-10М

Применение АРК и РПК для полета на радиостанцию — наиболее распространенный и простой вид использования этих средств для самолетовождения.

Полет на радиостанцию может быть пассивным или активным.

Пассивный полет на радиостанцию очень прост, так как не требует учета влияния ветра. Существенным недостатком такого полета является то, что при наличии бокового ветра самолет перемещается не по линии пути, а в стороне от нее, причем это отклонение от линии пути может быть значительным и зависит от дальности радиостанции, скорости самолета, направления и скорости ветра.

Активный полет предусматривает учет влияния ветра, а следовательно, и перемещение самолета по линии заданного пути.

В рейсовых условиях активный полет следует считать основным, так как он обеспечивает достаточно точное и безопасное самолетовождение по трассе.

### Пассивный полет на радиостанцию

При пассивном полете на радиостанцию стрелку указателя АРК или РПК удерживают на нуле, и, следовательно, продольную ось самолета все время устанавливают в направлении на радиостанцию.

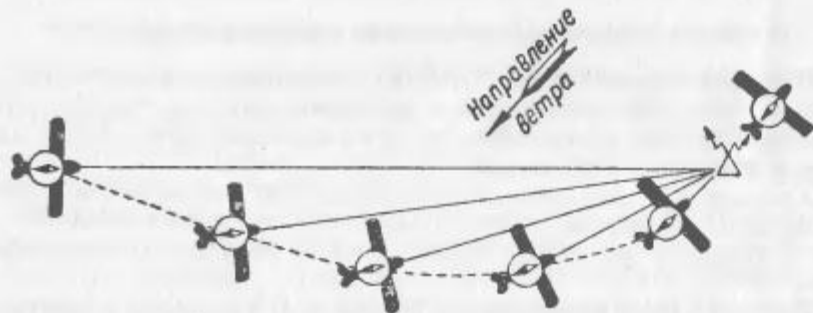


Рис. 68. Пассивный метод полета самолета на радиостанцию по АРК-5 и РПКО-10М.

Пассивный полет (рис. 68) на РНТ (радионавигационную точку) осуществляется в определенном порядке, которого следует строго придерживаться, а именно:

1. Настроить АРК(РПК) на радиостанцию и доворотом самолета вправо или влево привести стрелку указателя к 0°.
2. Поворотом самолета вправо или влево удерживать стрелку указателя на 0° в течение двух—трех минут.

3. Заметить показания магнитного компаса, выключить АРК (РПК) и продолжать в течение 5—10 минут полет по ГПК с этим магнитным курсом.

4. Через 5—10 минут включить АРК (РПК) и вновь доворотом самолета привести стрелку указателя к 0°.

5. Заметить магнитный курс и, выключив АРК (РПК), продолжать полет по ГПК с этим курсом.

6. Периодически через каждые 5—10 минут до приближения к радиостанции на незначительное расстояние (до 30 км) включать АРК (РПК) и продолжать предыдущий прием.

7. При приближении к радиостанции не выключать АРК (РПК) и продолжать полет не по ГПК, а по стрелке указателя АРК (РПК), удерживая ее на нуле.

### Активный полет на радиостанцию

Активный полет на радиостанцию предусматривает учет сноса самолета в процессе полета и выполнении полета по намеченной линии пути.

Полет на радиостанцию активным методом осуществляется с помощью радиокompаса АРК-5 в следующем порядке:

1. Настроиться на радиостанцию и доворотом самолета привести стрелку индикатора курса к нулю. Заметить курс самолета и, удерживая стрелку на нуле, продолжать полет по индикатору курса.

2. Наблюдая за изменением компасного курса, определить направление сноса: если курс уменьшается, то имеем снос вправо, если курс увеличивается, то снос влево.

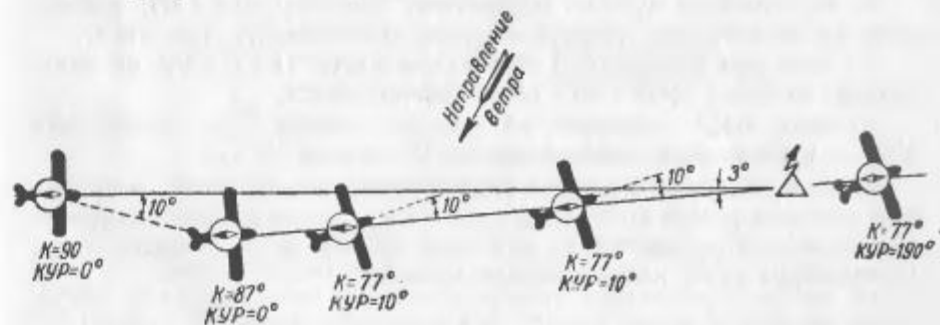


Рис. 69. Активный метод полета самолета на радиостанцию по АРК-5.

3. Внести поправку на снос. Для этого необходимо развернуть самолет на 5—10° в сторону, противоположную сносу, и привести стрелку индикатора курса (в зависимости от направления и величины сноса) к курсовому углу (КУР) 5—10° или 355—350° (при сносе вправо 5—10°, при сносе влево 355—350°), заметить компасный курс и с этим курсом продолжать полет по компасу, контролируя его по индикатору курса.



4. Если после этого курсовой угол радиостанции (КУР) остается неизменным, то снос учтен верно, и полет следует продолжать с тем же курсом; если курсовой угол радиостанции уменьшается, то самолет отклоняется вправо, если КУР увеличивается, то самолет отклоняется влево. Значит нужно уменьшить или увеличить поправку в курсе (рис. 69).

5. Продолжать полет по компасу, периодически контролируя путь по индикатору курса; в непосредственной близости к радиостанции вести самолет по индикатору курса, удерживая стрелку индикатора на курсовом угле, соответствующем поправке в курсе.

6. Определить момент пролета над радиостанцией по резкому изменению курсового угла — в момент пролета над радиостанцией стрелка развернется на  $180^\circ$ .

### Полет от радиостанции с помощью АРК

Если в исходном пункте маршрута (ИПМ) или в створе с линией маршрута имеется позади радиостанция, то с помощью магнитного компаса и радиокompаса можно достаточно точно вывести самолет в конечный пункт маршрута (КПМ).

При полете от радиостанции необходимо:

1. Включить радиокompас и настроить его на нужную радиостанцию.

2. Лечь на курс по магнитному компасу (с учетом угла сноса) и, пройдя над радиостанцией, заметить по указателю курса радиокompаса курсовой угол радиостанции (КУР), когда она остается позади.

3. Выдерживая курс по магнитному компасу или ГПК, наблюдать за показаниями указателя курса радиокompаса, при этом:

— если при неизменном компасном курсе (КК) КУР не изменяется, то полет происходит по истинному курсу,

— если КУР меняется, то самолет сносит при увеличении КУР — вправо, при уменьшении КУР — влево.

4. При обнаружении сноса доворотом самолета ввести поправку и установить новый компасный курс (КК), соответственно заменить курсовой угол радиостанции на новый (КУР<sub>2</sub>) и продолжать полет, контролируя курс, как указывалось выше.

### Контроль пути по дальности (предвычисленным пеленгам)

Очень удобен и прост способ контроля пути по дальности с помощью боковой радионавигационной точки (РНТ). Сущность его заключается в том, что с помощью АРК определяют КУР боковой РНТ, затем рассчитывают истинный пеленг самолета (ИПС) (рис. 70) и прокладывают на карте линию пеленга. Проложив на карте линию пеленга и зная фактическую линию пути, можно определить местоположение самолета и тем самым осуществить полный контроль пути.

Если фактическая линия пути неизвестна, то возможен только контроль пути по дальности, поскольку второй линии положения нет. В этом случае самолет будет находиться на линии пеленга на

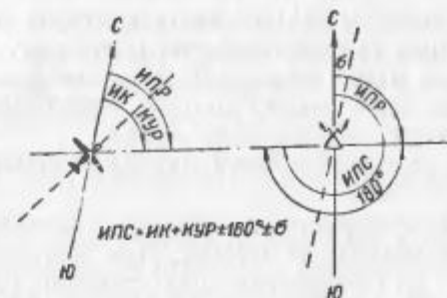


Рис. 70. Расчет истинного пеленга самолета (ИПС).

отрезке, ограниченном справа и слева линиями, отстоящими от линии заданного пути на угловую величину, равную возможному боковому отклонению (рис. 71).

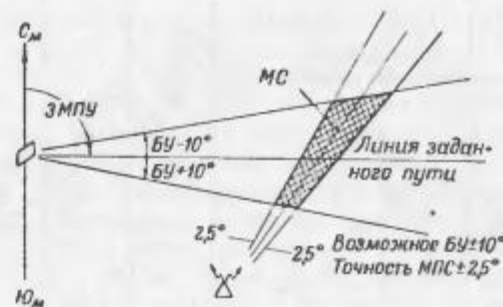


Рис. 71. Контроль пути по дальности с помощью боковой радиостанции.

Контроль пути можно значительно упростить, если провести некоторую предварительную подготовку на земле. Этот упрощенный способ контроля пути принято называть контролем пути по предварительно вычисленным пеленгам. Такой способ контроля пути по дальности освобождает от необходимости прокладывать пеленги на карте в полете и заключается в следующем.

Перед вылетом намечают на линии заданного пути контрольные ориентиры, от которых измеряют транспортиром пеленг радиостанции, предназначенной для контроля пути. Значение магнитного пеленга записывают на карте (на схеме) у ориентира.

В воздухе, после того как будет подобран курс следования, вычисляют для первого ориентира (а потом и для последующих) курсовой угол радиостанции (КУР).

После того, как стрелка указателя АРК пришла к рассчитанному КУР, проделывают указанное вычисление также для следующего ориентира и таким образом непрерывно ведут контроль пути.

Чтобы этим способом осуществлять контроль пути, необходимо провести следующую предварительную подготовку на земле:

1) Наметить на линии заданного пути контрольные ориентиры.  
2) Нанести на карту радиостанцию, предназначенную для использования в полете.

3) Соединить на карте прямой линией контрольные ориентиры и радиостанцию.

4) С помощью транспортира измерить истинные пеленги от ориентиров на радиостанцию (ИПР). Для этого необходимо наложить транспортир на соответствующий ориентир, совместив диаметрально противоположные линии транспортира с меридианом. Если меридиан, нанесенный на карту, проходит не через ориентир, а вблизи него, то можно транспортир наложить на меридиан, поставив центр транспортира на пересечение меридиана с линией пеленга и после этого прочесть истинный пеленг на транспортире против линии пеленга (рис. 72).

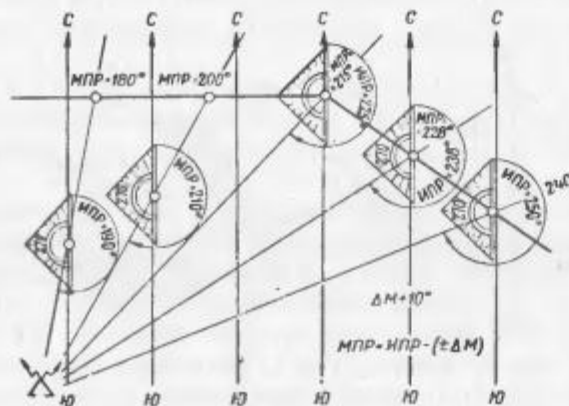


Рис. 72. Измерение истинных пеленгов радиостанции для контрольных ориентиров на карте.

5) Перевести измеренные истинные пеленги в магнитные и записать их у ориентиров.

Для перевода истинного пеленга (ИПР) в магнитный (МПР) нужно учесть с обратным знаком магнитное склонение места ориентира  $\Delta M$ :

$$МПР = ИПР - (\pm \Delta M).$$

Работу в полете следует выполнять в таком порядке:

1) Подобрать курс следования, а если курс рассчитан предварительно, то проверить его и продолжать полет, строго выдерживая курс.

2) Прочесть компасный курс и перевести его в магнитный. Для этого учесть девиацию компаса  $\Delta k$  с ее знаком (алгебраическое сложение):

$$МК = КК + (\pm \Delta k)$$

3) Определить КУР. Для этого из магнитного пеленга МПР вычесть магнитный курс (пеленг равен курсу плюс курсовой угол). Если магнитный пеленг меньше магнитного курса, то нужно к пеленгу прибавить  $360^\circ$ .

$$КУР = МПР - МК.$$

4) Включить АРК и настроить на РНТ, на которую рассчитывался КУР.

5) Продолжать полет, строго выдерживая курс, взятый при расчете КУР, и наблюдать за стрелкой указателя АРК.

6) При выходе самолета на ориентир, а в случае отклонения от линии пути — при выходе на линию пеленга, стрелка указателя АРК придет к соответствующему КУР.

В отношении последующих контрольных ориентиров работу в полете надо проводить в том же порядке.

#### Использование радиополукомпаса РПКО-10М в качестве отметчика

Чтобы использовать радиополукомпас РПКО-10М при полете в направлении на радиостанцию, для получения отметки момента пролета над ней или ее траверсы нужно настроить на нее приемник по минимальным показаниям стрелки индикатора настройки. Чтобы определить впереди или сзади самолета находится эта радиостанция, нужно переключатель «РПК» — «РО» перевести в положение «РО». Если стрелка индикатора курса отклонится влево, то радиостанция находится впереди самолета, если вправо, то сзади самолета. После этого установить переключатель «РПК» — «РО» в положение «РПК». Если радиостанция находится впереди, то разворотом самолета в сторону, противоположную отклонению стрелки индикатора курса, добиться ее установки в нулевое положение. Если радиостанция сзади самолета, разворот нужно произвести в сторону отклонения стрелки индикатора.

При полете на радиостанцию стрелка индикатора курса должна занимать нулевое положение. Следует периодически включать и выключать род работы «РО» для определения пролета радиостанции. В момент пролета радиостанции или ее траверсы стрелка индикатора курса должна перейти слева направо.

#### Использование передатчика радиостанции РСИ-6К через щиток управления РПКО-10М

В случае отказа в полете кнопки включения передатчика радиостанции РСИ-6К на рукоятке нормального газа включение передатчика можно осуществлять непосредственно с щитка управления радиополукомпасом РПКО-10М. Для этого поставить переключатель

тель рода работ на щитке управления РПКО-10М в положение «ПРД» (передача). Установка переключателя в это положение равноценна нажатию кнопки на рукоятке нормального газа, так как переключатель при этом также замыкает цепь включения передатчика радиостанции.

Для перехода с передачи на прием следует переключатель рода работ установить в положение «ПРМ» или «К».

### 3. ПОРЯДОК ПЕРЕВОДА ВОЛН В МЕТРЫ, КИЛОГЕРЦЫ И НОМЕРА ФИКСИРОВАННЫХ ВОЛН

Между частотой и длиной радиоволны существует зависимость, выражаемая уравнением:  $f = \frac{c}{\lambda}$

$$\text{или, наоборот, } \lambda = \frac{c}{f},$$

где  $f$  — частота колебаний, выраженная в килгерцах;

$\lambda$  — длина радиоволны, выраженная в метрах;

$c$  — скорость распространения электромагнитной волны, равная скорости распространения света в километрах в секунду. Известно, что скорость распространения электромагнитной волны  $C = 300000$  км/сек, поэтому

$$f = \frac{300000}{\lambda} \text{ и } \lambda = \frac{300000}{f}.$$

Пользуясь приведенными уравнениями, можно определить, какая частота соответствует определенной длине волны, и наоборот, по частоте определить длину волны.

Примеры: 1. Определить длину волны, излучаемую радиостанцией, если ее частота 2000 кГц

$$\lambda = \frac{300000}{f} = \frac{300000}{2000} = 150 \text{ м.}$$

2. Определить, на какую частоту нужно настроить передатчик или приемник для работы на волне 600 м.

$$f = \frac{300000}{\lambda} = \frac{300000}{600} = 500 \text{ кГц.}$$

Шкалы настройки передатчика и приемника коротковолновой радиостанции РСН-6К отградуированы не в единицах частоты, а в номерах фиксированных волн. Каждый номер соответствует определенной фиксированной волне, а следовательно, и определенной частоте. Между номером фиксированной волны и частотой существует следующая зависимость:

$$N_{\text{фв}} = \frac{f_{\text{кГц}}}{25} \text{ или, наоборот, } f_{\text{кГц}} = 25 N_{\text{фв}}.$$

Примеры: 1. На какой номер фиксированной волны должен быть настроен передатчик или приемник для работы на частоте 4000 кГц?

$$N_{\text{фв}} = \frac{4000}{25} = 160.$$

2. Определить частоту передатчика при настройке его на фиксированную волну  $N$  178,4.

$$f = 25 \cdot 178,4 = 4460 \text{ кГц.}$$

Для быстрого определения частоты по заданному номеру фиксированной волны можно преобразовать последнее выражение в более удобное для расчета:

$$f_{\text{кГц}} = \frac{N_{\text{фв}}}{4} \cdot 100.$$

В этом случае приходится оперировать с меньшими числами, так как процесс умножения на 100 сводится к простому прибавлению двух значащих цифр после запятой.

Проследим это на последнем примере:

$$f = \frac{178,4}{4} \cdot 100 = 44,6 \cdot 100 = 4460 \text{ кГц.}$$

### 4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

Проверку работы агрегатов электрооборудования и радиооборудования производить от аэродромного источника электроэнергии. Если таковой отсутствует, работу электроприборов и электрооборудования можно проверить при питании от бортового аккумулятора, а радиооборудования — при работающем двигателе. В цепи реле аккумулятора и аэродромного питания установлены селеновые вентили, исключающие возможность подключения аккумулятора и аэродромного питания к электросети самолета при неправильной полярности.

В полете нужно периодически контролировать работу источников электроэнергии по показаниям амперметра (на самолете Як-12Р вольтамперметра). При положении стрелки влево от нуля происходит подзаряд аккумулятора, при отклонении ее вправо от нуля — разряд, что говорит о перегрузке генератора или его неисправности.

Перегрузка генератора является следствием повышенного потребления тока в какой-либо неисправной цепи электросети самолета. Поочередным выключением отдельных потребителей нужно найти и выключить неисправную цепь.

В случае отказа генератора на нагрузку на аккумулятор следует как можно более снизить, оставив включенными только оперативные потребители электроэнергии (приборы, АНО и т. п.).

Автоматическое выключение какого-либо АЗС свидетельствует



о неисправности агрегата или его цепи. Нельзя принудительно удерживать АЗС во включенном положении, так как это может вызвать загорание проводов электросети.

## 5. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРИБОРНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

**Авиагоризонт АГК-47Б.** Если авиагоризонт не был заарретирован, то перед запуском или непосредственно после запуска его нужно заарретировать, а затем снова разарретировать. Авиагоризонт начинает работать устойчиво не ранее, чем через 5 мин. после включения питания.

**Указатель скорости, высотомер и вариометр.** При полете в условиях возможного обледенения включать обогрев приемника воздушных давлений.

В случае его обледенения обогрев выключать нельзя. Режим полета при этом контролируется по авиагоризонту, высотомеру, вариометру и режиму работы двигателя. Если отмечаются ненормальности в работе высотомера и вариометра, переключить статическую проводку в положение «Кабина», при этом следует иметь в виду, что показания приборов будут выше, чем при питании от приемника воздушных давлений.

## ГЛАВА X

# ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ МАТЕРИАЛЬНОЙ ЧАСТИ, ИХ ПРИЧИНЫ И СПОСОБЫ УСТРАНЕНИЯ

## 1. ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ АИ-14Р

Признак неисправности	Возможная причина неисправности	Способ устранения неисправности
1. Для проворачивания воздушного винта требуются большие усилия.	1. В нижних цилиндрах скопилось масло и бензин.	1. Вывернуть свечи на цилиндрах № 4-5-6-7, отвернуть пробки на всасывающих трубах цилиндров № 5 и 6 и, провернув на 3-4 оборота винт, слить скопившееся масло и бензин.
	2. Двигатель плохо прогрет перед запуском.	2. Подогреть двигатель до температуры головок цилиндров 30-40°C. Винт должен легко проворачиваться от руки.
2. При нажатии на кнопку запуска двигателя воздушный винт не проворачивается.	1. Мало давление воздуха в бортовом баллоне.	1. Зарядить бортовой баллон от аэродромного до давления 50 кг/см <sup>2</sup> .
	2. Негерметичность пусковой системы.	2. Выявить и устранить все неплотности в пусковой системе.
	3. Неправильная регулировка распределителя сжатого воздуха.	3. Правильно установить золотник распределителя.
3. Воздушный винт проворачивается сжатым воздухом, но мотор не запускается.	1. Велико или мало начальное открытие дросельной заслонки.	1. Установить дросельную заслонку в положение, соответствующее 700-900 об/мин.
	2. Недостаточная предварительная заливка двигателя горючим.	2. Защприцевать горючее в двигатель заливочным шприцем.

Признак неисправности	Возможная причина неисправности	Способ устранения неисправности
	3. Чрезмерная предельная заливка двигателя горючим.	3. Провернуть винт на 3—4 оборота против хода при полностью открытом дросселе и повторить запуск.
	4. Замаслились или отсырели свечи.	4. Вывернуть свечи, промыть в бензине и просушить.
	5. Не работает пусковая катушка.	5. Проверить проводку, устранить неисправность.
4. Двигатель дает вспышки, вырабатывает заливку и глохнет.	1. Высотный корректор установлен в положении «ОСТ».	1. Установить высотный корректор в положение «Н».
	2. В горючее попала вода.	2. Слить конденсат из отстойника.
	3. Неправильный зазор в прерывателях магнето или замасливание прерывателей.	3. Отрегулировать зазоры до 0,25—0,35 мм, очистить и промыть прерыватели.
	4. Плохо подогрет двигатель.	4. Подогреть двигатель.
	5. Засорение бензофильтра.	5. Промыть бензофильтр.
5. При запуске воздушный винт дает несколько оборотов против хода.	1. Двигатель слишком нагрет.	1. Охладить двигатель.
	2. Велико опережение зажигания.	2. Уменьшить угол опережения зажигания.
6. Двигатель глохнет при переходе на малый газ.	1. Неправильная регулировка винта упора малого газа.	1. Отрегулировать винтом упора открытие дросселя.
	2. Неправильная регулировка качества смеси на малом газе.	2. Отрегулировать иглой малого газа качество смеси на малом газе.
7. «Стрельба» в карбюратор на малом газе.	1. Большое начальное открытие дроссельной заслонки при запуске.	1. Прикрыть заслонку.
	2. Двигатель работает на бедной смеси.	2. Обогащать смесь винтом малого газа.
	3. Подсосы во всасывающей системе.	3. Устранить подсосы во всасывающей системе.
8. Мало или отсутствует давление масла при запуске двигателя.	1. Неисправность манометра.	1. Заменить манометр.
	2. Закупорка дренажной трубки маслобака.	2. Продуть дренажную трубку.
	3. Замерзание масла в магистрали к манометру.	3. Подогреть трубопровод.
	4. Воздушная пробка в магистрали подвода масла к насосу.	4. Устранить воздушную пробку.

Признак неисправности	Возможная причина неисправности	Способ устранения неисправности
	5. Неправильная регулировка редукционного клапана маслонасоса или попадание под седло клапана посторонней частицы.	5. Отрегулировать редукционный клапан. Убедиться в отсутствии посторонних частиц.
	6. Чрезмерное разжижение масла бензином.	6. Заменить масло и проверить, нет ли подтеканий в кране разжижения.
2. При работе двигателя	1. Двигатель недостаточно прогрет или переохлажден.	1. Прогреть двигатель до температуры головок цилиндров не ниже 120°C.
1. Плохая приемистость двигателя.	2. Бедная смесь на малом газе.	2. Отрегулировать качество смеси на малом газе.
2. Двигатель работает с перебоями или тряской.	1. Повреждение или замасливание свечей.	1. Заменить дефектные свечи. Промыть свечи в бензине и просушить. Выяснить причину замасливания свечей и устранить ее.
	2. Попадание воды или масла в распределительную колодку магнето.	2. Удалить воду или масло из распределительной колодки.
	3. Повреждение проводников зажигания или некачественное их крепление.	3. Заменить поврежденные провода, проверить их крепление к свечам.
	4. Неправильно установлен прерыватель магнето.	4. Установить зазор 0,25—0,35 мм.
	5. Неплотное прилегание клапанов газораспределения.	5. Установить зазоры между роликом рычага и штоком клапана 0,3—0,4 мм.
	6. Высотный корректор смещен в сторону обеднения смеси.	6. Установить высотный корректор в положение нормально «Н».
	7. Бедная смесь.	7. Обогащать смесь.
	8. Богатая смесь.	8. Обеднить смесь.
	9. Попадание воды в бензин.	9. Слить воду из бензоотстойника.
	10. Низкое давление бензина, колебание давления бензина.	10. Отрегулировать давление бензина 0,2—0,5 кг/см².
	11. Обледенение диффузора карбюратора.	11. Отрегулировать подогрев воздуха, входящего в карбюратор (+8, +12°C).

Признак неисправности	Возможная причина неисправности	Способ устранения неисправности
	12. Замерзание конденсата в трубопроводах дренажной системы бензобаков. 13. Засорение бензофильтров. 14. Не сбалансирован воздушный винт или неправильно установлены его лопасти.	12. Продуть трубопроводы дренажной системы. 13. Очистить бензофильтры. 14. Проверить балансировку винта с коком, проверить крепление, установку и биение лопастей.
3. Перегрев масла.	1. Засорение сот маслорадиатора снаружи. 2. Застыло масло в маслорадиаторе (зимой). 3. Мало масла в маслобаке. 4. Плохое качество масла, вспенивание масла.	1. Промыть соты. 2. Отогреть радиатор. При температурах наружного воздуха —15°C и ниже устанавливать затенитель фронта маслорадиатора. 3. Залить нормальное количество масла в бак. 4. Заменить масло.
4. Двигатель не развивает полной мощности.	1. Перетяжен воздушный винт. Неправильно установлены лопасти или отрегулирован Р-2. 2. Застывание масла во втулке винта. 3. Велико или мало опережение зажигания. Неисправности системы зажигания. 4. Неудовлетворительная регулировка карбюратора или заедание иглы. 5. Засорение пылеулавливающей сетки и сетки карбюратора. 6. Слишком велики или малы зазоры между роликом рычага и штоком клапана. 7. Неправильно установлены фазы газораспределения.	1. Проверить установку лопастей воздушного винта, регулировку Р-2. 2. Отогреть втулку винта. 3. Установить опережение зажигания в соответствии с техническими условиями. Проверить свечи, проводку и магнето. 4. Проверить регулировку карбюратора, плавность хода иглы. 5. Очистить и промыть сетки. 6. Установить зазоры между роликом рычага и штоком клапана 0,3—0,4 мм. 7. Проверить фазы газораспределения.
6. Плохая откачка масла.	1. Засорение или закупорка откачивающей магистрали.	1. Проверить откачивающую магистраль (фильтр маслоотстойни-

Признак неисправности	Возможная причина неисправности	Способ устранения неисправности
	2. Чрезмерное разжижение масла бензином, некондиционное масло.	ка, трубопроводы, маслорадиатор). 2. Заменить масло, промыть масломагистраль.

## II. ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ САМОЛЕТОВ

### 1. Воздушная система

1. Быстрое падение давления в системе на стоянке самолета.	1. Негерметичность системы. Наиболее вероятными причинами негерметичности являются: а) коррозия конуса и гнезда крана сети, б) разрушение пружины или резинового золотника обратного клапана у прямооточного фильтра или редукционного клапана на 25 кг/см <sup>2</sup> .	1. Устранить негерметичность в системе:  а) устранить коррозию или заменить кран, б) заменить пружины, заменить золотники.
2. Мало давление в системе при работающем двигателе.	1. Закрыт кран сети. 2. Разрушение шланга воздушной системы на участке от компрессора до отстойника. 3. Неправильная регулировка редукционного клапана. 4. Поломка пружины редукционного клапана. 5. Неисправность компрессора.	1. Открыть кран сети. 2. Заменить шланг.  3. Отрегулировать редукционный клапан на 50 + 5 кг/см <sup>2</sup> . 4. Заменить пружину. 5. Заменить компрессор.
3. Велико давление в системе при работающем двигателе.	1. Неправильная регулировка редукционного клапана.	1. Отрегулировать редукционный клапан на 50 + 5 кг/см <sup>2</sup> .
4. Слишком быстрый или слишком медленный выпуск или уборка закрылков.	1. Неправильная регулировка.	1. Увеличить или уменьшить отверстия в демпферах, установленных на штуцере уборки у крана закрылков и на каждом штуцере цилиндра управления закрылками. Время выпуска закрылков от 0 до 40° должно составлять 5—10 сек., подъема от 0 до 40° — 10—15 сек.
5. Выпуск и уборка закрылков происходят рынками.	1. Плохая смазка сальника цилиндра.	1. Смазать сальник цилиндра.



Признак неисправности	Возможная причина неисправности	Способ устранения неисправности
	2. Надиры на внутренней поверхности цилиндра управления закрылками.	2. Заменить цилиндр управления закрылками.
	<b>2. Тормозная система</b>	
1. Недостаточно эффективное торможение колес.	1. Мало давление воздуха в тормозной системе. 2. Неправильно установлены колеса.	1. Отрегулировать клапан ПУ-6 на $6 \text{ кг/см}^2$ . 2. Установить колеса таким образом, чтобы их вращение соответствовало направлению стрелок, нанесенных с внутренней стороны колеса.
2. Недостаточно эффективная работа тормозных устройств лыж.	1. Неправильно отрегулирован клапан Пу-6. 2. Примерзание тормозных скоб к полозу вследствие набивания снега и льда во внутреннюю полость лыж.	1. Отрегулировать клапан ПУ-6 на $12 \text{ кг/см}^2$ . 2. Очистить от снега и льда внутреннюю полость лыж. При необходимости поднять самолет на подъемниках, прогреть тормозной механизм и опробовать его работу.
	<b>3. Управление самолетом</b>	
1. Слишком тугий ход ручки и педалей управления самолетом. 2. Слишком легкий ход ручки и педалей управления самолетом.	1. Велико натяжение тросов управления самолетом. 2. Мало натяжение тросов управления самолетом.	Отрегулировать натяжение тросов тандерами. Натяжение троса считается нормальным, если ролик, на котором лежит трос, вращается от руки без значительных усилий и при движении троса проворачивается без скольжения. Регулировка натяжения тросов производится при установке самолета в линию полета.
	<b>4. Шасси</b>	
1. Недостаточно жесткая амортизация шасси. Выпирание щитков шасси за обводы фюзеляжа.	1. Вытяжка резиновых колец амортизации шасси.	1. Заменить резиновые кольца амортизации шасси.

Признак неисправности	Возможная причина неисправности	Способ устранения неисправности
Крен самолета при стоянке на ровной площадке. 2. Слишком жесткая или слишком мягкая обратная амортизация основного шасси.	1. Неудовлетворительная регулировка демпферов обратной амортизации.	1. Произвести регулировку демпферов шасси. Для этого установить иглу демпфера в положение, обеспечивающее перемещение ноги шасси из верхнего положения в нижнее под действием веса колеса, в течение 12—18 сек. При регулировке демпферов самолет должен быть вывешен, а амортизационные кольца и предохранительный трос — сняты.
3. Обратная амортизация шасси при посадке и на рулении происходит рынками, иногда сопровождающимися хлопками.	1. Воздушные пробки во внутренней полости демпферов обратной амортизации.	1. Устранить воздушные пробки во внутренней полости демпферов. Устранить негерметичность агрегата.
4. Неудовлетворительная амортизация хвостовой установки, что приводит к появлению трещин и разрушениям промежуточной фермы крепления костьной установки к фюзеляжу (самолет Як-12Р)	1. Большая усадка и растрескивание резиновых пластин амортизатора хвостовой установки.	1. Заменить некачественные резиновые пластины. Произвести ремонт фермы хвостовой установки.
1. Самопроизвольное прикрывание лепестков жалюзи в полете.	<b>5. Управление двигателем</b> 1. Разработка внешнего обода жалюзи. Люфты в системе управления жалюзи.	1. Устранить разработки и люфты.

Приложение 1.

ПЕРЕЧЕНЬ ОСНОВНЫХ ГОТОВЫХ ИЗДЕЛИЙ,  
УСТАНОВЛИВАЕМЫХ НА САМОЛЕТ Як-12М

Наименование	Тип устанавли- ваемого изделия	Количество на самолет	Примечание
<b>I. Силовая установка</b>			
1. Двигатель с агрегатом	АИ-14Р	1	
2. Воздушный винт	В-530-Д11	1	
3. Регулятор оборотов винта	Р-2	1	
4. Компрессор	АК-50М	1	
5. Генератор	ГСК-1500М	1	
6. Пожарный кран	630400	1	
7. Заливной шприц	740400	1	
8. Бензиномер	гот. изд.	2	
9. Маслорадиатор	ВМС-04		
<b>II. Приборы контроля работы силовой установки</b>			
1. Тахометр электрический	ТЭ-45	1	
2. Трехстрелочный указатель	ЭМИ-3К	1	
3. Термометр головок цилин- дров	ТЦТ-9	1	
4. Термометр подогрева кар- бюратора	ТУЭ-48	1	
5. Мановакуумметр	МВ-16	1	
<b>III. Пилотажно-нави- гационное оборудование</b>			
1. Указатель скорости	УС-35	1	
2. Указатель высоты	ВД-12 или ВД-10	1	
3. Магнитный компас	КИ-11 или КИ-12	1	
4. Гирополукомпас	ГПК-48	1	
5. Вариометр	ВР-10	1	
6. Авиагоризонт	АГК-47Б	1	
7. Часы	АВРМ	1	
8. Приемник воздушного да- вления	типа 954	1	
9. Преобразователь	ПАГ-1Ф	1	
10. Термометр наружного воз- духа	ГОСТ 2537-44	1	
11. Термометр внутрикабин- ный	ТВ-45	1	

Наименование	Тип устанавли- ваемого изделия	Количество на самолет	Примечание
12. Вольтметр	А-1	1	
13. Амперметр	В-1	1	
14. Колодка	74К	1	
<b>IV. Радиооборудование</b>			
1. Радиостанция	РСНУ-3М	1	
2. Радиокompас	АРК-5	1	
3. Преобразователь	ПО-500	1	
<b>V. Светотехническое оборудование</b>			
1. Фара посадочная с лам- пой на 220 ватт	ФС-155	1	
2. Бортовые огни	БАНО-45	1	1 зеленый 1 красный
3. Хвостовой огонь	ХС-39	1	
4. Плафон	П-39	1	
5. Арматура УФО	АРУФОШ-45	2	
6. Арматура ночного освеще- ния	КЛСРК-45	1	
7. Лампа	УФО-4А	2	
8. Лампа шаровая	26Х5СМ-15	2	
9. Лампа	СМ-22	2	
10. Лампа	СМ-30	1	
11. Лампа шаровая	26Х5СМ-29	1	
<b>VI. Электрооборудование</b>			
1. Регуляторная коробка	РК-1500Р	1	
2. Сетевой фильтр	СФ-3000Р	1	
3. Аккумулятор	12-САМ-28	1	
4. Переключатель магнето	ПМ-1	1	
5. Пусковая катушка	КП-4716	1	
6. Штепсельная розетка	47К	1	
7. Разъемная колодка	73К	2	
8. Индивидуальный разъем	ИР-1	14	
9. Индивидуальный разъем	ИР-2	2	
10. Концевой выключатель	ВК2-140-В1	1	
11. Выключатель	В-45	3	
12. Автомат защиты сети	АЗС-10	1	
13. Автомат защиты сети	АЗС-6	3	
14. Автомат защиты сети	АЗС-5	6	
15. Автомат защиты сети	АЗС-2	4	
16. Кнопка	5КС	2	
17. Кнопка	205КС	2	
18. Кран разжижения	772	1	
19. Реостат	РИК-49	1	
20. Реостат	РУФО-48	2	
21. Фильтр	Ф14А	1	
22. Электроклапан	ЭК-48МАН	1	
23. Штепсельная розетка аэро- дромного питания	ШРА-250ЛК	1	
24. Штепсельный разъем	ШР28У2Н17	1	
25. Разъемная колодка	74К	3	

Наименование	Тип устанавли- ваемого изделия	Количество на самолет	Примеча- ние
26. Инерционный предохра- нитель	ИП-50	1	
27. Контактёр	К-50Д	2	
28. Реле	РП-2	5	
29. Селеновый вентиль из 2-х шайб	ВС-25-8	2	
30. Вольтметр переменного тока	ЭВ-46	1	
31. Разъёмная колодка	75К	2	
32. Инерционный плавкий пре- дохранитель	ИК-35	1	
33. Блок защиты	БЗ-20	4	
34. Плавкая вставка	ПВ-2	4	
VII. Оборудование шасси и воздушной системы			
1. Колеса шасси основные	595 × 185	2	Облегченного типа
2. Колесо хвостовое	255 × 110	1	
3. Клапан	ПУ-6 (ПУ-7)	1	
4. Дифференциал	Д-1 (ПУ-8)	1	
5. Прямоточный фильтр	57685	1	
6. Фильтр-отстойник	ФТ-9900	1	
7. Зарядный бортовой шту- цер	3509С	1	
8. Кран закрылков	625300	1	
9. Вентиль угловой	652200-19	1	
10. Манометр	МВ80М	1	
11. Лыжи основные	—	2	
12. Лыжа хвостовая	—	1	
VIII. Вспомогательное оборудование			
1. Стеклоочиститель	АС-2	1	Длина валика 420 мм
2. Пистолет сигнальный	СПШ-2	1	
3. Теневое стекло	с автомашин «Москвич» без арматуры	1	
4. Зеркало	5 × 50 × 100	1	В пассажир- ском варианте
5. Термос	—	1	
6. Аптечка самолетная (без медикаментов)	гот. изд.	1	
7. Переносная дамба	ПД-36	1	
8. Огнетушитель	тип ОУ	1	
	гот. изд. Р7518-40		
9. Утка	гот. изд.	1	
10. Пояльник	»	1	
11. Носилки	»	1	
12. Аптечка специальная	»	1	
13. Ремни для крепления но- силок	»	1	

**СПИСОК КОМПЛЕКТА НАЗЕМНОГО И ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО  
ОБОРУДОВАНИЯ И ЧЕХЛОВ, ПРИКЛАДЫВАЕМЫХ К КАЖДОМУ  
САМОЛЕТУ Як-12М**

Наименование	№ чертежа	Колич. на 1 са- молет	Примечание
1. Чехлы на крылья		1 кт	
2. Чехлы на хвостовое оперение		1 кт	
3. Чехол на двигатель и кабину летний	P9206-00	1 кт	
4. Чехол на двигатель зимний	P9207-00	1 шт	
5. Чехол на винт	P9201-00	1 шт	
6. Чехол на трубку ПВД	P9202-00	1 шт	
7. Чехол на фару	P9203-00	1 шт	
8. Чехлы на колеса шасси и хвостовое колесо	P9205-00	1 кт	
9. Чехол на АРК-5	T7185-00	1 шт	
10. Чехлы на РСНУ-3М	T7186-00 T7187-00	1 кг	
11. Чехол-одеяло на маслорадиатор	P6204-00	1 шт	
12. Чехол на мачту антенны		1 шт	
13. Струбцина для элерона	P694/096	1 кт	
14. Струбцина на руль высоты	P694/091	1 кт	На борт с-та
15. Струбцина для руля поворота	P694/095	1 шт	
16. Воронка для зарядки бензобака	P694/090	1 шт	
17. Воронка с насадкой для маслосаба и суфлера двигателя	P694/089	1 шт	В ящик № 2
18. Кружка-ведро на 6 литров	894/024	1 шт	одиноч. к-та
19. Колодки под колеса шасси	P694/097	1 кт	На борт с-та
20. Трубы подогрева двигателя	P694/098	1 кт	
21. Подфюзеляжный козелок для подъема самолета	P694/099	1 шт	На 3 с-та
22. Козелок под хвост самолета	P694/094	1 шт	На 3 с-та
23. Козелок под крыло	P694/100	1 кт	На 3 с-та
24. Лестница-стремянка	P694/093	1 шт	
25. Тросы швартовочные	P694/092А	1 кт	
26. Швартовка хвостовая	P694/102	1 шт	На борт с-та



Наименование	№ чертежа	Колич. на 1 са- молет	Примечание
27. Приспособление для съема подшипника колеса . . .	P694/113	1 шт	В ящик № 2 оди- ночи. к-та на 2 с-та
28. Тавотница со шлангом .	696/061	1 шт	Комплектуется с бортиinstrу- ментом
29. Переносная лампа со шнуром . . . . .		1 шт	Комплектуется с бортиinstrумен- том. Гот. изд.
30. Гибкий бронешланг . .	696/003	1 шт	Комплектуется с бортиinstrумен- том
31. Переходник с редуктором для зарядки пневматиков	696/038	1 кт	На 2 с-та, ком- плектуется с бортиinstrумен- том
32. Приспособление с манометром МВ-12 для замера давления в тормозной системе . . . . .	P696/229	1 шт	На 3 с-та
33. Площадка в фюзеляж са- молета для монтажа рам- ки АРК . . . . .	P694/242	1 шт	На 3 с-та
34. Чехол на мягкий пасса- жирский диван . . . . .		1 шт	На каждый с-т
Для сельскохозяйственного варианта			
35. Загрузочная воронка . .	M694/117	1 шт	
36. Загрузочные мешки . . .	M694/118	2 шт	
37. Загрузочный совок . . .	M694/116	1 шт	
38. Заправочный пистолет . .	M7210-00	1 шт	
39. Диафрагменный насос со шлангами . . . . .	M7211-00	1 шт	
40. Подставка для бункера .	M694/119	1 шт	
41. Ящик для тоннеля опы- лителя с тягами . . . . .		1 шт	
42. Ящик для дозировщика с гайкой и хомутом . . . .	695/175	1 шт	
43. Ящик для установки верх- него ветряка . . . . .	695/008	1 шт	
44. Ящик для вады с мешал- ками . . . . .		1 шт	
45. Ящик для ветряка с на- сосом и с тягами . . . . .		1 шт	
46. Ящик для труб с крон- штейнами . . . . .		1 шт	
47. Ящик для заправочного насоса, пистолета и шлан- гов . . . . .		1 шт	
48. Стремянка разборная . .		1 шт	

## АЗБУКА МОРЗЕ

## Буквы

А . —	Р . — .
Б — . . .	С . . .
В . — —	Т —
Г — — .	У . . —
Д — . .	Ф . . — .
Е .	Х . . . .
Ж . . . —	Ц — . — .
З — — . .	Ч — — — .
И . .	Ш — — — —
Й . — — —	Щ — — . —
К — . —	Э . . — . .
Л . — . .	Ю . . — —
М — — —	Я . — . —
Н — .	Ь — . . —
О — — —	Ы — . — —
П . — — .	

## Цифры

1 . — — — —	6 — . . . .
2 . . — — —	7 — — . . .
3 . . . — —	8 — — — . .
4 . . . . —	9 — — — — .
5 . . . . .	0 — — — — —

# СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дробышевский Г. А., Глазков В. В., Свикацкий С. К., Кириченко Г. С., Лотоцкая О. Г., Петрухин С. П., Дельцов А. М. Временное руководство по летной эксплуатации самолетов Як-12М и Як-12Р с мотором АИ-14Р и винтом В-530-Д11. Редиздат Аэрофлота, 1955 г.
2. Глазков В. В., Свикацкий С. К., Лотоцкая О. Г., Журавлев П. В., Петрухин С. П. Временный регламент технического обслуживания самолетов Як-12М и Як-12Р с мотором АИ-14Р и винтом В-530-Д11. Редиздат Аэрофлота, 1955 г.
3. Смолин В. А. Аэродинамика самолета Як-12. Редиздат Аэрофлота, 1956 г.
4. Асатурьян Т. Б., Гуревич М. И. Самолетовождение. Редиздат Аэрофлота, 1955 г.
5. Глазков В. В. Эксплуатация самолетов Як-12Р и Як-12М зимой. Гражданская авиация, 1955 г.
6. Глазков В. В. Самолет Як-12М. Гражданская авиация, 1955 г.
7. Шкляров Н. В., Пейко Я. Н., Мочек Д. Ф. Самолет Ли-2 (справочник для экипажа). Редиздат Аэрофлота, 1955 г.
8. Гуров Н. М. Самолетный генератор ГСК-1500 и регуляторная коробка РК-1500А. Редиздат Аэрофлота, 1948 г.
9. Временные инструкции по эксплуатации самолетов Як-12М и Як-12Р, мотора АИ-14Р, винта В-530-Д11. Заводы-изготовители.
10. Отчеты ГосНИИ ГВФ по испытаниям самолетов Як-12М и Як-12Р.

# ОГЛАВЛЕНИЕ

## Глава I

## ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ И КОНСТРУКЦИЯ САМОЛЕТОВ Як-12М И Як-12Р

1. Краткие сведения . . . . .	5
Геометрические и общие данные . . . . .	—
Летные характеристики . . . . .	6
Самолет Як-12М в сельскохозяйственном варианте . . . . .	7
Аэродинамические характеристики . . . . .	8
Регулировочные данные . . . . .	—
Весовые данные . . . . .	10
Данные емкостей . . . . .	—
2. Сведения по конструкции самолетов Як-12М и Як-12Р . . . . .	11
Конструкция фюзеляжа . . . . .	—
Конструкция крыла . . . . .	14
Конструкция предкрылка . . . . .	16
Конструкция закрылка . . . . .	—
Конструкция элерона . . . . .	—
Конструкция хвостового оперения . . . . .	—
Конструкция шасси самолета . . . . .	18
Колеса шасси . . . . .	20
Тормозные лыжи . . . . .	22
Хвостовая установка . . . . .	24
Управление самолетом . . . . .	27
Управление рулем высоты . . . . .	—
Управление элеронами . . . . .	30
Управление рулем поворота . . . . .	—
Управление триммером руля высоты . . . . .	31
Управление закрылками . . . . .	32
Управление хвостовым колесом . . . . .	—
Управление тормозами . . . . .	33
Управление клапаном ПУ-6 . . . . .	34
Управление дифференциалом Д-1 . . . . .	—
3. Силовая установка . . . . .	35
Рама двигателя . . . . .	—
Капот двигателя : : . . . . .	—
Воздухоприемник карбюратора . . . . .	37
Выхлопной коллектор . . . . .	—
Управление двигателем . . . . .	—
4. Маслосистема . . . . .	39
5. Система разжижения масла бензином . . . . .	42
6. Бензосистема . . . . .	—
7. Воздушная система . . . . .	44
Система запуска двигателя . . . . .	46
Управление цилиндром закрылков . . . . .	—
Управление тормозами колес . . . . .	47
8. Оборудование самолета . . . . .	49

Стр.

	Стр.
Система обогрева кабины	49
Вентиляционная система	—
Противообледенительная система стекла фонаря пилота	50
Сельскохозяйственная аппаратура	—
9. Основные конструктивные отличия самолета Як-12М от самолета Як-12Р и цель произведенных доработок	52

## Глава II

### ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ И КОНСТРУКЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ АИ-14Р И ЕГО АГРЕГАТОВ

1. Основные данные двигателя АИ-14Р	54
Режимы работы двигателя	55
Температура головок цилиндров	—
Система питания топливом	—
Система смазки	—
Газораспределение	56
Характеристики двигателя	—
2. Сведения по конструкции двигателя АИ-14Р	—
Картер	—
Коленчатый вал	61
Редуктор	63
Поршень	64
Цилиндр	65
Механизм газораспределения	66
Нагнетатель и его привод	68
Смазка двигателя и циркуляция масла	69
Приводы агрегатов	70
3. Конструкция и работа агрегатов двигателя АИ-14Р	72
Бензиновый насос 702М	—
Конструкция бензинового насоса	—
Работа бензинового насоса	—
Регулировка давления бензина	74
Карбюратор	75
Конструкция карбюратора	76
Работа карбюратора	77
Регулировка карбюратора	78
Воздушный компрессор АК-50М	—
Конструкция компрессора	—
Работа компрессора	81
Магнето	82
Конструкция магнето	—
Работа магнето	84
Регулировка магнето	85
Масляный насос	86
Конструкция масляного насоса	—
Регулировка давления масла	—
Регулятор оборотов Р-2	88
Генератор ГСК-1500М	89
4. Основные конструктивные отличия двигателя АИ-14Р 3-й серии от двигателя АИ-14Р 2-й серии и цель произведенных доработок	90

## Глава III

### ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ И КОНСТРУКЦИЯ ВИНТА В-530-Д-11. ДАННЫЕ СПЕЦОБОРУДОВАНИЯ

1. Данные винта	93
2. Конструкция винта	—
3. Работа механизма изменения шага винта	95

	Стр.
4. Данные спецоборудования	96
Радиооборудование	—
Электрооборудование	97
Потребители электроэнергии	100
Приборное оборудование	—

## Глава IV

### ПОДГОТОВКА САМОЛЕТОВ К ПОЛЕТУ

1. Заправка самолетов	101
2. Определение расхода горючего в полете	102
3. Вес и центровка самолета	104
Определение положения центра тяжести самолета	105
Весы и моменты конструкции самолета в различных вариантах	—
Типовые варианты загрузки и центровки самолета Як-12М	106
4. Предполетный осмотр и проверка материальной части и оборудования самолета	109
5. Запуск, прогрев, опробование и остановка двигателя	110
Подготовка к запуску двигателя	—
Запуск двигателя	111
Прогрев двигателя	112
Опробование двигателя	—
Остановка двигателя	113

## Глава V

### ВЫПОЛНЕНИЕ ПОЛЕТА

1. Руление	114
2. Взлет	116
3. Набор высоты	119
4. Горизонтальный полет	120
5. Спущение	121
6. Посадка	122
7. Уход на второй круг	124
8. Некоторые особые случаи в полете	125
9. Полеты ночью	—

## Глава VI

### ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТОВ

1. Пассажирский вариант	127
2. Санитарный вариант	128
3. Учебный вариант	—
4. Грузовой вариант	—
5. Сельскохозяйственный вариант	129
6. Выполнение полета на самолете Як-12М в сельскохозяйственном варианте	130
Поведение самолета на минимальных скоростях полета	132
Производство сельскохозяйственных работ	—
Регулировка сельскохозяйственной аппаратуры	134
Регулировка управления опрыскивателем	—
Регулировка управления опрыскивателем	135

## Глава VII

### ЭКСПЛУАТАЦИЯ МАТЕРИАЛЬНОЙ ЧАСТИ

1. Эксплуатация маслосистемы	136
Возможные неисправности маслосистемы и рекомендации	—
2. Эксплуатация бензосистемы	138



Пользование высотным корректором	139
Возможные неисправности бензосистемы и рекомендации	140
3. Эксплуатация воздушной системы	—
Возможные неисправности воздушной системы и рекомендации	141
4. Эксплуатация жалюзи капота и системы подогрева воздуха	142
Возможные неисправности жалюзи капота и системы подогрева воздуха и рекомендации	—
5. Эксплуатация отопительной системы	143
6. Эксплуатация вентиляционной системы	—
7. Эксплуатация противопожарного оборудования	—

## Глава VIII

## ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТОВ В УСЛОВИЯХ НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР

1. Подготовка самолета к зимней эксплуатации	145
2. Подогрев двигателя перед запуском	146
3. Запуск, прогрев, опробование и остановка двигателя	147
4. Разжижение масла	148
5. Особенности работы двигателя на разжиженном масле	149
6. Эксплуатация самолета и двигателя	—

## Глава IX

## ЭКСПЛУАТАЦИЯ СПЕЦОБОРУДОВАНИЯ

1. Эксплуатация радиооборудования самолета Як-12М на земле	153
Проверка радиооборудования от аэродромного источника	—
Проверка радиооборудования при работающем двигателе	—
Проверка работы радиооборудования самолета Як-12Р	154
Проверка радиооборудования от аэродромного источника	—
Проверка радиооборудования при работающем двигателе	155
2. Эксплуатация радиооборудования в полете	156
Полет на приводную радиостанцию с применением автоматического радиоконуса АРК-5 и радиополукомпаса РПКО-10М	—
Пассивный полет на радиостанцию	—
Активный полет на радиостанцию	157
Полет от радиостанции с помощью АРК	158
Контроль пути по дальности (предвычисленным пеленгам)	—
Использование радиополукомпаса РПКО-10М в качестве отметчика	161
Использование передатчика радиостанции РСН-6К через щиток управления РПКО-10М	—
3. Порядок перевода волн в метры, килогерцы и номера фиксированных волн	162
4. Эксплуатация электрооборудования	163
5. Эксплуатация приборного оборудования	164

## Глава X

## ВОЗМОЖНЫЕ НЕИСПРАВНОСТИ МАТЕРИАЛЬНОЙ ЧАСТИ, ИХ ПРИЧИНЫ И СПОСОБЫ УСТРАНЕНИЯ

1. Возможные неисправности двигателя АИ-14Р	165
II Возможные неисправности самолетов	169
Приложение 1	172
Приложение 2	175
Азбука Морзе	177

Редактор А. Я. Рогов.

Техн. редактор А. И. Петров.

Г-42095.

Подписано к печати 30/VIII-58 г.

Зак. РИО 375.

Формат 60 × 92<sup>1/16</sup>.

Печ. л. 11,5 + 5 вкл.

Продаже не подлежит

Тип. РИО ГУГВФ. Зак. 151.