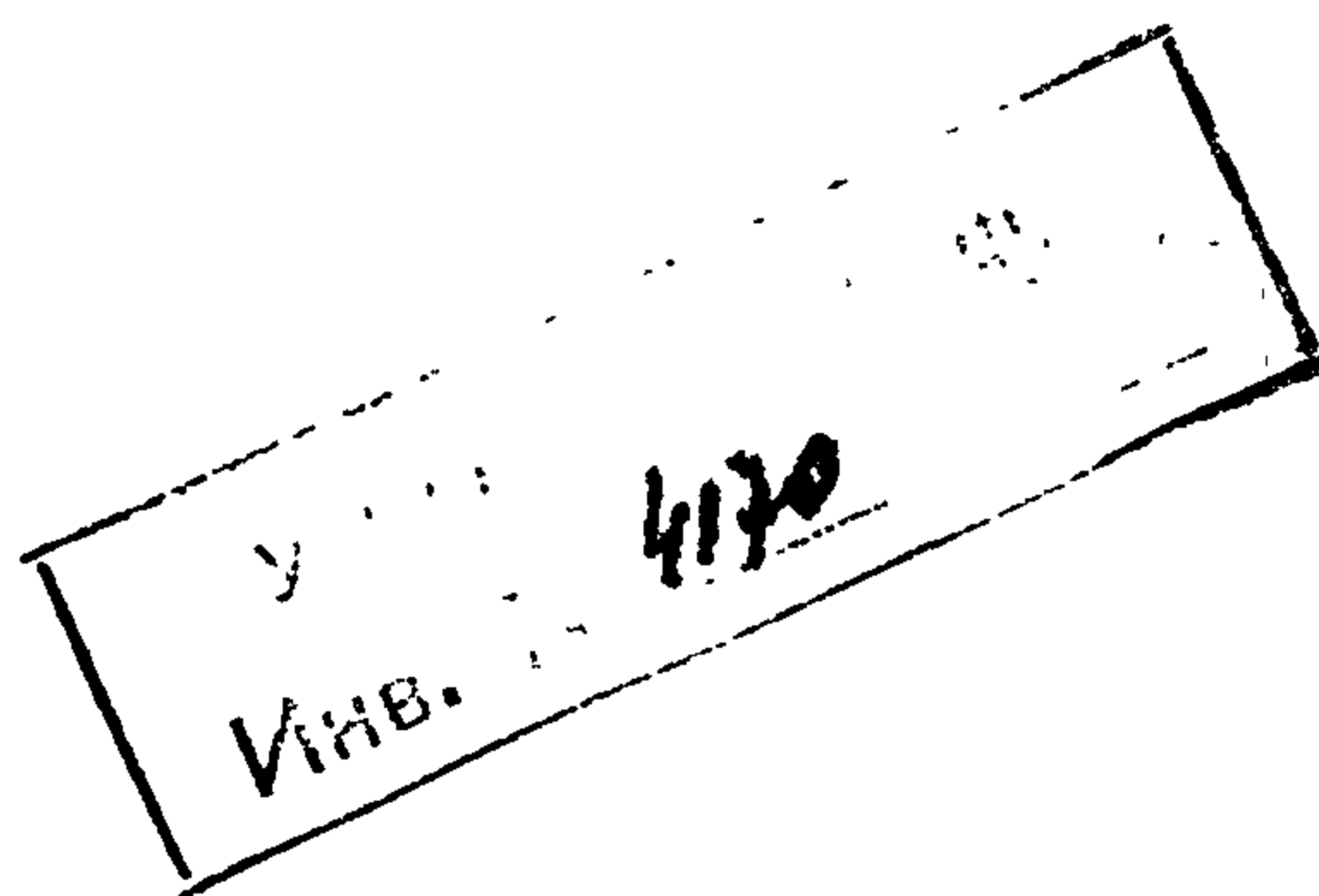


ГЛАВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ГРАЖДАНСКОГО ВОЗДУШНОГО ФЛОТА  
ПРИ СОВЕТЕ МИНИСТРОВ СОЮЗА ССР.

---

УВАРОВ Н. А.

# САМОЛЕТЫ Як-12Р и Як-12М С МОТОРОМ АИ-14Р и ВИНТОМ В-530



РЕДАКЦИОННО-ИЗДАТЕЛЬСКИЙ ОТДЕЛ АЭРОФЛОТА

МОСКВА

1958

## ЧАСТЬ ПЕРВАЯ

# КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТОВ Як-12Р и Як-12М

---

## Г л а в а I. ХАРАКТЕРИСТИКА И ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ

### ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Многоцелевой самолет Як-12Р конструкции главного конструктора А С Яковлева может быть использован для перевозки почты и грузов, как санитарный самолет и как пассажирский самолет для местных воздушных линий Самолеты Як-12Р, имеющие двойное управление, используются в качестве учебных

По конструктивной схеме самолет Як-12Р представляет собой одномоторный подкосный высокоплан

На самолете установлен четырехтактный двигатель воздушного охлаждения АИ-14Р конструкции главного конструктора А Г Ивченко с номинальной мощностью 220 и взлетной 260 л с, работающий на топливе Б-70

Двигатель имеет 9 цилиндров, расположенных звездообразно в одной плоскости, и редуктор с передаточным числом 0,787, понижающий обороты винта Двигатель невысотный, но снабжен нагнетателем для создания наддува на взлетном и номинальном режимах, а также для равномерного распределения смеси по цилиндрам

Капот двигателя состоит из двух дуралюминовых крышек (верхней и нижней), которые соединяются четырьмя стяжными замками

Воздушный винт В-530 — изменяемого шага прямой схемы с регулятором постоянных оборотов Р-2 Лопasti винта изготовлены из сосновых планок и дельта-древесины

Ферменный фюзеляж самолета Як-12Р сварен из стальных труб Опа-лубка фюзеляжа из дуралюмина, обшивка — из полотна АМ-100.

В передней части фюзеляжа размещена кабина с двумя креслами и двумя откидными сиденьями Кресло пилота регулируется по высоте

В кабине самолета можно перевозить трех пассажиров Кабина имеет 3 двери, из которых две входные (правая и левая) и одна специальная грузовая (с левого борта) для загрузки багажа и носилок с больными Для улучшения обзора фонарь кабины застеклен органическим стеклом спереди, с боков и сверху

Крыло состоит из двух отъемных частей с подкосами Каркас крыла дуралюминовой конструкции, обшивка — из полотна АМ-100 за исключением носка, нижней хвостовой части, бакового отсека и законцовки, обшитых листовым дуралюмином По всему размаху консоли установлен фиксированный дуралюминовый предкрылок Элероны и закрылки щелевого

типа с дуралюминовым каркасом и полотняной обшивкой, носки элеронов и закрылков имеют дуралюминовую обшивку

Хвостовое оперение расчалочно-подкосного типа имеет дуралюминовый каркас, полотняную обшивку, два дуралюминовых подкоса и четыре расчалки. Носки рулей, киля и стабилизатора обшиты листовым дуралюмином. На руле высоты установлены триммеры, управляемые в полете из кабины самолета.

Триммеры руля поворота и элеронов могут регулироваться только на земле.

Имеется стопор ручки управления рулем высоты и элеронами.

В управлении рулем поворота установлен пружинный цилиндр, который стремится поставить педали в нейтральное положение.

Неубирающееся шасси самолета Як-12Р состоит из двух самостоятельно работающих пространственных ферм с резиновой шнуровой амортизацией, гидравлическими демпферами обратного хода и баллонами низкого давления размером  $595 \times 185$  мм.

Хвостовая установка самолета Як-12Р имеет резиновую пластинчатую амортизацию и колесо размером  $255 \times 110$  мм с авиационной арочного типа.

Управление рулем высоты, поворота, элеронами и триммерами руля высоты тросовое. Тросы управления заделываются в наконечники путем обжата последних. Управление закрылками, тормозами колес и запуск мотора производится с помощью сжатого воздуха.

Масляный бак емкостью 16,5 л установлен на противопожарной перегородке.

В консолях крыла размещены два бензиновых бака общей емкостью 180 л ( $2 \times 90$  л).

Имеются бензиномеры, по которым можно определить количество бензина как на земле, так и в полете.

Электрическая сеть самолета питается от генератора ГС-10-350М и аккумуляторной батареи 12-А-10.

Бортовая электросеть выполнена по однопроводной системе.

На самолете установлены радиостанция, радиополукомпас, электрический авиагоризонт АГК-47Б, посадочная фара ФС-155 и необходимое оборудование для ночных полетов.

На левом переднем стекле фонаря кабины установлен стеклоочиститель АС-2 для удаления со стекла водяных брызг, снега и льда. Лед со стекла удаляется при работе стеклоочистителя и одновременной подаче спирта. Для спирта имеется бачок емкостью 1,5 л.

Предусмотрен обогрев бортовых часов и приемника воздушных давлений.

Вентиляция кабины осуществляется с помощью двух выдвижных заборников воздуха, расположенных на потолке кабины. Кроме того, при надобности, приток свежего воздуха в кабину можно увеличить, открывая сдвижные стекла, установленные в дверях кабины.

В отопительном устройстве самолета для повышения температуры в кабине используется тепло выхлопных газов двигателя.

Верхние поверхности крыла, горизонтального оперения, фюзеляжа, капота двигателя, боковые поверхности фюзеляжа, вертикального оперения, внешние поверхности обтекателей шасси окрашены аэролаком второго покрытия АГТ-4 защитного цвета.

Нижние поверхности крыла, горизонтального оперения, фюзеляжа, капота двигателя, внутренние поверхности обтекателей шасси окрашены аэролаком второго покрытия АГТ-16 голубого цвета.

Кроме самолетов Як-12Р, в подразделениях ГВФ имеются самолеты Як-12М, которые являются модификацией самолетов Як-12Р.

Самолет Як-12М может быть использован в качестве пассажирского,

грузового, санитарного, учебного и сельскохозяйственного. В сельскохозяйственном варианте на самолет Як-12М может быть установлен бак для химикатов емкостью 470 л, опылитель с микродозировщиком или опрыскиватель. Кроме того, самолет Як-12М можно установить на поплавки. Фюзеляж имеет дополнительные узлы для крепления стержней поплавкового шасси.

Полетный вес самолета Як-12М увеличен до 1500 кг, а вес конструкции составляет 1026 кг. В связи с увеличением полетного веса на самолете Як-12М усилены фюзеляж, подкосы крыла и шасси.

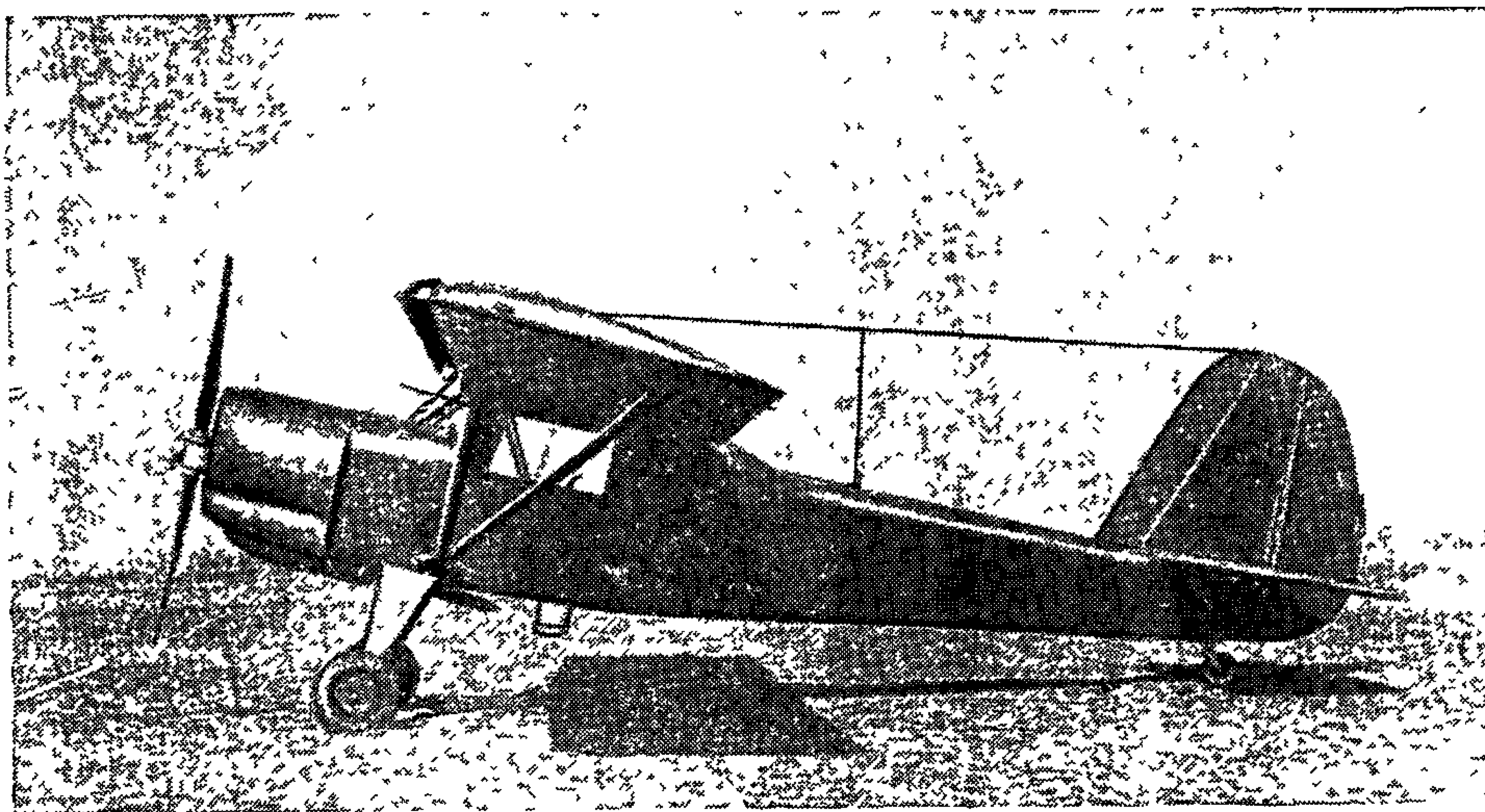


Рис 1 Общий вид самолета Як-12Р

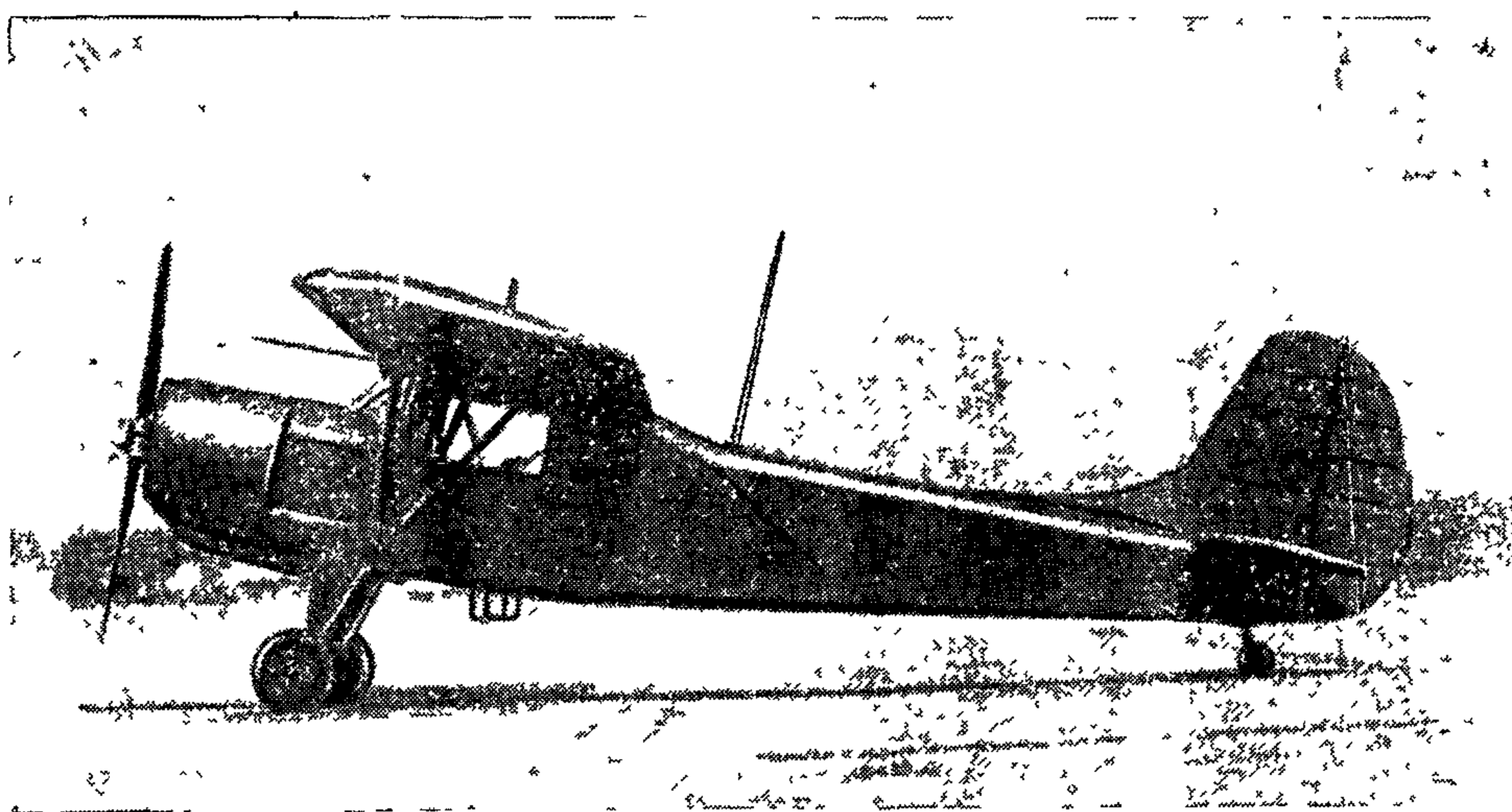


Рис 2 Общий вид самолета Як-12М

По внешнему виду самолет Як-12М (рис 1 и 2) отличается от Як-12Р тем, что имеет антенну радиокompаса и более плавный переход от киля к фюзеляжу (форкиль).

Пассажирский самолет Як-12М вместо откидных сидений имеет для двух пассажиров мягкий диван со спинкой.



Кроме того, имеются следующие изменения на самолете Як-12М (по сравнению с Як-12Р)

1. Установлена другая радиостанция и радиокompас (вместо радиополукомпас).
2. Предусмотрено взлетное положение закрылков, равное  $20^\circ$

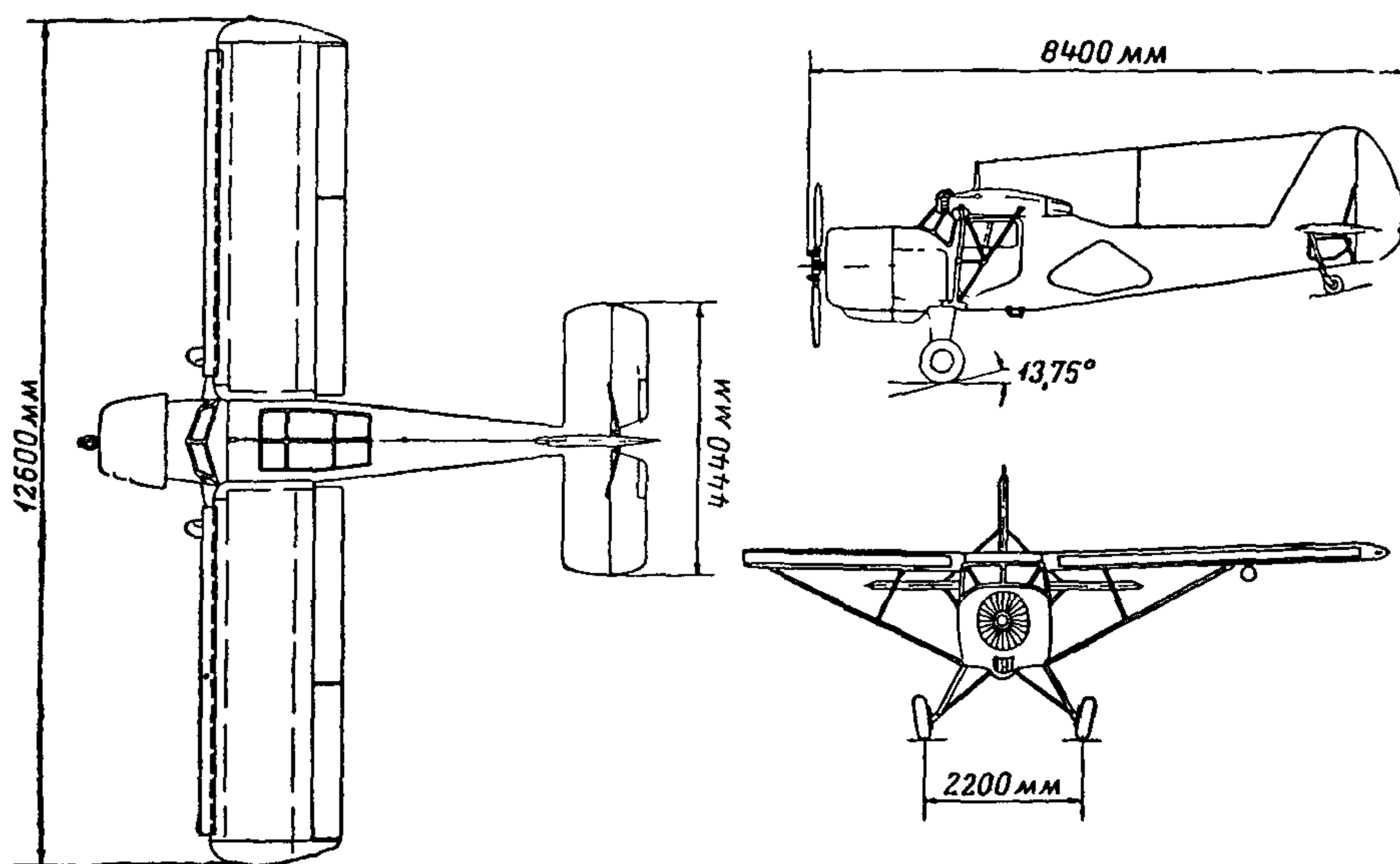


Рис 3 Схема самолета Як-12Р

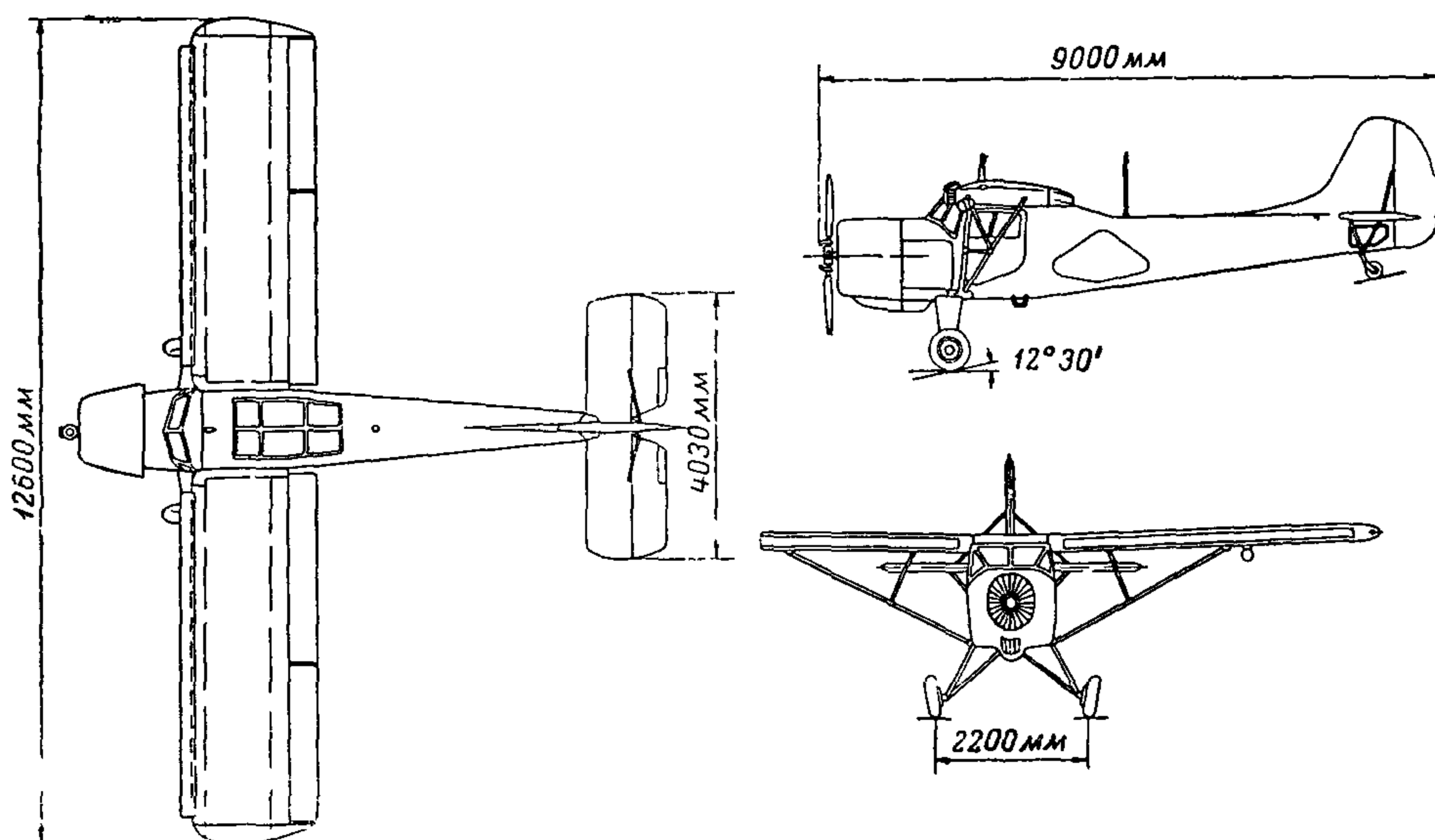


Рис 4 Схема самолета Як-12М

- 3 Установлен масляно-пневматический амортизатор костыля
- 4 Добавлены две расчалки крепления стабилизатора и увеличена база крепления его передних узлов к фюзеляжу
- 5 В связи с установкой генератора ГСК-1500М изменено расположение двух верхних стержней моторамы
- 6 Емкость маслобака увеличена до 25 л

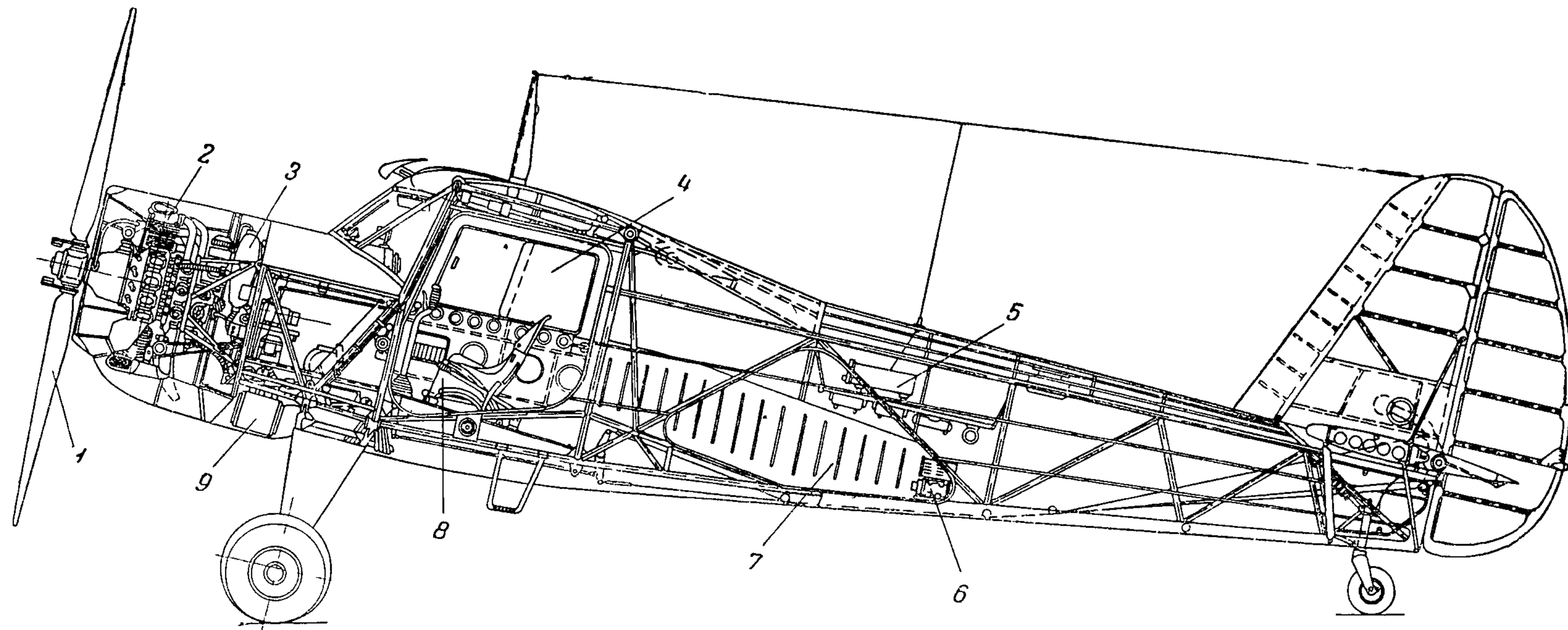


Рис 5 Компоновка самолета Як-12Р  
 1—воздушный винт 2—двигатели, 3—маслобак, 4—кабина пилота и пассажиров 5—радиостанция, 6—аккумулятор, 7—грузовая дверь  
 8—кресло пилота, 9—маслорадиатор

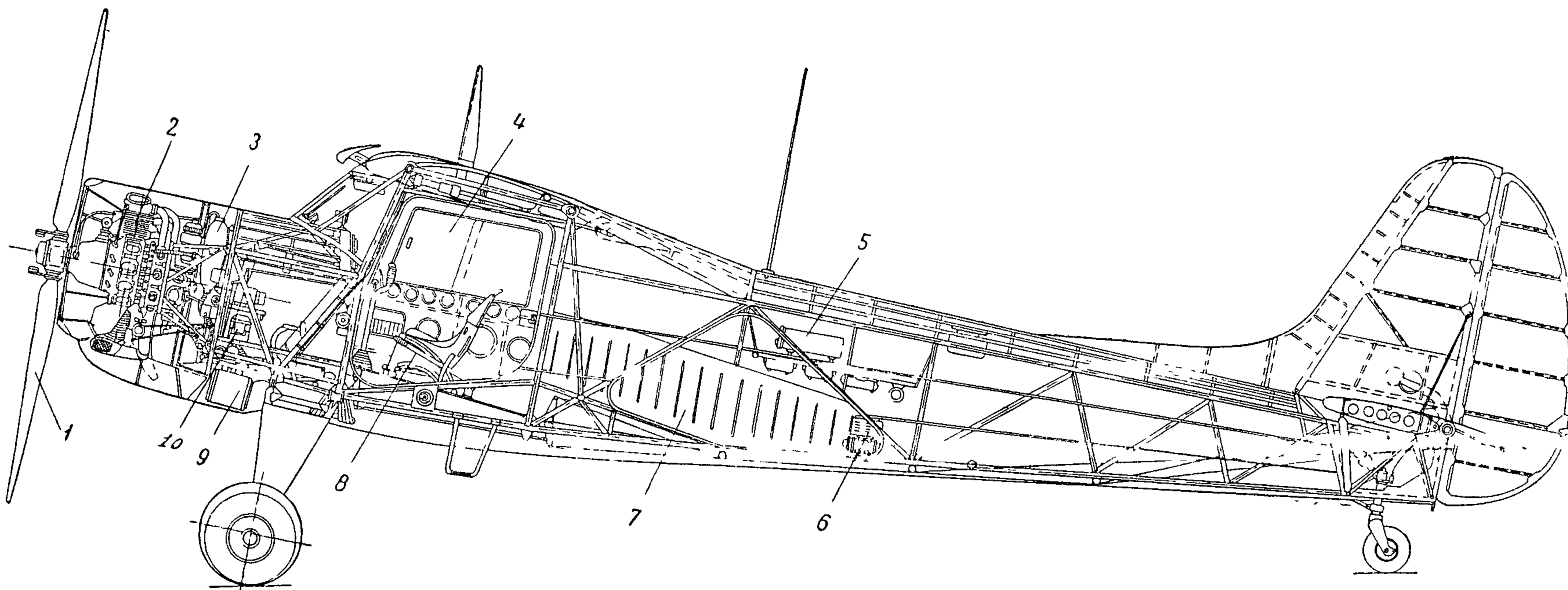


Рис 6 Компонировка самолета Як-12М

1—воздушный винт, 2—двигатель, 3—маслобак, 4—кабина пилота и пассажиров,  
 5—приемник радиокompаса, 6—преобразователь ПО-250, 7—грузовая дверь, 8—кресло  
 пилота, 9—маслорадиатор, 10—аккумулятор

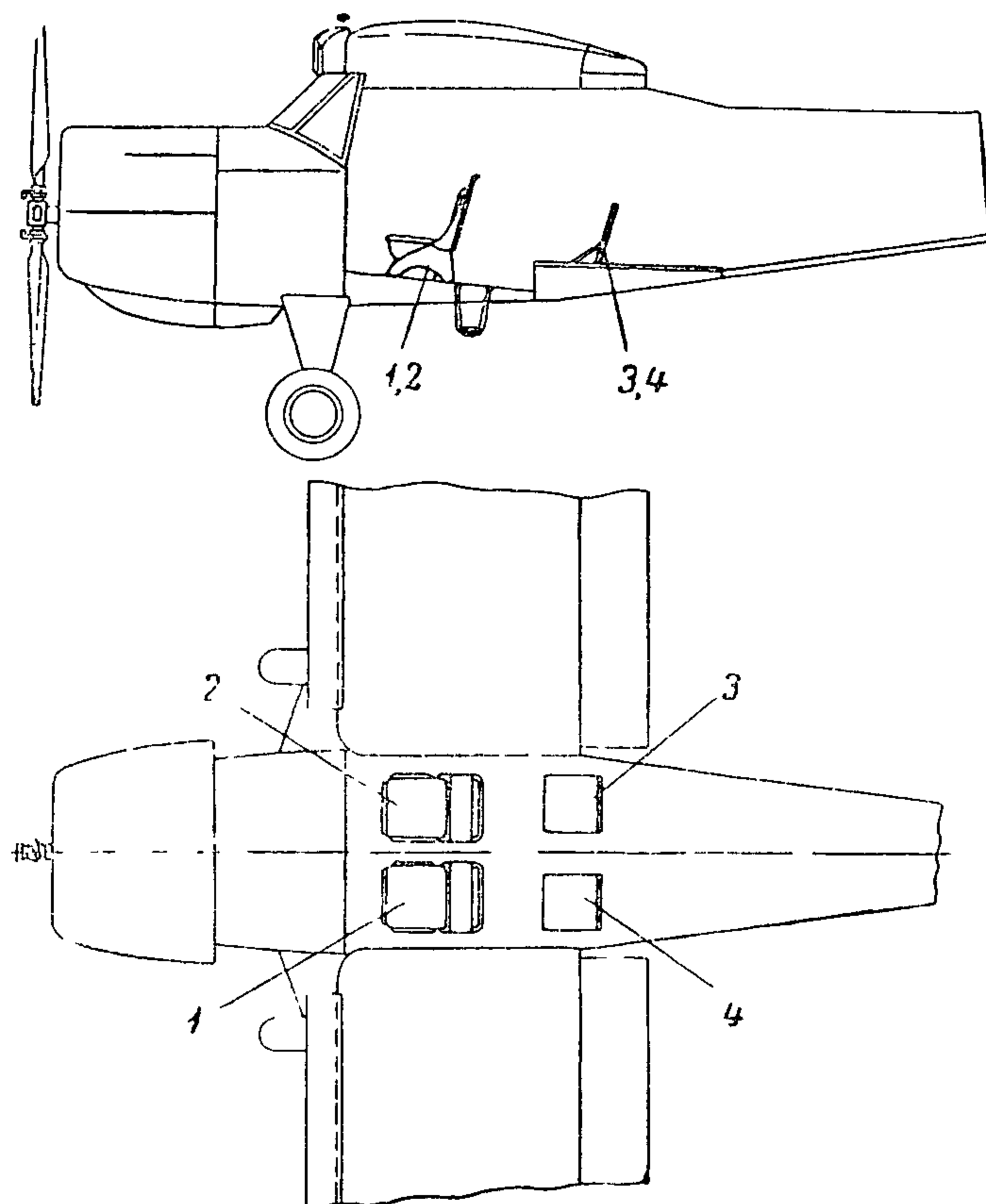


Рис 7 Схема расположения кресел и сидений на самолете Як-12Р

1—кресло пилота, 2—кресло пассажира, 3 и 4—сиденья пассажиров

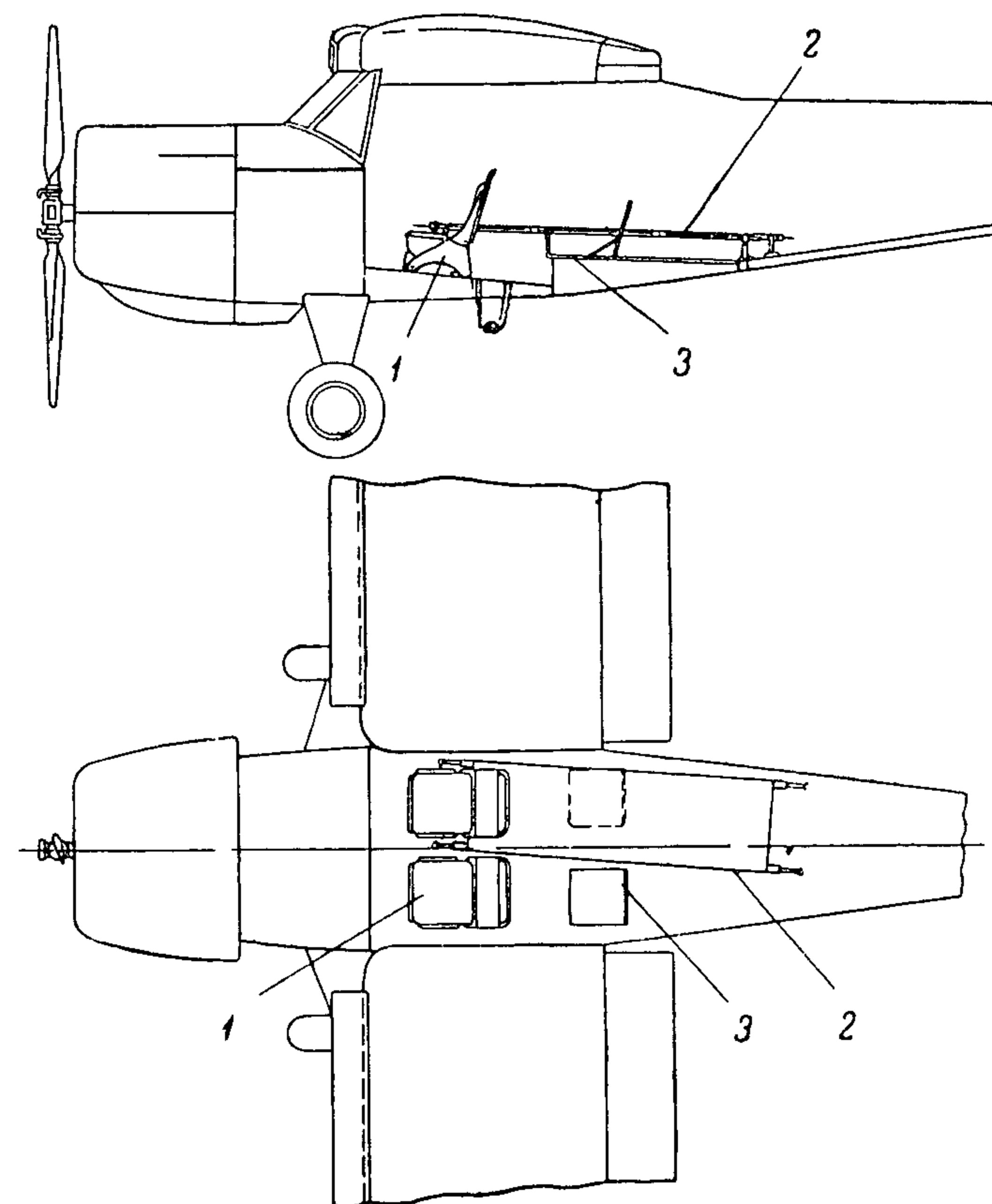


Рис 8 Схема расположения носилок в санитарном варианте самолетов Як-12Р и Як-12М

1—кресло, 2— носилки, 3— сиденье

- 7 Уменьшена площадь горизонтального и вертикального оперения
- 8 Установлена аккумуляторная батарея 12 САМ-28 вместо 12-А-10
- 9 Для замера давления на всасывании двигателя установлен мановакуумметр МВ-16

10. Установлен кран переключения статической проводки на кабину в случае отказа статической проводки приемника воздушных давлений

11 Фюзеляж удлинен на 600 мм

До января 1957 г самолеты Як-12М окрашивались так же, как и самолеты Як-12Р, а с января 1957 г самолеты Як-12М покрываются перхлорвиниловыми эмалями

На рис 3 показана схема самолета Як-12Р, а на рис 4 — схема самолета Як-12М

На рис 5 и 6 показаны компоновки самолетов Як-12Р и Як-12М, на рис 7, 8 и 9 — схемы расположения сидений, кресел и носилок

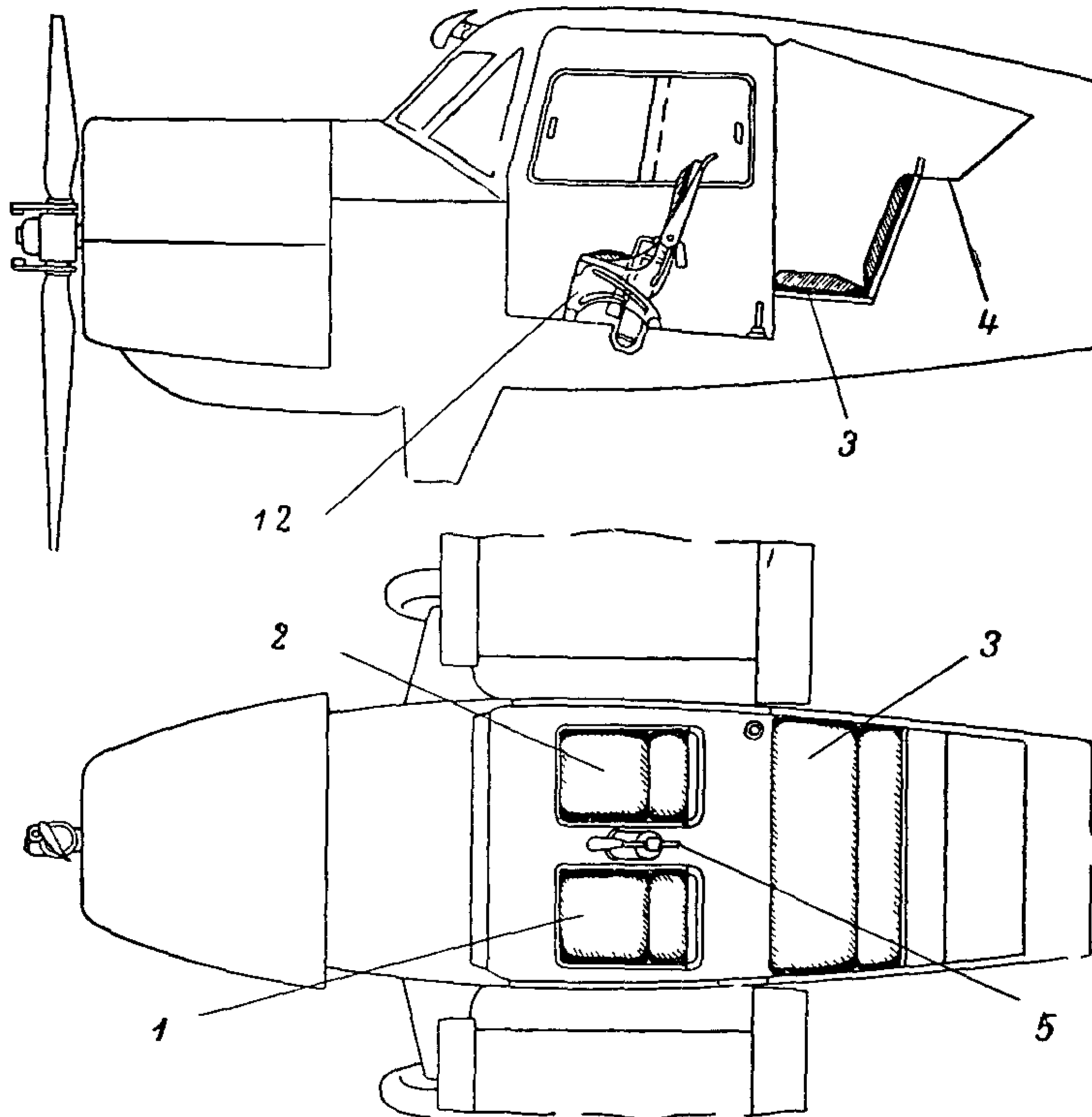


Рис 9 Схема расположения сидений и дивана в пассажирском варианте самолета Як-12М

1—кресло пилота, 2—кресло пассажира, 3—диван, 4—полка для багажа, 5—огнетушитель

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

Условное обозначение	Як-12Р	Як-12М
Длина самолета в линии полета, м	8,4	9
Высота самолета, м	3,12	3,12
Расстояние от конца лопасти винта до земли		
а) в линии полета, мм	260	260
б) на стоянке, мм	495	492
Стояночный угол самолета, °	13,75	12,5
Нагрузка на м <sup>2</sup> крыла, кг/м <sup>2</sup>	54,5	62,44
Нагрузка на 1 л с, кг/л с	5,9	6,8

## ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТОВ Як-12Р и Як-12М

	Як-12Р	Як-12М
Максимальная скорость у земли, км/час	181	178
Скороподъемность у земли на номинальном режиме двигателя, м/сек	4,5	4
Время набора высоты (в минутах)		
500 м	2	2,3
1000 м	4	4,8
2000 м	9	10,8
Практический потолок, м	4600	4000
Время набора практического потолка, мин	40	36
Скорость отрыва, км/час	60	80
Длина разбега, м	80	150
Длина взлетной дистанции до набора высоты 25 м, м	300	500
Посадочная скорость, км/час	55	75
Длина пробега с применением закрылков и тормозов, м	100	220
Дальность полета на высоте 500 м при полной заправке баков, полном выгорании горючего, скорости по прибору 140 км/час и 1550 об/мин, км	750	670
Примечания 1 Скороподъемность определялась при 2050 оборотах в минуту, полном открытии дросселя и закрытом высотном корректоре двигателя		
2 Максимальную скорость полета во избежание флаттера не следует допускать выше, км/час	245	245

## ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТОВ

Крыло	Як-12Р	Як-12М
Профиль крыла	Кларк УН	Кларк УН
Удлинение	6,65	6,65
Относительная толщина профиля, %	11	11
Максимальная вогнутость профиля, %	2,6	2,6
Площадь крыла с прижатым предкрылком, м <sup>2</sup>	23,86	23,86
Размах крыла, м	12,6	12,6
Длина средней аэродинамической хорды с учетом предкрылка, мм	2000	2000
Поперечное V крыла, °	2	2
Угол установки крыла, °	3,5	3,5

### Предкрылок

Тип предкрылка	Фиксированный	Фиксированный
Площадь одного предкрылка по проекции на внешнюю хорду, м <sup>2</sup>	1,177	1,177
Размах предкрылка, м	5,261	5,261

### Элерон

Площадь элерона, м <sup>2</sup>	1,166	1,166
Размах элерона, м	2,455	2,455

### Закрылок

Площадь закрылка, м <sup>2</sup>	1,402	1,402
Размах закрылка, м	2,964	2,964
Угол отклонения закрылков при взлете, °	40	20
Угол отклонения закрылков при посадке, °	40	40

### Горизонтальное оперение

Площадь горизонтального оперения, м <sup>2</sup>	5,135	4,52
Размах, м	4,44	4,03
Площадь стабилизатора, м <sup>2</sup>	2,34	2,01
Площадь руля высоты, м <sup>2</sup>	2,795	2,51
Площадь одного триммера руля высоты, м <sup>2</sup>	0,0935	0,102
Поперечное V горизонтального оперения, °	0	0

Угол установки стабилизатора относительно строительной горизонтальной самолета, °	—2	—1,45
Угол стреловидности горизонтального оперения °	0	0

### Вертикальное оперение

Площадь вертикального оперения, м²	2,27	2,18
Площадь киля, м²	1,34	1,25
Площадь руля поворота, м²	0,93	0,93
Угол установки киля, °	0	0
Угол стреловидности вертикального оперения, °	0	0

### Фюзеляж

Длина, м	6,52	7,12
Ширина, м	1,23	1,23
Высота, м	1,56	1,56
Размеры входной двери		
высота, мм	1010	1010
ширина, мм	1020	1020
Размеры грузовой двери		
высота, мм	770	770
ширина, мм	1460	1460

### Шасси

Ширина колеи шасси, м	2,2	2,2
База, м	5,8	6,4
Размеры основных колес, мм	595×185	595×185
Размеры хвостового колеса, мм	255×110	255×110
Длина основной тормозной лыжи, мм	2250	2250
Ширина основной тормозной лыжи, мм	370	370
Высота передней части лыжи, мм	150	150
Высота задней части лыжи, мм	100	100

### Емкости

Бензиновых баков, л	2×90	2×90
Масляного бака, л	16,5	25
Бака для спирта, л	1,5	1,5
Бака для химикатов в сельскохозяйственном варианте, л	—	470
Баллона воздушной системы, л	6	6
Маслорадиатора, л	3,5—4	3,5—4

## ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ

### А Самолет Як-12Р

Загрузка	Пассажирский		Санитар- ный
	при двух пассажи- рах	при трех пассажи- рах	
Взлетный вес, кг	1305	1305	1305
Вес пустого самолета, кг	904	904	904
Полезная нагрузка, кг	401	401	401
Пилот кг	80	80	80
Пассажиры, кг	160	240	—
Больной на носилках с учетом веса носилок, кг	—	—	94
Больной с сопровождающим медицинским работником, кг	—	—	160
Багаж кг	16	21	8
Бензин, кг	135	50	50
Масло кг	19	10	9
Центровка, в % САХ	35,4	37,7	38,1
Центровка при посадке (15 кг горючего и 5 кг масла)	34,9	37,8	38,1



Примечания 1 Вес пустого самолета и центровка приведены для самолетов без сошника и проводки к нему

2 При перевозке на самолете Як-12Р груза следует располагать его применительно к настоящему варианту перевозки пассажиров или руководствоваться имеющейся на борту самолета таблицей размещения грузов по секциям пола

Б Самолет Як-12М

Загрузка	Пассажирский		Санитар- ный
	при двух пассажи- рах	при трех пассажи- рах	
Взлетный вес, кг	1500	1500	1500
Вес пустого самолета, кг	1026	1026	1014
Полезная нагрузка, кг	474	474	486
Пилот, кг	80	80	80
Пассажиры, кг	160	240	—
Больной на носилках с учетом веса носи- лок, кг	—	—	94
Больной с сопровождающим медицинским ра- ботником, кг	—	—	160
Багаж кг	16	24	8
Груз, кг	34	—	—
Бензин, кг	170	116	130
Масло, кг	14	14	14
Центровка, в % САХ	36,4—37,8	37,8	37,6
Центровка при посадке (10 кг горючего и 7 кг масла)	36—37,5	37,7	37,5

Примечания 1 Взлетный вес сельскохозяйственного самолета Як-12М дол-  
жен быть не более 1450 кг

2 Багаж размещен за сиденьями пассажиров, а груз—на переднем сиденье рядом с летчиком или на заднем сиденье вместо пассажира

3 Вес пустого грузового самолета на 12 кг меньше веса пустого пассажирского за счет разницы в весах оборудования кабин При перевозке груза на самолете Як-12М следует располагать его применительно к приведенным вариантам перевозки пассажи-  
ров или руководствоваться имеющейся на борту самолета таблицей размещения грузов

В Диапазон центровок на самолетах Як-12Р и Як-12М

Варианты самолетов	Центровка, %САХ	
	предельно- передняя	предельно- задняя
1 Самолет Як-12Р (пассажирский, грузовой, санитарный и учебный)	33,1	39,8
2 Самолет Як-12М (пассажирский, грузовой, санитарный и учебный)	29,2	40,8
3 Самолет Як-12М сельскохозяйственный		
а) с опыливателем	30,8	41,9
б) с опрыскивателем	29,9	41,1

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ДАННЫЕ

	Як-12Р	Як-12М
Давление воздуха в цилиндрах тормозных колес, кг/см <sup>2</sup>	6	6
Проверка производится с помощью манометра МВ-12 На каждые 3 самолета дается манометр МВ-12 с двумя шлан- гами		
Давление воздуха в пневматиках колес		
а) 595 × 185 мм	1,5	2,5
б) 255 × 110 мм	1,5	2,5

Проверка производится манометром ШГ-2, который прикладывается к каждому самолету		
Осадка пневматиков колес (в мм)		
а) 595 × 185 мм	30—40	30—40
б) 255 × 110 мм	10—15	10—15
Давление воздуха в масляно-воздушном амортизаторе хвостовой установки, кг/см <sup>2</sup>		35
Состав смеси, заливаемой в цилиндр масляно-воздушного амортизатора (летом и зимой)		
глицерина, %		70
спирта, %		20
дистиллированной воды, %		10
Количество смеси, см <sup>3</sup>		260
Состав жидкости для промывки воздушного бортового баллона		
раствор едкого натра, %	30	30
раствор соляной кислоты, %	20	20
раствор кальцинированной соды и хромпика (на 100 частей воды 20 частей соды и 6 частей хромпика)	} Для обоих самолетов	
Смазка для клапанных коробок мотора АИ-14Р	НК-50	НК-50
Смазка стопорного механизма хвостовой установки	НК-30, КВ	НК-30, КВ
Смазка оси и подшипников колеса 255 × 110 мм	НК-50 1-13	НК-50 1-13
Смазка для направляющих трубок тросов управления двигателем (зимняя)	ЦИАТИМ-20	ЦИАТИМ-20
Смазка для узлов и шарнирных соединений планера (зимняя)	НК-30	НК-30
Натяжение тросов управления		
рулем высоты, кг	20—30	40—50
рулем поворота, кг	30—40	40—50
элеронами, кг	15—21	40—50
Натяжение лент-расчалок хвостового оперения		
верхних расчалок, кг	210—270	170—230
нижних расчалок, кг	270—330	170—230
дополнительных, кг	—	30—70

РЕГУЛИРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ

Органы управления	Як-12Р		Як-12М	
	в °	мм	в °	мм
Элерон правый и левый				
вверх	23 ± 1	153 ± 6	23 ± 1	153 ± 6
вниз	16 ± 0,5	106 ± 3	16 ± 0,5	106 ± 3
Руль высоты				
вверх	30 ± 2	295 ± 20	30 ± 2	295 ± 20
вниз	20 ± 1	198 ± 10	20 ± 1	198 ± 10
Гриммер руля высоты				
вверх	20	52 ± 4	20 ± 1,5	61 ± 5
вниз	30	72 ± 5	30 ± 2	89 ± 5
Руль поворота				
вправо	25	269 ± 10	25 ± 1	273 ± 11
влево	25	269 ± 10	25 ± 1	273 ± 11
Закрылок правый и левый				
на взлете	40	280 ± 7	20 ± 1	144 ± 7
на посадке	40	280 ± 7	40 ± 1	280 ± 7

Примечание На самолетах Як-12Р и Як-12М при нейтральном положении педалей руль поворота отклонен влево от оси самолета на 3°

## ПЕРЕЧЕНЬ СПЕЦОБОРУДОВАНИЯ

Приборы контроля винтомоторной группы	Як-12Р	Як-12М
Электрический тахометр	ТЭ-45	ТЭ-45
Трехстрелочный моторный индикатор	ЭМИ-3К	ЭМИ-3К
приемник термометра масла	П-1	П-1
приемник манометра масла	П-15Б	П-15Б
приемник манометра бензина	П-1Б	П-1Б
трехстрелочный электрический указатель	УКЗ-1	УКЗ-1
Термометр головок цилиндров	ТЦТ-9	ТЦТ-9
Термометр подопрева карбюратора с приемником	ТУЭ-48	ТУЭ-48
П-1		МВ-16
Мановакуумметр	МВ-80М	МВ-80М
Манометр воздушной системы		
<b>Пилотажно-навигационное оборудование</b>		
Указатель скорости	УС-35	УС-35
Высотомер	ВД-12 или ВД-10	ВД-10
Компас	КИ-11	КИ-11
Вариометр	ВР-10	ВР-10
Часы	АВРМ	АВРМ
Приемник воздушных давлений	Типа 954	Типа 954
Авиагоризонт	АГК-47Б	АГК-47Б
Преобразователь	ПАГ-1Ф	ПАГ-1Ф
Термометр внутрикабинный	ТВ-45	ТВ-45
Термометр наружного воздуха	Спиртовой	Спиртовой
Гиropолукомпас электрический	—	ГПК-48
<b>Светотехническое оборудование</b>		
Фара посадочная	ФС-155	ФС-155
Бортовые огни	БАНО-45	БАНО-45
Хвостовой огонь	ХС-39	ХС-39
Арматура УФО	АРУФОШ-45	АРУФОШ-45
<b>Электрооборудование</b>		
Генератор	ГС-10-350М	ГСК-1500М
Аккумуляторная батарея	12-А-10	12-САМ-28
Регуляторная коробка	РК-12Ф-350	РК-1500Р
Сетевой фильтр	СФ-1А	СФ-3000Р
Вольтамперметр	ВА-040	ВА-3
Вольтметр	—	ЭВ-46 и В-1
Амперметр	—	А-1
Переключатель магнето	ПМ-1	ПМ-1
Пусковая катушка	КП-4716	КП-4716
Пусковая кнопка	П К	ВК-2-140-В-1
Электровоздушный клапан	ЭК-48	ЭК-48
Электромагнитный клапан системы разжижения масла бензином	ЭКР-3	772
<b>Радиооборудование</b>		
Радиостанция	РСИ-6К	„Клен“
Радиокомпас	—	АРК-5
Радиополукомпас	РПКО-10М	—
Преобразователь	—	ПО-500

## ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЯ АИ-14Р

Условное обозначение	АИ-14Р
Система охлаждения	Воздушная
Число цилиндров	9
Расположение цилиндров	Звездообразное в один ряд
Порядок нумераций цилиндров	Против часовой стрелки, если смотреть со стороны задней крышки и считать верхний цилиндр первым
	Главный шатун расположен в цилиндре № 4
Диаметр цилиндра, мм	105
Ход поршня, мм	130
Рабочий объем всех цилиндров, л	10,16

на взлетном режиме . . . . .	Не выше 110
на номинальном режиме . . . . .	Не выше 95
Температура входящего масла °С	
рекомендуемая . . . . .	50—65
минимальная . . . . .	30
максимальная при длительной работе двигателя	Не выше 75
максимально-допустимая в течение не более 15 минут непрерывной работы	Не выше 85
Температура выходящего масла, максимальная, °С	Не выше 125
Удельный расход масла, г/л с ч . . . . .	Не выше 12
Температура головок цилиндров, °С	
рекомендуемая . . . . .	180—210
максимальная при длительной работе	Не выше 230
минимальная для удовлетворительной приемистости	120
максимально допустимая при взлете и подъеме в течение не более 15 мин непрерывной работы	Не выше 240
Магнето	
тип . . . . .	БСМ-9-25°, четырехискровое экранированное
количество . . . . .	2
направление вращения приводов	Левое
передаточное число приводов	1,125
Система и тип проводов зажигания . . . . .	Экранированные коллектор
Свечи	
тип . . . . .	Керамические СД 49С или СД-49СМ
количество на цилиндр . . . . .	2
Регулировка газораспределения в градусах поворота коленчатого вала (по цилиндру № 4)	
начало впуска до ВМТ . . . . .	$20 \pm 4$
конец впуска после НМТ . . . . .	$54 \pm 4$
начало выпуска до НМТ . . . . .	$65 \pm 4$
конец выпуска после ВМТ . . . . .	$25 \pm 4$
Зазоры между роликом коромысла и штоком клапана всасывания и выхлопа в холодном состоянии, устанавливаемые для работы, мм	0,3 — 0,4
Опережение зажигания в градусах поворота коленчатого вала для левого и правого магнето	$30 \pm 2$
Воздушный компрессор	
тип . . . . .	Поршневой, АК-50М
направление вращения привода	Правое
передаточное число привода . . . . .	0,9
Привод счетчика оборотов	
количество мест присоединения . . . . .	1
направление вращения привода	Левое
передаточное число привода . . . . .	0,5
Генератор	
тип . . . . .	ГС-10 350М или ГСК-1500
направление вращения привода	Левое
передаточное число привода . . . . .	2,5
Сухой вес двигателя, кг . . . . .	$192 \pm 2\%$
В сухой вес двигателя не входят веса генератора, компрессора, фланцев выхлопных патрубков и кольца моторной рамы	
Вес масла в двигателе после контрольного испытания кг . . . . .	2,5
Габаритные размеры двигателя, мм	
диаметр . . . . .	$985 \pm 3$
длина . . . . .	$963 \pm 3$
Положение центра тяжести двигателя . . . . .	На продольной оси двигателя на расстоянии 150 мм от плоскости крепления его к кольцу моторамы по направлению к носу двигателя (рис 10)
Система запуска двигателя . . . . .	Сжатым воздухом

Регулировка распределителя сжатого воздуха

При положении поршня цилиндра № 4 в ВМТ (такт сжатия) окно золотника не должно закрывать отверстие подвода воздуха к цилиндру № 2 на  $1 \pm 0,1$  мм

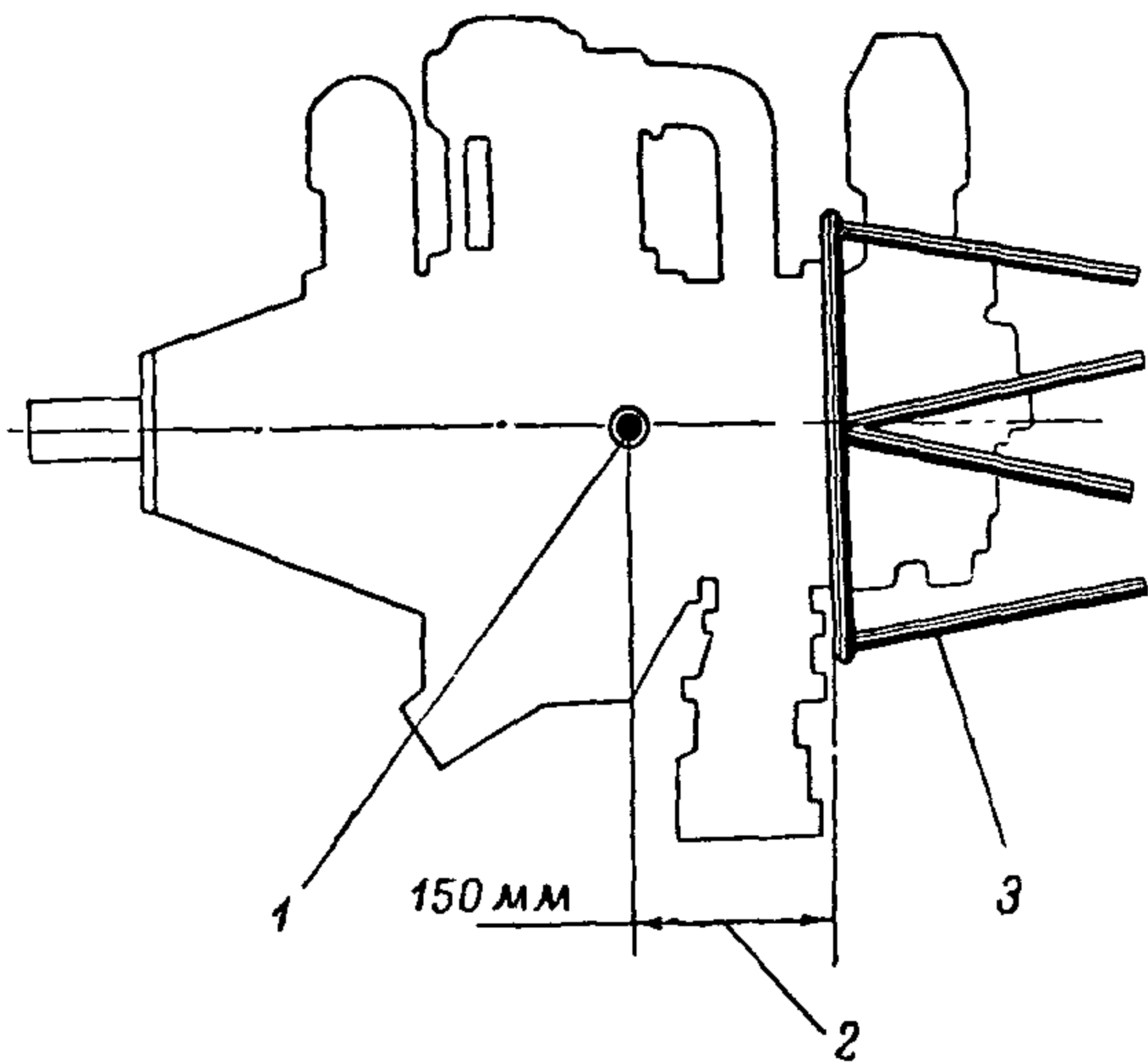


Рис 10 Схема расположения центра тяжести двигателя АИ-14Р

1—центр тяжести двигателя, 2—расстояние от центра тяжести до кольца моторамы, 3—моторама

Срок службы двигателя до первого ремонта, час	500
Межремонтный срок, час	400
Амортизационный срок, час	1600
Примечание Межремонтный срок двигателей 2-й серии, час	200

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ВОЗДУШНОГО ВИНТА И РЕГУЛЯТОРА ОБОРОТОВ

Воздушный винт В-530 Д-11

Тип	Тянущий автоматический изменяемого в полете шага
Принцип действия	Гидроцентробежный
Схема	Прямая
Диаметр, м	2,75
Число лопастей	2
Направление вращения	Левое
Форма лопасти	Веслообразная
Профиль лопасти	«Ф»
Максимальная ширина лопасти, мм	240
Минимальный угол установки лопасти (на радиусе 1000 мм)	8,5°
Максимальный угол установки лопасти (на радиусе 1000 мм)	25° + 1°
Диапазон поворота лопастей	16,5° + 1
Угол установки противовеса	20°
Номер чертежа лопасти	Д11-000
Вес винта, кг	41
Срок службы втулки винта до ремонта, час	400
Календарный срок для втулки не ограничен	
Срок службы лопастей винта Д-11, час (в течение 2,5 лет со дня выпуска винта)	400
Биение лопастей по задней кромке на контрольном сечении (на радиусе 1000 мм) не более, мм	2
Максимальные обороты двигателя при положении лопастей винта на предельном малом шаге, об/мин	2350

Минимальные обороты двигателя при положении лопастей винта на предельно большом шаге, об/мин . . . . . 1400

### Регулятор оборотов Р-2

Схема работы регулятора	Прямая
Передаточное число привода регулятора оборотов	1,045
Направление вращения (см на фланец регулятора)	Правое
Гарантированные пределы чисел оборотов, которые устойчиво поддерживаются регулятором (на валу регулятора)	1400—2700
Давление масла на входе в регулятор, кг/см <sup>2</sup>	4 — 5,5
Максимальное давление масла на выходе из регулятора при отсутствии расхода, 2500 оборотах в минуту и температуре масла 85 — 90°C, кг/см <sup>2</sup>	15 ± 1
Производительность маслососа регулятора при 2500 об/мин, давлении на выходе 13 кг/см <sup>2</sup> , температуре масла 90°C (на масле МК-22 при контрольно-сдаточных испытаниях) не менее, л/мин	5
Утечка масла из регулятора при максимальном давлении на выходе и температуре масла 85—90°C (на масле МК-22) в л/час для нового регулятора не более	65
к концу срока службы не более	90
Сухой вес регулятора, кг	1,7
Гарантийный срок службы регулятора без переборки до первого ремонта час	500

**Примечание** Завод-поставщик гарантирует работу регуляторов в течение указанного срока при нормальных условиях эксплуатации и при наличии всех поставленных заводом-поставщиком пломб и контровок, свидетельствующих о том, что регулятор и его узлы не подвергались разборке

### ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ ПО АЭРОДИНАМИКЕ САМОЛЕТОВ

Под аэродинамикой самолета мы понимаем характеристики сил и моментов, действующих на него в полете

Аэродинамические характеристики самолетов Як-12Р и Як-12М в пассажирском, санитарном, учебном и грузовом вариантах практически одинаковы. Некоторые отличия в летных характеристиках вызваны, главным образом, различными полетными весами.

Летные характеристики самолета Як-12М в сельскохозяйственном варианте ухудшились вследствие установки дополнительной аппаратуры, увеличившей лобовое сопротивление самолета.

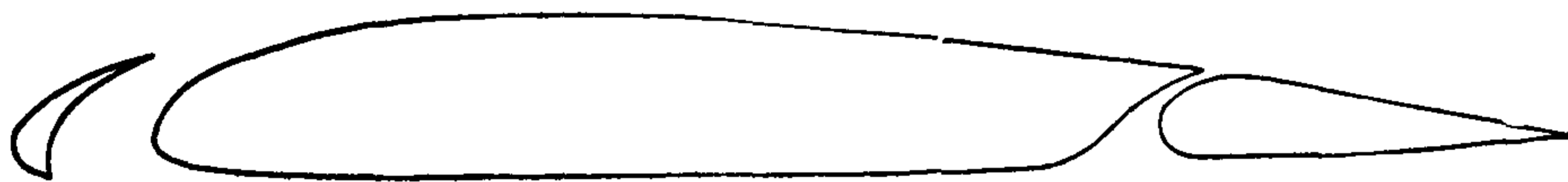


Рис 11 Профиль крыла

Крыло самолета Як-12Р, как и самолета Як-12М, прямоугольной формы в плане. По сравнению с трапецевидным такое крыло имеет то преимущество, что на самолете с прямоугольным крылом обеспечивается большая поперечная устойчивость, так как срыв потока с прямоугольного крыла начинается с середины, а с трапецевидного — с концов крыла. Профиль крыла двояковыпуклый Кларк-Ун (рис 11), постоянной относительной толщины (11%). Максимальная толщина профиля крыла расположена на 30% хорды. Удлинение крыла составляет 6,65. Максимальная вогнутость равна 2,6% и расположена на 34% хорды.

Крыло имеет фиксированный предкрылок с постоянно открытой щелью. Такого типа предкрылок создает дополнительное сопротивление в

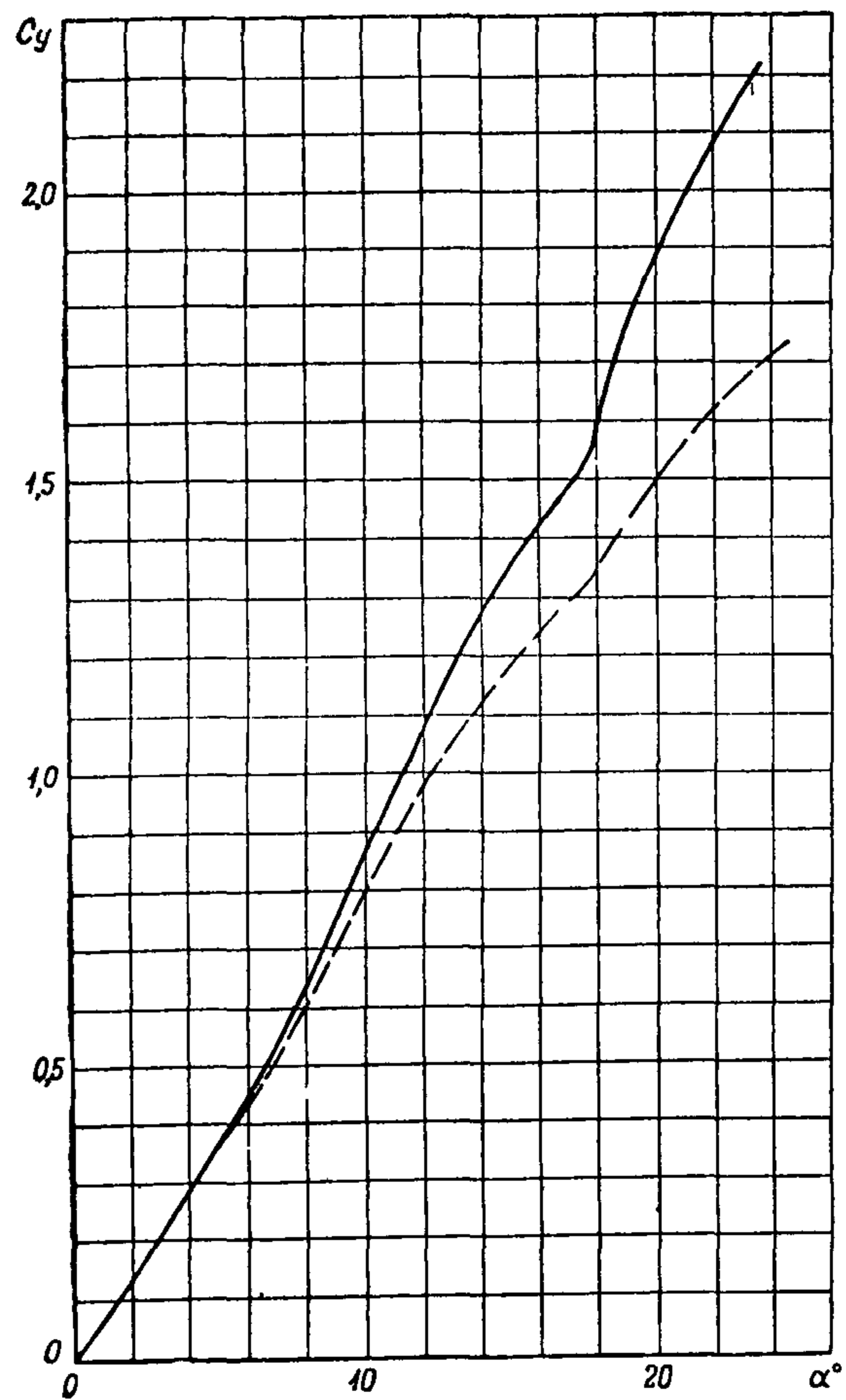
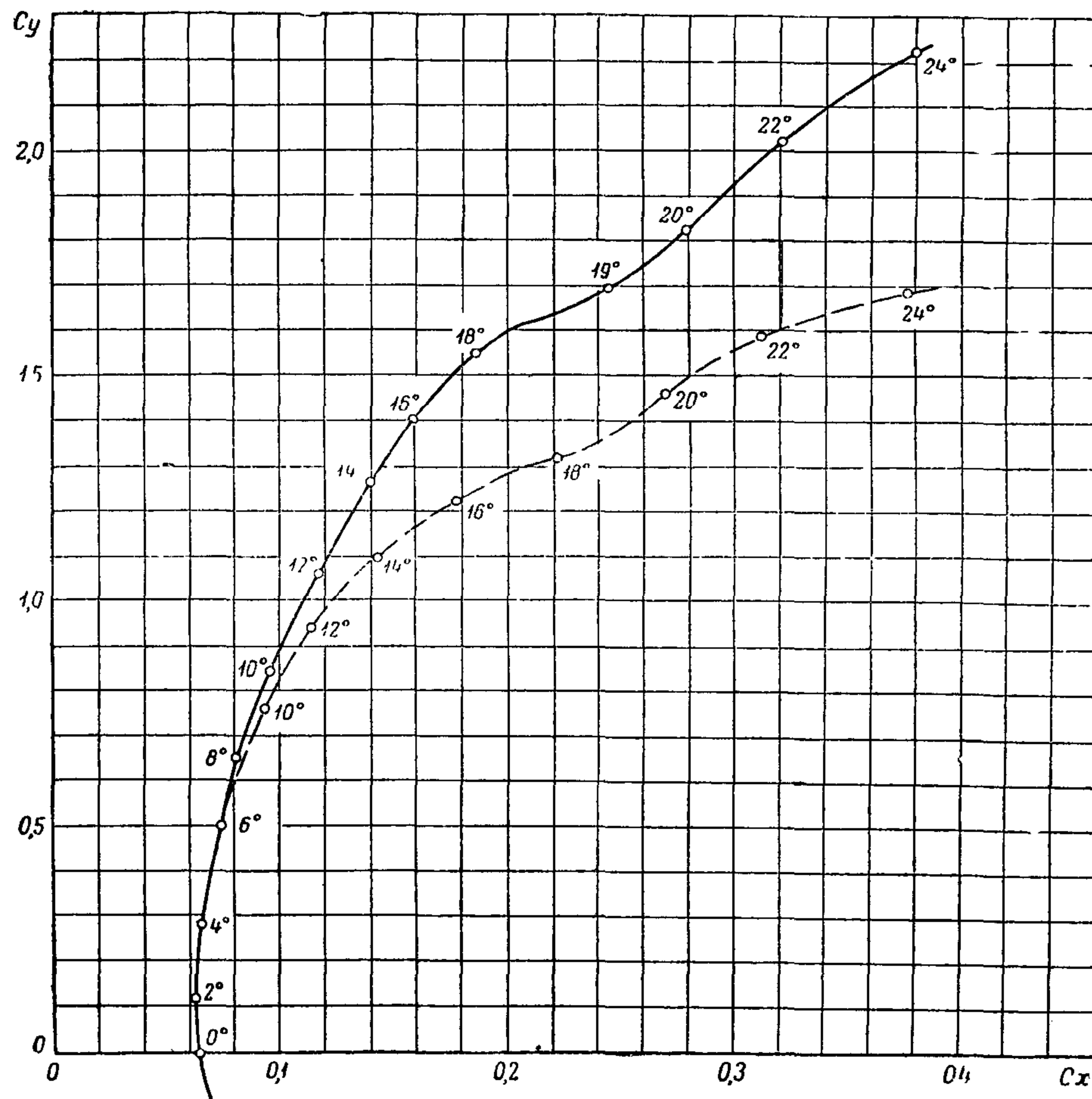
Рис 12 Кривая зависимости  $c_y$  от  $\alpha$ 

Рис 13 Поляры самолета



полете на малых углах атаки, но обеспечивает большую безопасность полета, так как исключаются случаи, возможные с автоматическими предкрылками, когда один или оба предкрылка могут не открыться при воздействии на них аэродинамических сил на больших углах атаки

Крыло имеет щелевой закрылок

На рис 12 дана зависимость кривой коэффициента подъемной силы  $c_y$  от угла атаки  $\alpha$ . По горизонтальной оси отложены углы атаки в градусах, а по вертикальной — коэффициенты  $c_y$

Сплошной линией даны значения  $c_y$  при полете на полном газе с учетом обдувки крыла, а пунктиром — значения  $c_y$  при планировании

Как видно из графика, обдувка крыла дает значительное увеличение  $c_y$  при тех же углах атаки его

В полете с работающим двигателем воздушный винт самолета создает дополнительную обдувку части крыла. Наибольшая обдувка будет при работе двигателя на полном газе. Дополнительная обдувка увеличивает скорость потока на части крыла, расположенной за винтом

Увеличение скорости воздушного потока, обтекающего часть крыла за винтом, приводит к увеличению подъемной силы

Считая скорость потока постоянной по всему размаху крыла и разной скорости полета, условились увеличение подъемной силы в этом случае относить за счет повышения коэффициента подъемной силы  $c_y$

На рис 13 приведены две поляры самолета с убранными закрылками. Сплошной линией показана поляра при полете на полном газе (с учетом обдувки), а пунктирной — для планирования

По горизонтальной оси отложены значения коэффициентов лобового сопротивления самолета  $c_x$ , а по вертикальной оси — коэффициенты подъемной силы  $c_y$

На обеих кривых нанесены углы атаки крыла в градусах

При  $c_y = 0$  коэффициент лобового сопротивления самолета  $c_{x0} = 0,065$

Касательная, проведенная к поляре из начала координат, определяет максимальное качество самолета, т.е. наибольшую величину  $\frac{c_y}{c_x}$ .

Максимальное качество самолета на режиме полного газа составляет 9,1, а на планировании — 8,4

Наивыгоднейший угол атаки, соответствующий максимальному качеству самолета, на режиме полного газа будет равен  $13^\circ$ , а на планировании —  $11^\circ$

Для сравнения приводим площади эквивалентных плоских пластинок самолетов По-2, Як-12М и Ан-2

	По-2	Як-12М	Ан-2
$c_x$	0,055	0,065	0,038
$S, \text{ м}^2$	33,15	23,9	71,5
$\sigma, \text{ м}^2$	2,85	2,43	4,25

$c_x$  — коэффициент лобового сопротивления самолета при  $c_y = 0$ ,

$S, \text{ м}^2$  — площадь крыльев в  $\text{м}^2$ ,

$\sigma$  — площадь эквивалентной плоской пластинки в  $\text{м}^2$

$$\sigma = \frac{c_x \cdot S}{0,64}$$

На рис 14 даны кривые потребных и располагаемых мощностей для самолетов Як-12Р и Як-12М. По горизонтальной оси отложены скорости полета, а по вертикальной — мощности в л.с. Кривая потребной мощности для самолета Як-12Р показана сплошной линией, а кривая потребной мощности для самолета Як-12М — пунктирной. На пунктирной кривой обозначены углы атаки

Точки пересечения кривых потребной и располагаемой мощностей

определяют максимальные скорости горизонтального полета, для самолета Як-12Р с полетным весом 1305 кг максимальная скорость составит 181 км/час, а для самолета Як-12М с полетным весом 1450 кг (в пассажирском варианте) максимальная скорость равна 178 км/час

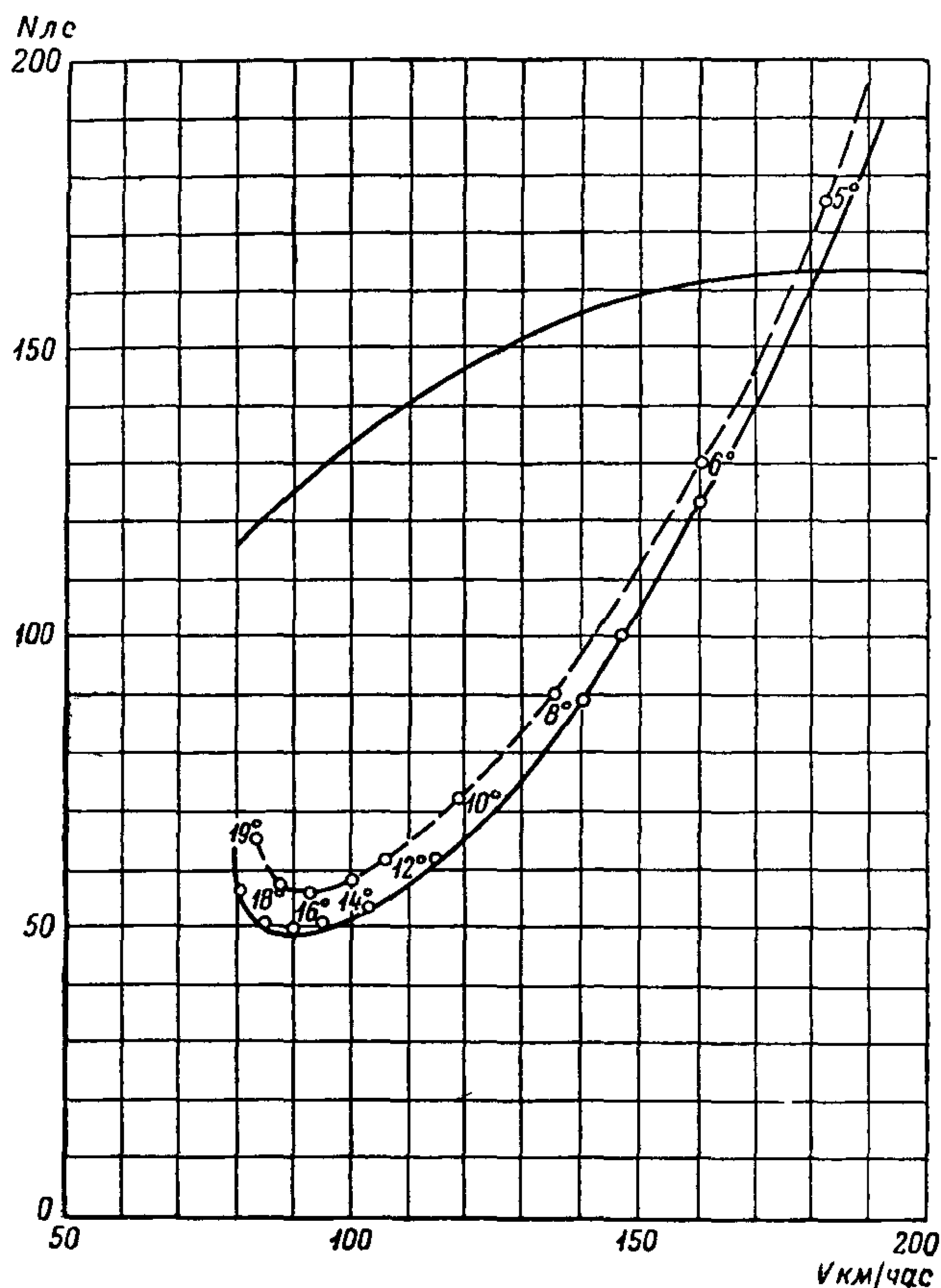


Рис 14 Кривые потребных и располагаемых мощностей

Максимальная скорость самолета Як-12М в сельскохозяйственном варианте с опылителем при полетном весе 1450 кг составит 158 км/час, т.е. на 20 км меньше скорости самолета в пассажирском варианте с тем же весом

### ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ПО ПРОЧНОСТИ САМОЛЕТА

Под прочностью самолета понимается способность его и отдельных его частей сопротивляться действию усилий, вызывающих ту или иную деформацию. Как известно, деформация детали может привести к ее разрушению.

Для того чтобы рассчитывать самолет на прочность, необходимо прежде всего знать, какие силы на него действуют. При изучении прочности самолета в полете и при посадке определяют величины и распределение внешней нагрузки, действующей на него в разных случаях полета и посадки, а также определяют деформации частей и деталей конструкции в действительных условиях. На базе такого исследования и учета опыта эксплуатации самолетов созданы нормы прочности для определения расчетных сил, действующих на самолет.

В нормах прочности самолеты разбиты по классам и группам в зависимости от их назначения и веса. В нормах выбран ряд положений самолета, обуславливающих наиболее тяжелые моменты в работе его основных деталей. Эти положения называются «случаями нагружения». Например:

а) Случай А — криволинейный полет на угле атаки, которому соответствует первый максимальный коэффициент подъемной силы  $C_{y \max}$

б) Случай В — криволинейный полет на малых углах атаки с одновременным отклонением элерона. В отличие от случая А случай В нормирует нагрузки при больших скоростях полета.

в) Случай Е — грубая посадка на три точки.

В нормах прочности принято давать не сами нагрузки, а так называемые перегрузки.

Перегрузка — чисто, показывающее во сколько раз нагрузка, испытываемая той или иной частью самолета в полете или при посадке, больше нагрузки на эту же часть в нормальных условиях, т. е. в горизонтальном полете или при стоянке самолета на земле.

Различают следующие перегрузки.

а) Разрушающая перегрузка —  $n^P$ , равная отношению разрушающей силы ( $P_p$ ) к силе, действующей на данную деталь при аналогичных условиях горизонтального установившегося полета или стоянки ( $P$ )

$$n^P = \frac{P_p}{P}.$$

Так, например, если рассматривается крыло, то  $n^P$  будет равна отношению разрушающей силы к силе, действующей на крыло в установившемся горизонтальном полете при том же угле атаки. При расчете деталей шасси  $n^P$  будет равна отношению разрушающей силы к силе, действующей на деталь при стоянке (от реакции земли).

б) Эксплуатационная перегрузка —  $n^Э$ , равная отношению силы ( $P_э$ ), которая может реально действовать на рассматриваемую деталь в самых тяжелых условиях эксплуатации самолета в воздухе или на земле (при посадке), к силе, действующей на данную деталь при аналогичных условиях горизонтального установившегося полета или стоянки ( $P$ )

$$n^Э = \frac{P_э}{P}$$

Для гарантии от разрушения конструкции в условиях эксплуатации необходим определенный коэффициент безопасности  $f$  — число, показывающее во сколько раз  $P_p$  больше  $P_э$ . Коэффициент безопасности берется в пределах от 1,5 до 2, в зависимости от продолжительности действия и вероятности сил, действующих на детали самолета. Так, например, если  $f = 1,5$ , то это значит, что расчетная разрушающая нагрузка на данную деталь самолета в 1,5 раза больше максимальной эксплуатационной нагрузки.

$$P_{разр} = P_э \cdot f$$

Расчетный полетный вес самолета Як-12Р составляет 1305 кг, самолета Як-12М — 1450 кг.

На рис. 15 дана эпюра изгибающих моментов и перерезывающих сил для крыла. Максимальный изгибающий момент (расчетный) крыла составляет 1760 кгм для Як-12Р и 1950 кгм для самолета Як-12М.

На рис. 16 даны аэродинамические силы, действующие на предкрылок при различных углах атаки крыла.

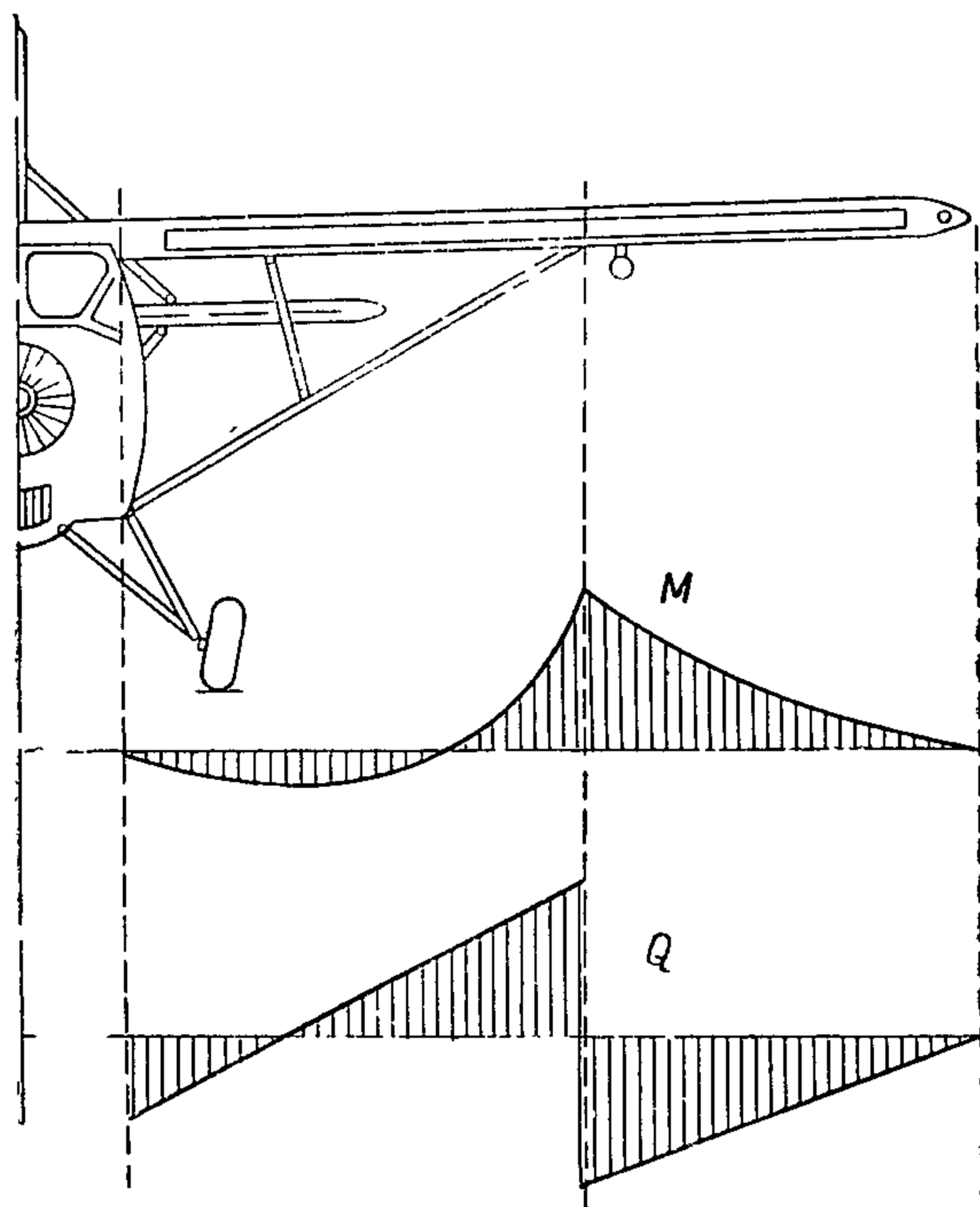


Рис 15 Эпюры изгибающих моментов и перерезывающих сил крыла

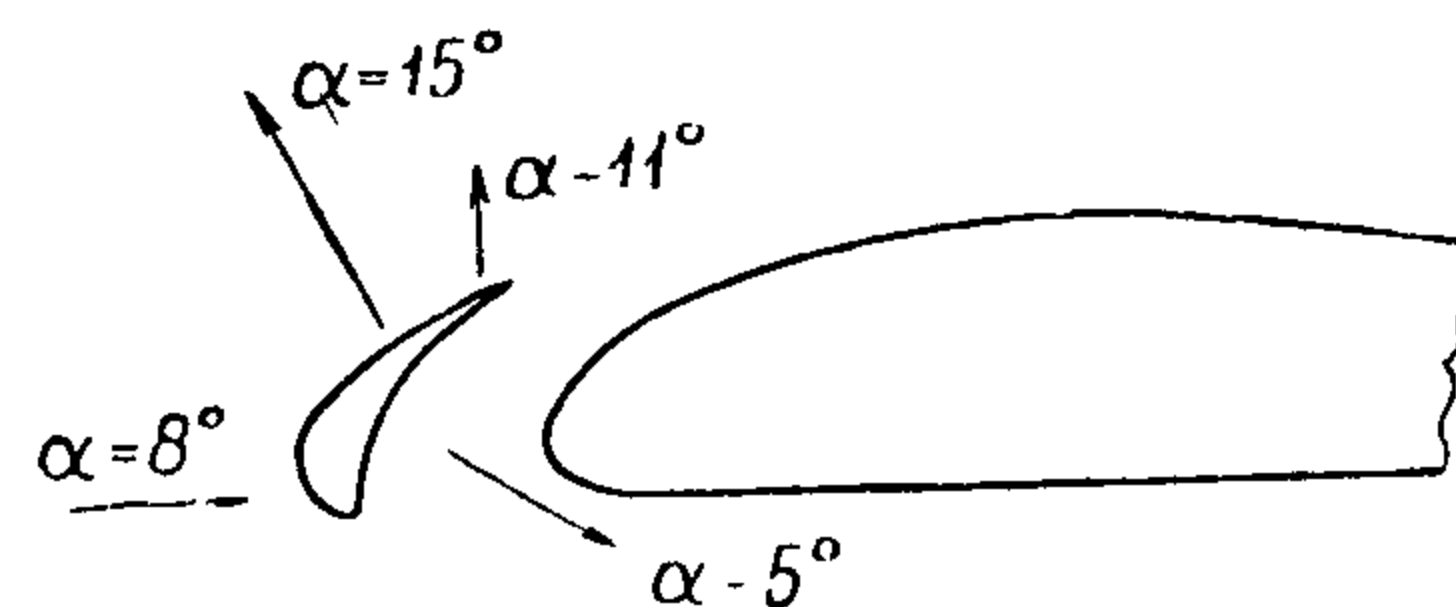


Рис 16 Силы, действующие на передкрылок при различных углах атаки крыла

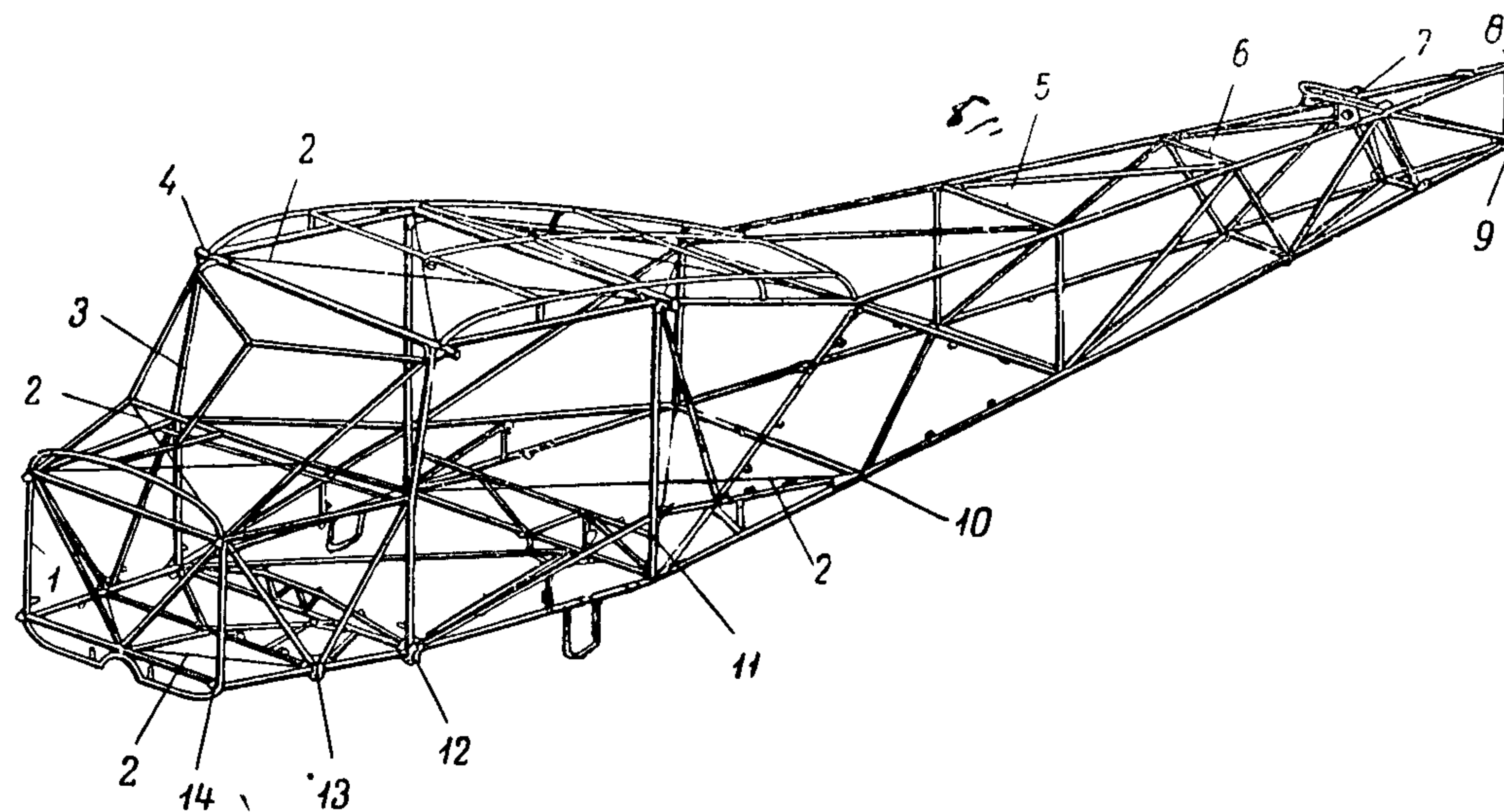


Рис 17 Каркас фюзеляжа самолета Як-12Р

1 — рама № 1, 2 — лонжерон, 3 — рама № 2, 4 — передний узел крепления крыла к фюзеляжу, 5 — рама № 5, 6 — рама № 6, 7 — рама № 7, 8 — узел крепления киля, 9 — узел крепления швартовочного кольца, 10 — рама № 4, 11 — рама № 3, 12 — узел крепления подкосов крыла и шасси, 13 — узел крепления переднего подкоса шасси, 14 — узел крепления моторной рамы

Перегрузки и коэффициенты безопасности для различных частей самолетов Як-12Р и Як-12М

Название части самолета	Расчетный случай	$n^э$	$f$	$n^p$
Крыло	$A_1$	4,1	1,5	6,15
Предкрылок	$A_2$	4,1	1,5	6,15
Закрылок	$P_{закр}$		2,0	
Подкосы крыла	$D$	2,05	1,5	3,075
Фюзеляж	$B$	2,05	2,0	4,1
Шасси	$E+G$ и $R_2$		1,65	
Моторама	$A+M$	5,6	1,5	8,4
Горизонтальное оперение	Полет в неспо- койном воздухе		2,0	
Вертикальное оперение	Маневр наг- рузка		2	
Хвостовая установка	$E$	3,52	1,65	5,8

## Глава II. ФЮЗЕЛЯЖ

### КАРКАС ФЮЗЕЛЯЖА

Каркас фюзеляжа самолета Як-12Р является пространственной фермой, т е таким инженерным сооружением, которое представляет собой систему, составленную из стержней, соединенных между собой по концам

Ферма фюзеляжа — раскосно-расчалочного типа Боковые панели фермы раскосные, а горизонтальные имеют раскосы и расчалки Каркас самолета Як-12Р имеет 7 рам (рис 17) Рама № 1 имеет 4 узла 14 для крепления моторной рамы к фюзеляжу Между 1 и 2 рамой расположены два передних узла 13 крепления шасси

В нижней части рамы № 2 установлены 2 задних узла 12 крепления шасси, которые одновременно являются и узлами крепления подкосов крыла к фюзеляжу Между узлами 12 расположена ферма амортизаторов шасси В верхней части рамы № 2 установлены два передних узла 4 крепления крыльев к фюзеляжу, а в верхней части рамы № 3 расположены два задних узла крепления крыльев к фюзеляжу

В верхней части фюзеляжа между 2 и 3-й рамой установлены две ленты-расчалки 2 с натяжением 300 — 450 кг Следует иметь в виду, что эта часть фюзеляжа является как бы центропланом крыла

К дужке, расположенной в верхней части рамы № 7, приварены два узла крепления передней части киля В нижней части рамы № 7 установлены два узла крепления подкосов и расчалок к фюзеляжу

В последнем отсеке каркаса фюзеляжа расположены узлы крепления стабилизатора и хвостовой установки

В верхней части концевой стойки расположен узел 8 крепления киля, а в нижней части — кольцо 9 для швартовки самолета

Ленты-расчалки, установленные между 1 и 2, а также между 3 и 4-й рамами, имеют натяжение 200 — 300 кг

Каркас фюзеляжа самолета Як-12М имеет 8 рам и на 600 мм длиннее каркаса самолета Як-12Р В связи с увеличением полетного веса усилены раскосы боковых панелей каркаса между 2 и 4-й рамами В верхней части рамы № 8 увеличена база крепления передних узлов стабилизатора к фюзеляжу Кроме того, в нижней части рамы № 3 установлены дополнительные узлы для крепления стержней поплавкового шасси В нижней части концевой стойки фюзеляжа установлено два узла крепления дополнительных лент-расчалок хвостового оперения

Каркас фюзеляжа сварен из стальных труб 30\ГСА

На рис 18 показан узел фюзеляжа, к которому крепится передняя стойка шасси, на рис 19 — узел крепления к фюзеляжу подкоса крыла и

задней стойки шасси, а на рис 20 — передний узел крепления крыла к фюзеляжу.

Опалубка фюзеляжа — из дуралюмина

Крепление профилей опалубки к ферме фюзеляжа производится с помощью заклепок, хомутов и шпагата

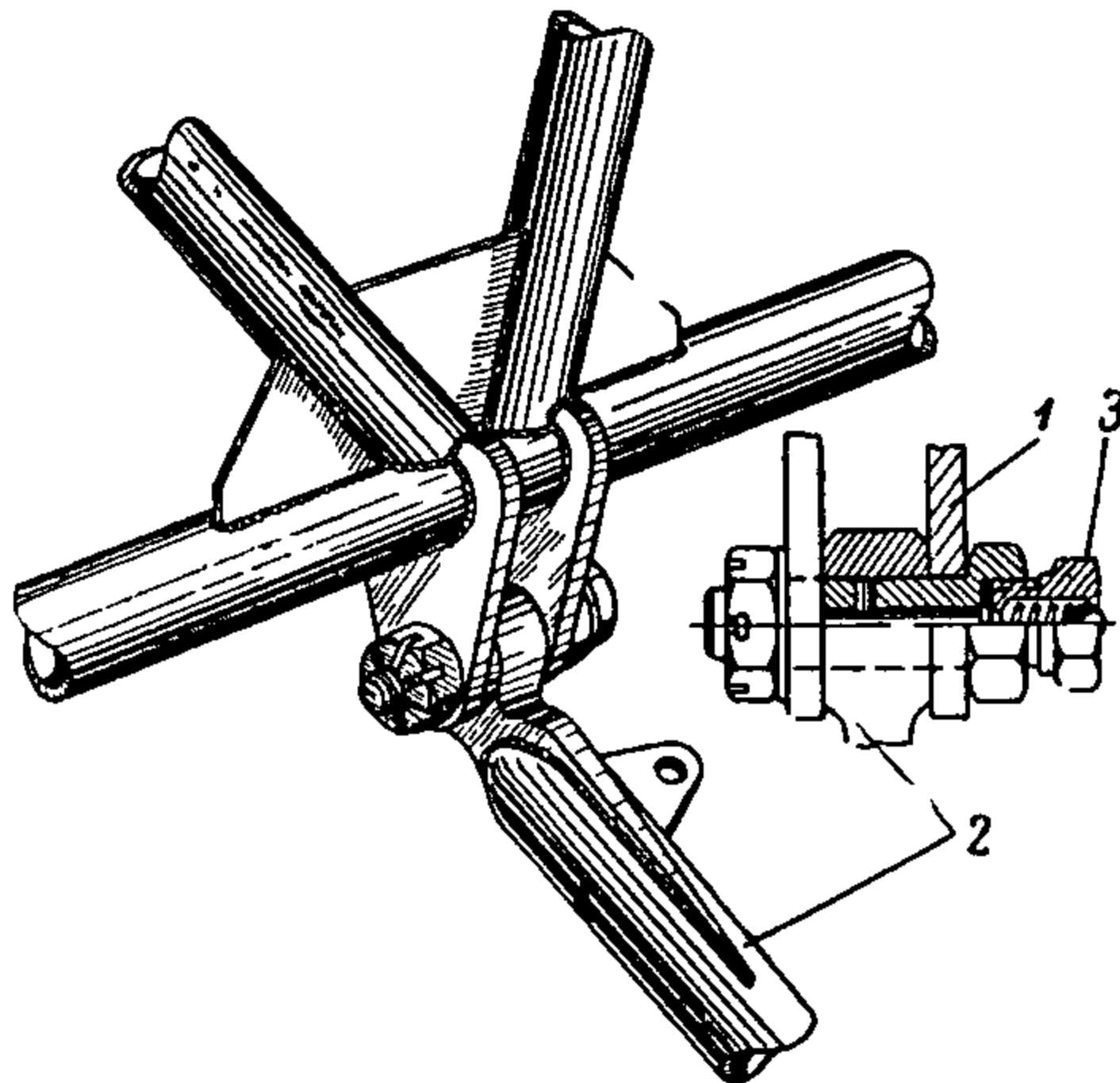


Рис 18 Передний узел крепления шасси  
1—узел фюзеляжа, 2—передняя стойка шасси, 3—штауфер

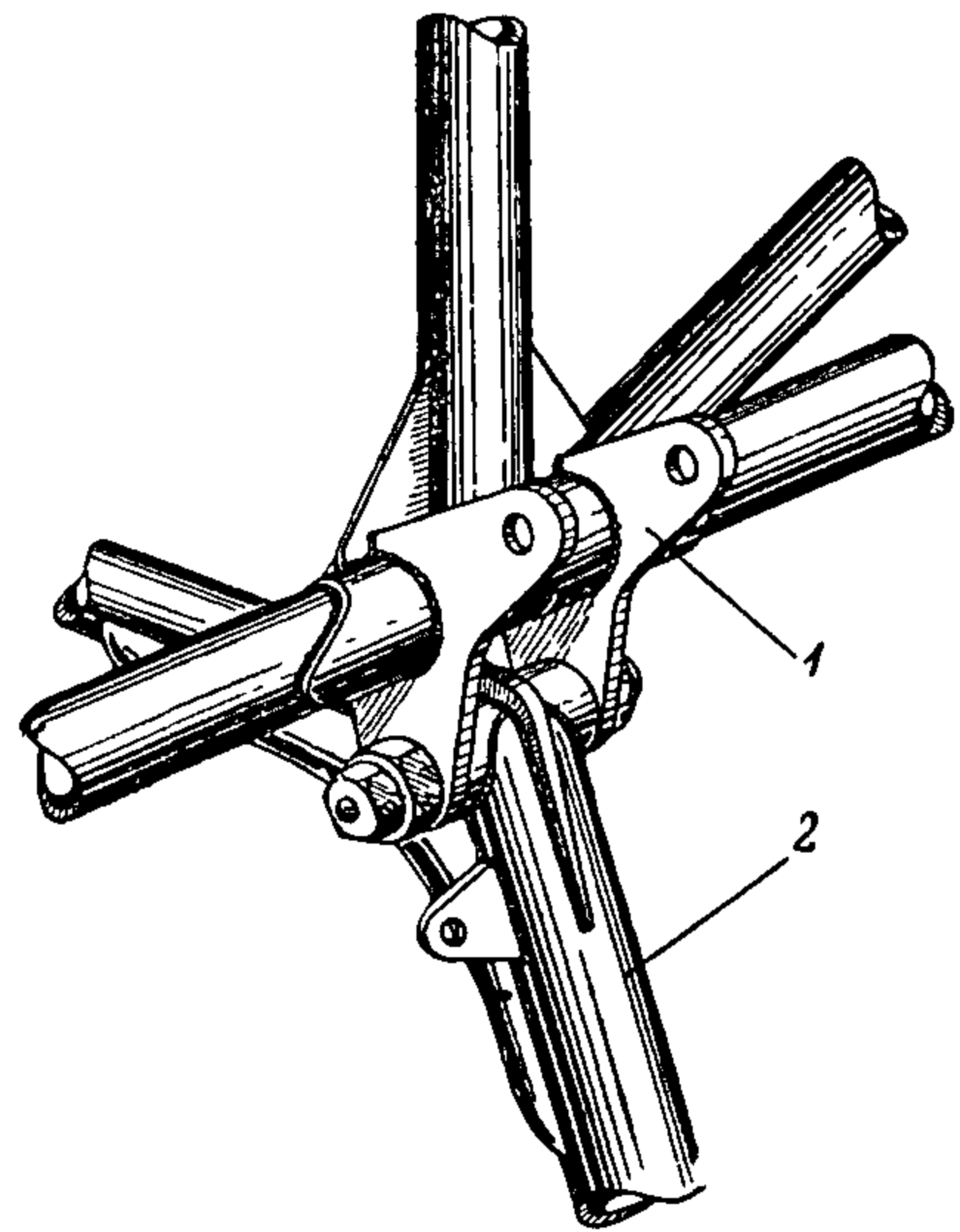


Рис 19 Задний узел крепления шасси и подкосов крыла  
1—узел крепления подкоса крыла, 2—задняя стойка шасси

Обшивка фюзеляжа (полотно АМ-100) крепится к профилям опалубки

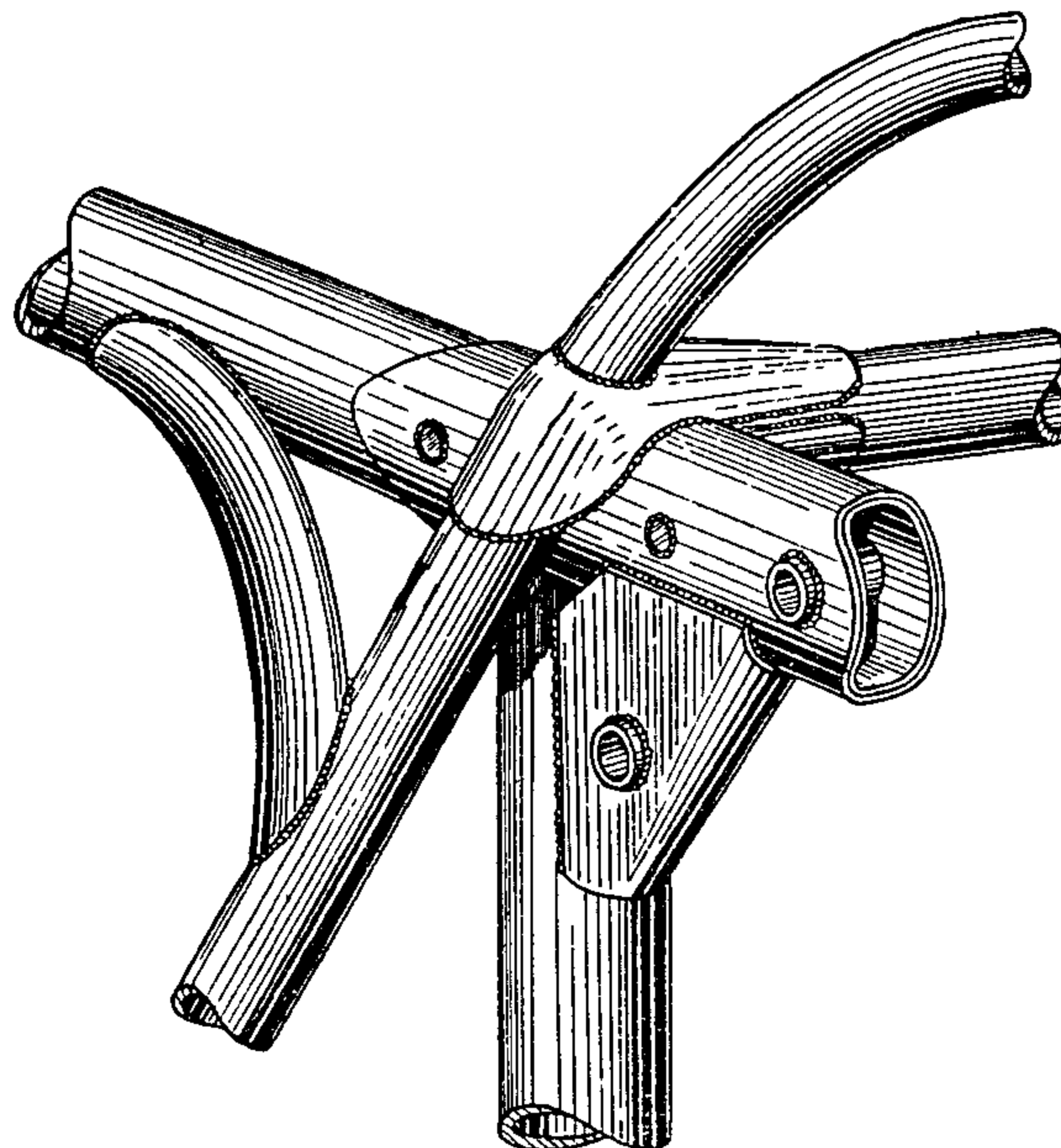


Рис 20 Передний узел крепления крыла

Одним из самых ответственных узлов фюзеляжа является узел 12, к которому крепятся подкосы крыла и шасси. Поэтому при техническом обслуживании необходимо особо тщательно осматривать этот узел, предварительно сняв с него зализ.

## КАБИНА САМОЛЕТА

Кабина самолета расположена между 2 и 5-й рамами. В кабине установлено кресло пилота 1 (см рис 7), рядом с ним кресло пассажира 2 и два откидывающихся сиденья 3 и 4.

Кресло пилота регулируется по высоте с помощью ручки 2, расположенной с правой стороны (рис 21). Для подъема кресла необходимо ручку поднять вверх и на себя. Кресло пассажира не регулируется.

Кабина имеет три двери: левую и правую для пилота и пассажиров и дверь с левой стороны фюзеляжа для загрузки груза или больного на носилках.

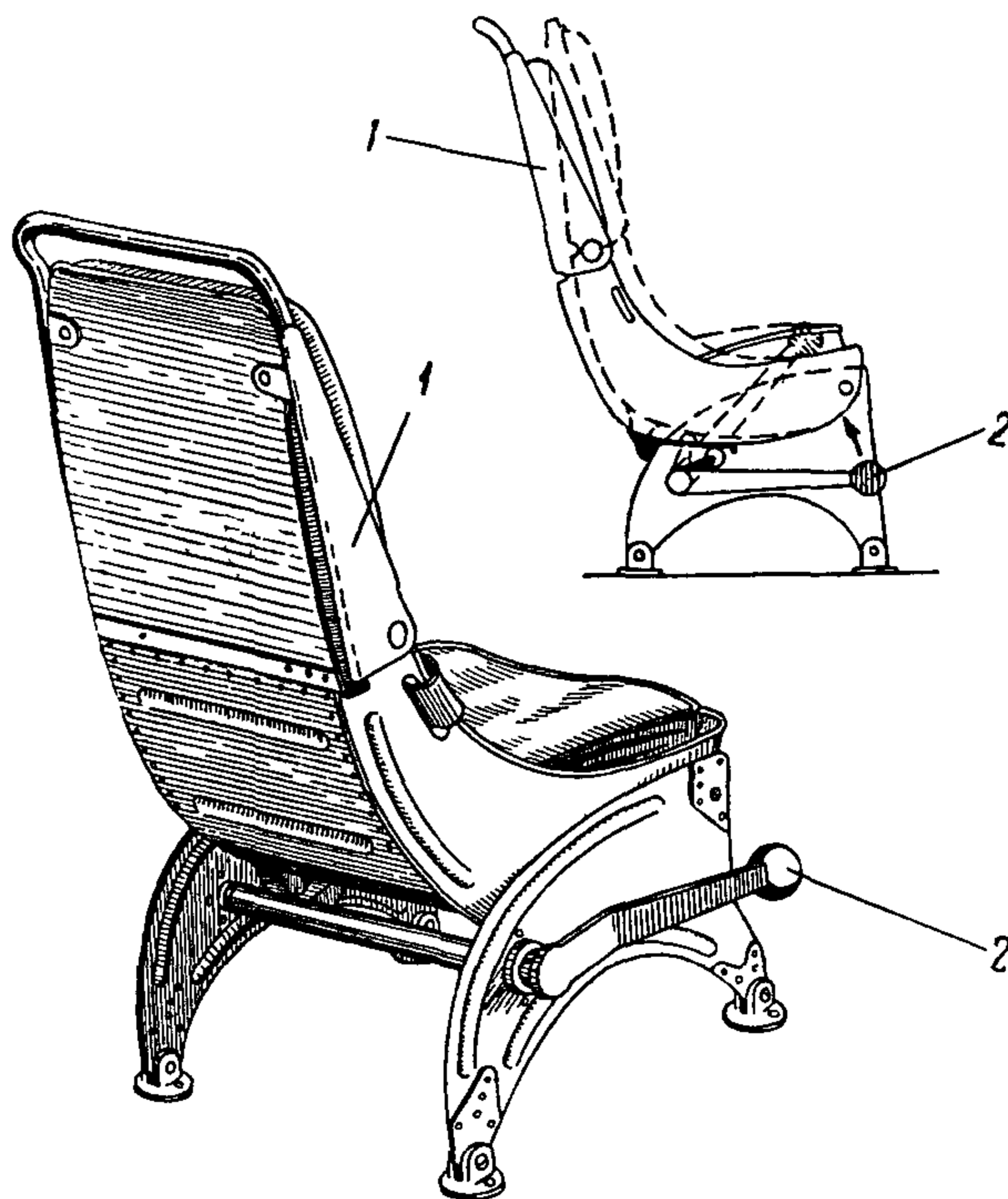


Рис 21 Кресло пилота

1—верхняя откидывающаяся вперед часть кресла,  
2—ручка подъема и опускания кресла

Спинки кресел пилота и пассажира могут быть откинuty вперед.

Дверь в открытом положении фиксируется с помощью стопора — подножки. Стопор-подножка должна легко двигаться по плоскости пола. Кроме того, упор двери на полу фюзеляжа должен устанавливаться так, чтобы стопор-подножка могла войти в свое гнездо (рис 22).

Фонарь кабины застеклен органическим стеклом. Боковые стекла пассажирских дверей — сдвижные.

От 1 до 3-й рамы расположен пол кабины, от 3 до 5-й — пол грузового отсека, панели пола выполнены из фанеры, облицованной дуралюминовыми листами. Пол состоит из 6 секций.

Передняя часть пола грузового отсека может быть откинута. Под ней в правой стороне расположен багажник, который обычно используется для служебного груза.

На самолете Як-12М в пассажирском варианте (см рис 9) вместо передней части пола грузового отсека устанавливается мягкий диван 3 для двух пассажиров. За спинкой сиденья устанавливается наклонная полка 4 для мелких вещей пассажиров. Полка отделяет кабину пилота и пассажи-



ров от задней части фюзеляжа. Кроме того, в этом варианте к бортам кабины на кнопках крепится мягкая драпировка. Между креслами пилота и пассажира устанавливается огнетушитель 5 с сухой обезвоженной углекислотой  $\text{CO}_2$ . Средний вес заряда огнетушителя 1,7 кг. Вес заряженного баллона 6,2 кг.

Для сельскохозяйственного варианта на самолетах Як-12М к раме № 3 приварены узлы крепления бака для химиката и сделаны люки в обшивке фюзеляжа для установки оборудования опыливателя или опрыскивателя. В сельскохозяйственном самолете между кабиной пилота и грузовым отсеком устанавливается парусиновая перегородка. За перегородкой

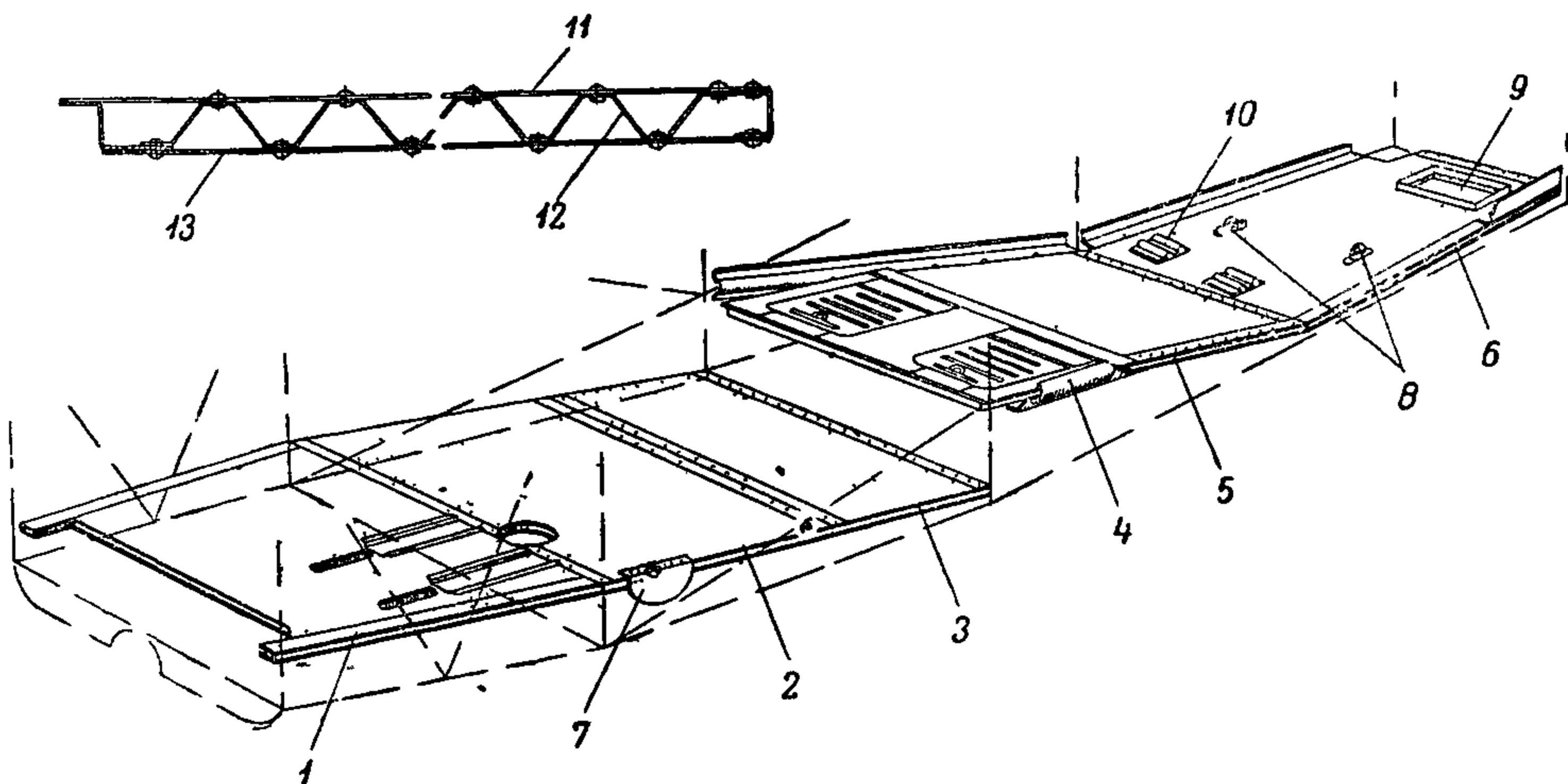


Рис 22 Пол

1, 2, 3, 4, 5 и 6—секции пола, 7—упор подножки и стопор двери в открытом положении, 8—узлы крепления носилок, 9—гнездо контейнера аккумулятора, 10—упоры для носилок, 11—фанера, 12—дуралюминовый гофр, 13—дуралюминовые тенты

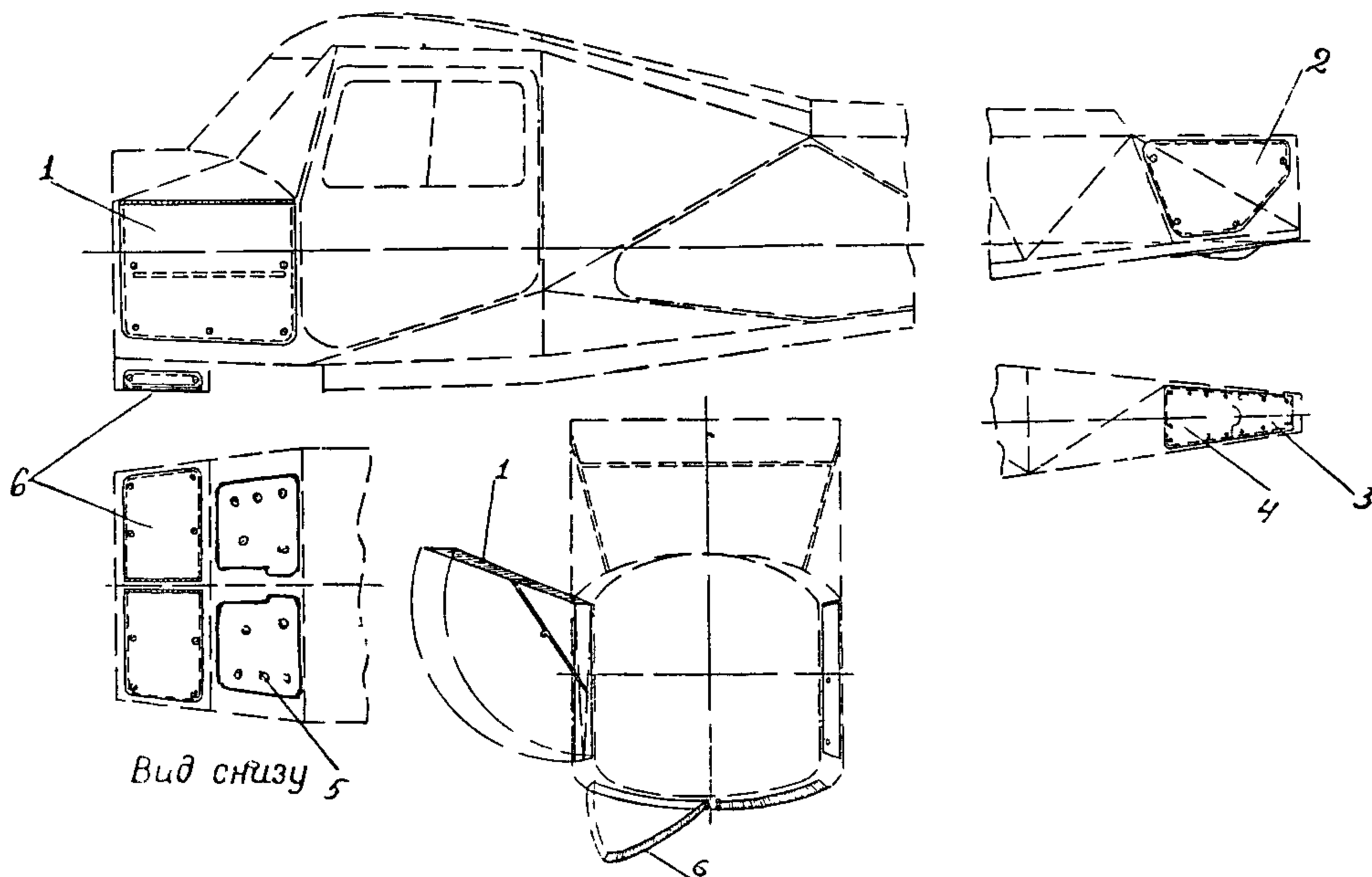


Рис 23 Лючки фюзеляжа

1—боковые передние откидные лючки, 2—хвостовой боковой лючок, 3—задний нижний хвостовой лючок, 4—передний нижний хвостовой лючок, 5—лючок шасси, 6—передние откидные нижние лючки

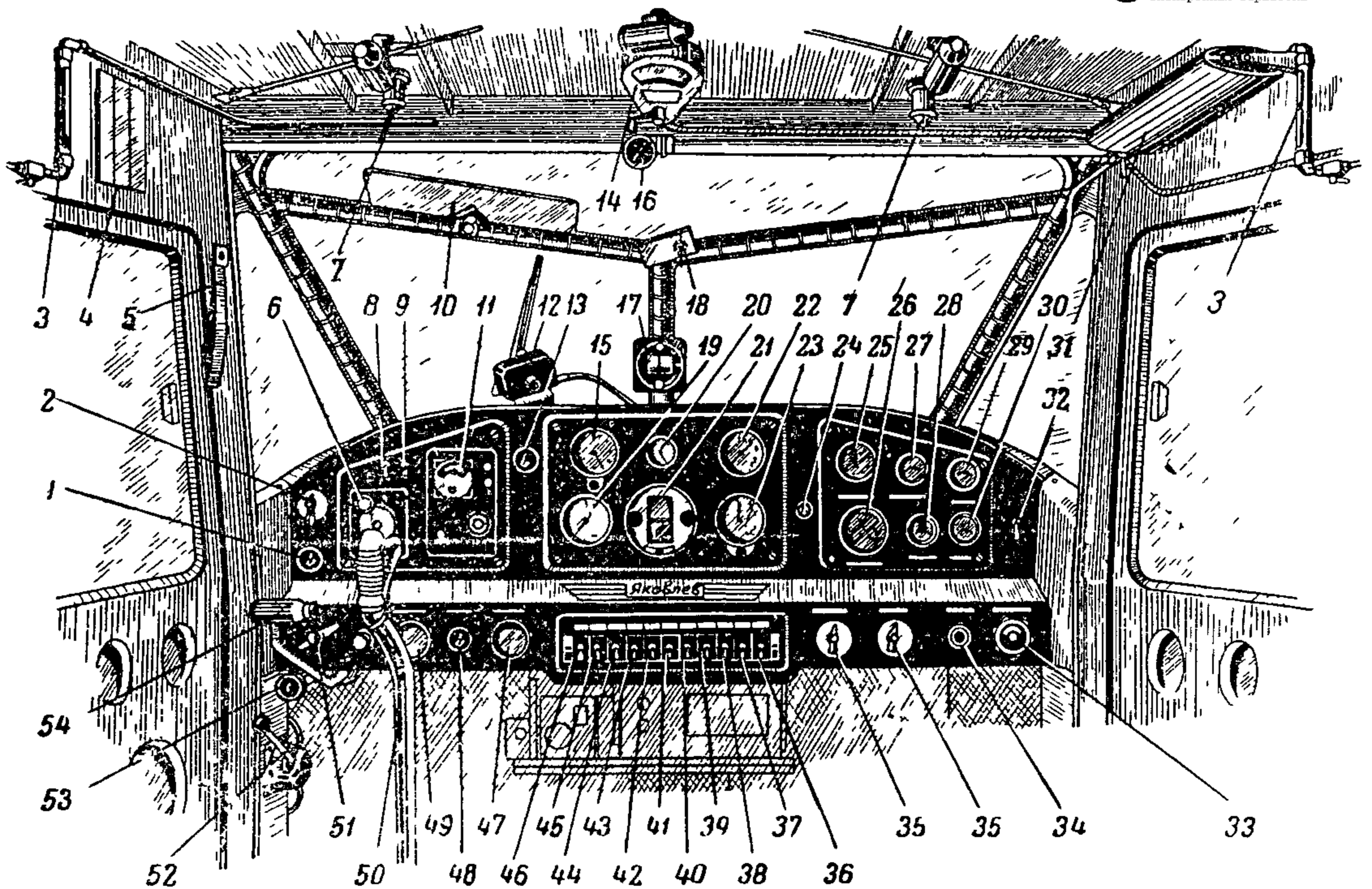


Рис 24 Оборудование кабины самолета Як-12Р

1—ручка управления триммерами руля высоты, 2—переключатель магнето, 3—бензиномер, 4—кассеты для потравочных графиков, 5—ручка, 6—щиток настройки приемника радиостанции, 7—вентилятор, 8—переключатель мощности передатчика, 9—переключатель рода работы радиополукомпас, 10—тенивое стекло, 11—щиток управления радиополукомпасом, 12—стеклоочиститель, 13—ручка управления колодцем подогрева масла, 14—щиток дистанционного управления РПКО—10М, 15—указатель высоты ВД-12, 16—лампа облучения приборов, 17—компас КИ-11, 18—зеркало, 19—указатель скорости УС-350, 20—часы АВРМ, 21—авиагоризонт АГК-47Б, 22—индикатор курса ИКО-42, 23—вариометр ВР-10, 24—лампа подсвета карты, 25—альтиметр ТЭ-45, 26—трехстрелочный индикатор ЭМИ-3К, 27—термометр воздуха ТУЭ 48, 28—термометр головок цилиндров ТЦТ-9, 29—вольтамперметр ВА-140, 30—манометр сжатого воздуха 80 ат, 31—спиртовой бачок, 32—автомат защиты, 33—кран воздушной сети, 34—ручка подогрева кабины, 35—реостаты ламп «УФО», 36—автомат защиты стеклоочистителя, 37—автомат защиты «ПВД», 38—автомат защиты «Плафон», 39—выключатель «освещение», 40—выключатель карты, 41—автомат защиты «УФО», 42—автомат защиты «АНО», 43—автомат защиты «Горизонт», 44—автомат защиты «Рация», 45—автомат защиты «Запуск», 46—автомат защиты «Аккумулятор», 47—штурвал управления жалюзи, 48—ручка зашприцовки цилиндров, 49—штурвал управления шагом винта, 50—ручка управления самолетом, 51—ручка управления пожарным краном, 52—кран закрылков, 53—ручка управления заслонкой маслорадиатора, 54—ручка нормального газа

монтируют бак (бункер) для химикатов, минеральных удобрений или семян, а над баком в фонаре фюзеляжа устанавливают загрузочную воронку и ветрянку

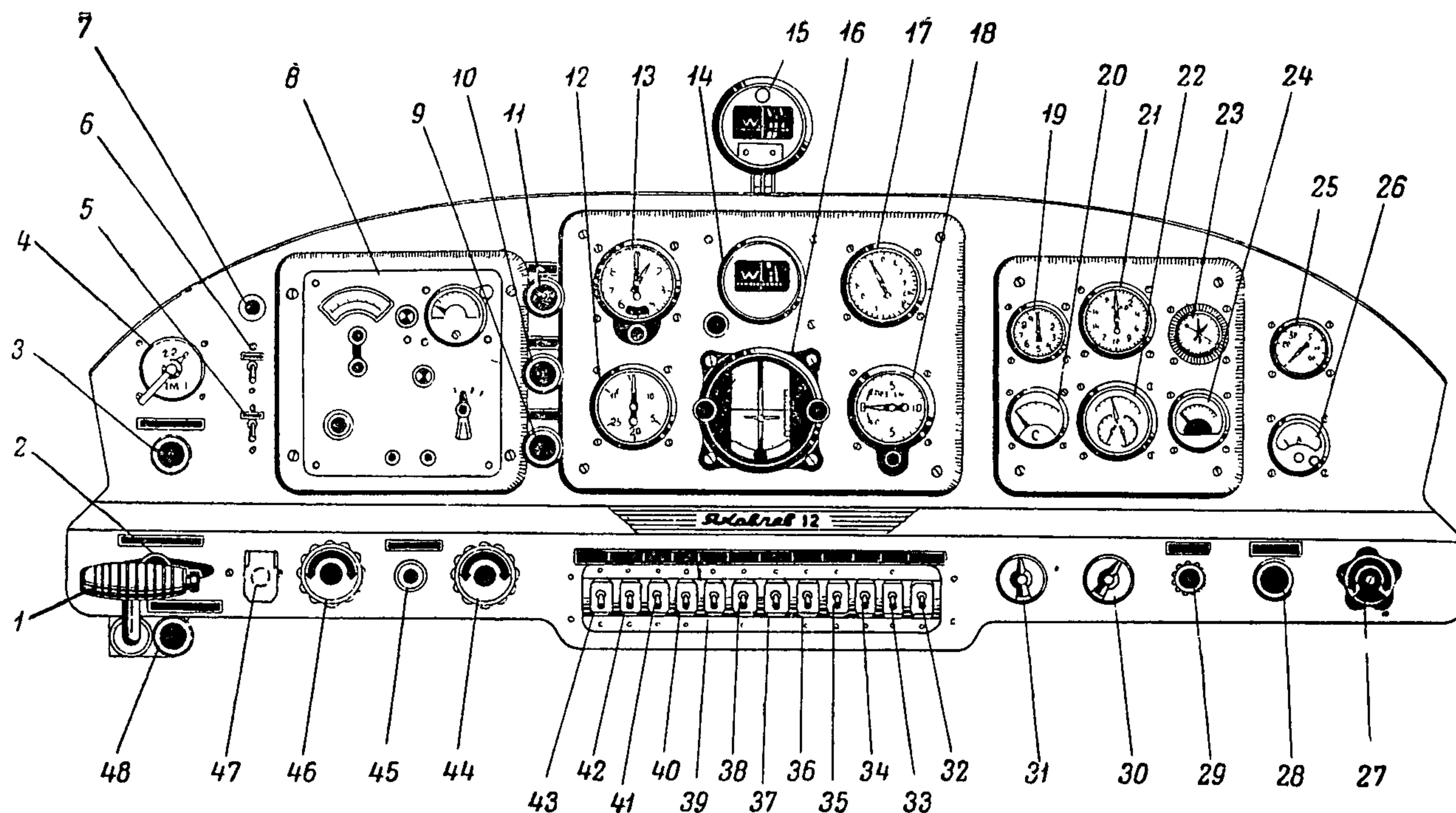
Фюзеляж имеет следующие лючки: нижние передние откидные 6, боковые передние откидные 1, хвостовой передний 4, хвостовой задний 3, хвостовой лючок 2 и лючок шасси 5 (рис 23)

Замки ДЗУС, установленные на лючках, должны легко запираются с помощью отвертки. Узел стыковки подкосов крыла с фюзеляжем (в нижней части 2-й рамы) закрыт зализом

На рис 24 показано оборудование кабины самолета Як-12Р. На центральной панели приборной доски размещены указатель высоты ВД-12 или ВД-10, часы АВРМ, индикатор курса ИКО-42, указатель скорости УС-350, авиагоризонт АГК-47Б, вариометр ВР-10. Компас КИ-11 установ-

Рис 25 Приборная доска самолета Як-12М

1—ручка нормального газа, 2—ручка пожарного крана, 3—ручка управления триммерами руля высоты, 4—переключатель магнето, 5—автомат защиты «АНО», 6—автомат защиты «АНО», 7—кнопка разжигания масла бензином, 8—щиток управления АРК-5, 9—ручка управления прогревом масла, 10—ручка управления створками маслорадиатора, 11—ручка управления подогревом карбюратора, 12—указатель скорости УС-35, 13—указатель высоты ВД-10, 14—ГПК-48 (или часы АВРМ), 15—компас КИ-11, 16—авиагоризонт АГК-47Б, 17—указатель курса СУП-7, 18—вариметр ВР-10, 19—тахометр ГЭ-45, 20—термометр ТУЭ-48 или термометр ТЦТ-9, 21—мановакуумметр МВ-16, 22—трехстрелочный указатель ЭМИ-3К, 23—часы АВРМ (или термометр ТЦТ-9), 24—вольтамперметр ВА-340 (или термометр ГУЭ-48), 25—манометр МВ-80, 26—вольтметр ЭВ-46, 27—кран воздушной сети, 28—ручка управления отоплением кабины, 29—реостат лампы подсвета компаса (или вольтметр В-1), 30—реостат ламп «УФО» (или амперметр А-1), 31—реостат лампы УФО (или амперметр А-1), 32—автомат защиты «Стеклоочиститель», 33—автомат защиты «Обогрев», 34—автомат защиты «Плафон», 35—автомат защиты «Освещение», 36—автомат защиты «УФО»,



37—автомат защиты «Радиокомпас», 38—автомат защиты «Радиостанция», 39—автомат защиты «Авиагоризонт», 40—автомат защиты «Приборы», 41—автомат защиты «Запуск», 42—автомат защиты «Генератор», 43—автомат защиты «Аккумулятор», 44—штурвал управления жалюзи, 45—ручка зашприцовки цилиндров, 46—штурвал управления шагом винта, 47—пусковая кнопка, 48—ручка высотного корректора

лен на кронштейне над приборной доской. На правой панели установлены указатель тахометра ТЭ-45, указатель термопары ТЦТ-9, трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-3К, электрический термометр ТУЭ-48, манометр воздуха МВ-80, вольтамперметр ВА-140.

На левой панели размещены щиток рода работ РПКО-10М, щиток ДУ-6 приемника РСИ-6М1, переключатель магнето ПМ-1, переключатель мощности передатчика, переключатель РО-РПК.

В нижней части смонтированы сектор газа, пожарный кран, кнопка запуска двигателя, штурвальчик управления шагом воздушного винта В-530, заливной шприц, управление жалюзи, выключатели электроаппаратуры, управление колодцем подогрева масла, управление заслонкой масло-радиатора, реостаты УФО, реостат компаса, управление отоплением кабины, кран воздушной сети, кнопка разжижения масла бензином. Между центральной и правой панелями расположено управление подогревом воздуха, поступающего в карбюратор.

На рис. 25 показана приборная доска самолета Як-12М. К приборам контроля винтомоторной группы добавлен мановакуумметр МВ-16. К пилотажно-навигационным приборам добавлен электрический гироскоп ГПК-48. Радиополукомпас заменен радиоконпасом АРК-5. Радиостанция РСИ-6К заменена «Кленом».

### ПЕРХЛОРВИНИЛОВОЕ ПОКРЫТИЕ

С января 1957 г. самолет Як-12М окрашивается перхлорвиниловыми эмалями ХВЭ-4 (зеленого цвета) и ХВЭ-16 (серо-голубого).

Перхлорвиниловые покрытия более прочны, чем масляные, не горят, бензо- и маслостойки. Недостаток их — худшая адгезия (сцепление).

Перхлорвиниловые эмали состоят из перхлорвинилового лака и пигмента. В состав перхлорвинилового лака входит смола, пластификатор и растворитель.

Окраска производится в следующем порядке:

а) Пять раз наносится на полотно АИН. Второй и третий разы лак АИН наносится после 45 минут сушки, четвертый раз — после 1 час 30 мин, пятый раз через час, а после пятого покрытия выдержка должна продолжаться 3 часа.

б) Наносится промежуточный лак СХМ или 9-32 с выдержкой 3 часа.

в) Наносится слой смеси эмали ХВЭ с 1,5% алюминиевой пудры. Выдержка после этого составляет 6—8 часов при подслое СХМ и 3—4 часа при подслое лака 9-32.

г) Наносится слой соответствующей эмали (ХВЭ-4 или ХВЭ-16) без алюминиевой пудры. Выдержка при подслое СХМ должна быть 24—36 часов, а при подслое лака 9-32 — 24 часа.

## Глава III. КРЫЛО

### КРЫЛО

По устройству несущей поверхности самолеты Як-12Р и Як-12М относятся к группе подкосных высокопланов. При такой схеме расположения крыла обеспечивается лучший обзор в полете по сравнению с самолетами — среднепланами или низкопланами. Крыло с подкосами дает минимальный вес конструкции.

Крыло (рис. 26) состоит из двух отъемных частей, каждая из которых крепится к верхней части фюзеляжа с помощью двух стыковых узлов, а к нижней части фюзеляжа — с помощью подкосов и узлов на крыле и фюзеляже.

Центроплана нет. Роль центроплана выполняет верхняя часть фюзеляжа (между 2 и 3-й рамами).

Система подкосов и контрподкосов крыла состоит из двух главных передних подкосов 1, двух задних подкосов 5, четырех контрподкосов 2 и 4 и двух стержней 6, соединяющих передний и задний подкосы в местах крепления к ним контрподкосов крыла

Часть крыла между фюзеляжем и подкосами работает в нормальном полете на поперечный изгиб и сжатие, а консоль подвергается только поперечному изгибу

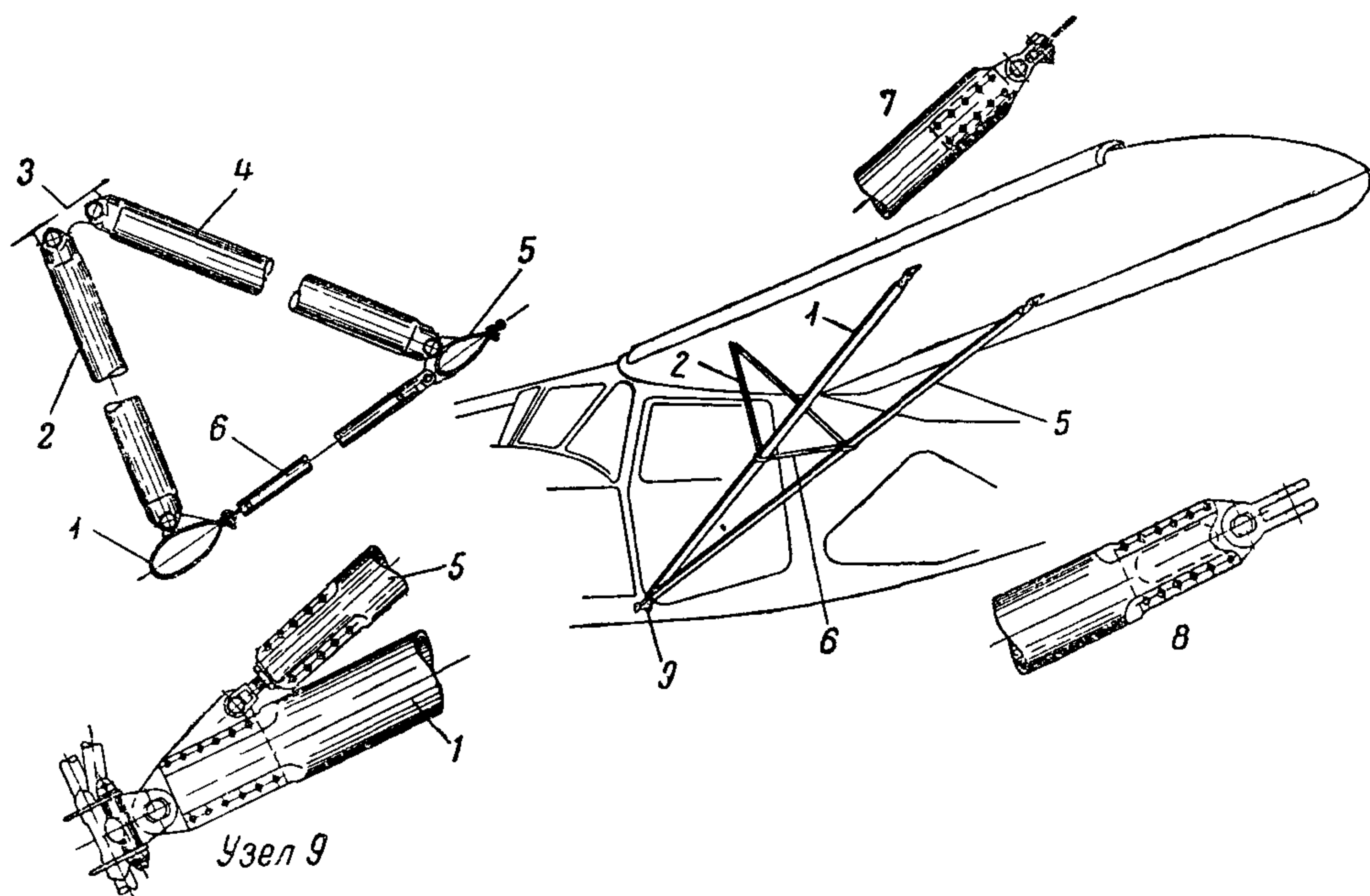


Рис 26 Общий вид крыла с подкосами

1—передний подкос, 2—передний контрподкос, 3—узел крепления контрподкоса, 4—задний контрподкос, 5—задний подкос, 6—стержень, 7—верхний узел заднего подкоса, 8—верхний узел переднего подкоса, 9—нижние узлы переднего и заднего подкосов

Отъемная часть крыла (рис 27) имеет в плане прямоугольную форму с закругленной концевой частью. Крылья такой формы просты в изготовлении и ремонте, а на самолете-высокоплане они обеспечивают хорошую поперечную устойчивость и управляемость.

Крыло механизированное, разрезное. По всему размаху каждой отъемной части крыла расположен неподвижный (фиксированный) предкрылок. Крыло имеет два щелевых закрылка.

Каркас отъемной части крыла состоит из двух лонжеронов и 17 нервюр. Между лонжеронами установлено 5 дуралюминовых труб-стоек 8 и 4 пары лент-расчалок 5.

Лонжерон крыла состоит из двух (верхней и нижней) полок 6 и стенки 10. Полка представляет собой прессованный угольник из Д-16Т, а стенка — листовая дюраль Д-16Т толщиной 0,6—0,8 мм.

Стенки лонжерона подкреплены стойками 13 из уголков. На переднем лонжероне к этим стойкам крепятся носки нервюр 7, а на заднем лонжероне — хвостовики нервюр 12.

В торцовой части лонжеронов приклепаны хромансильевые узлы 1 и 16 для крепления крыла к верхней части рам № 2 и 3 фюзеляжа. В средней части каждого лонжерона имеется узел крепления серьги подкоса крыла.

Нервюры крыла (рис 28) разрезные и состоят из трех частей: носка 1, средней части и хвостовика 2. Носки и хвостовики балочного типа штампованы из листового дуралюмина Д-16Т. Средняя часть нервюра ферменного типа состоит из двух полок 6 и раскосов 3. Полки и раскосы

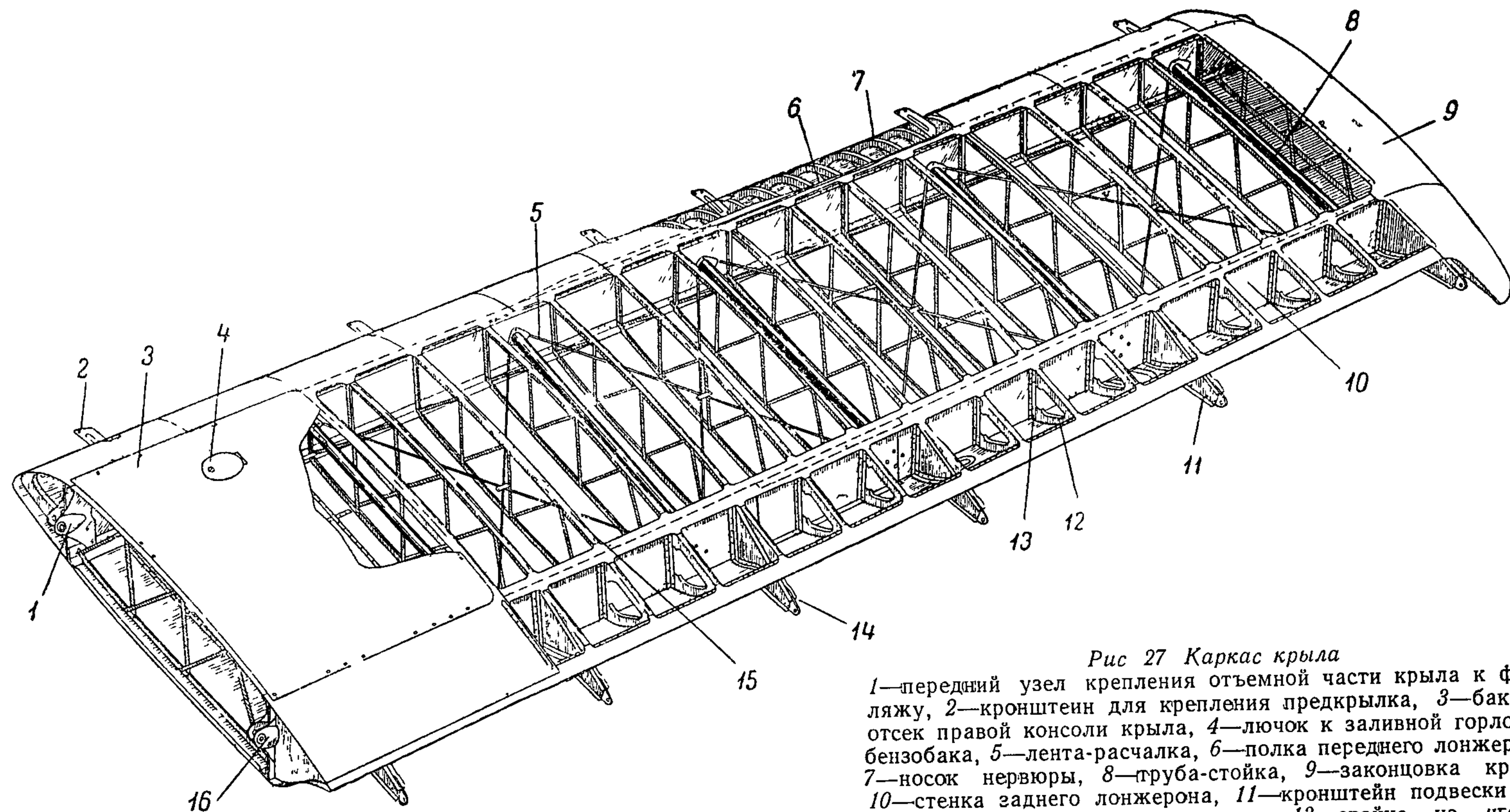


Рис 27 Каркас крыла

1—передний узел крепления отъемной части крыла к фюзеляжу, 2—кронштейн для крепления предкрылка, 3—баковый отсек правой консоли крыла, 4—лючок к заливной горловине бензобака, 5—лента-расчалка, 6—полка переднего лонжерона, 7—носик нервюры, 8—труба-стойка, 9—законцовка крыла, 10—стенка заднего лонжерона, 11—кронштейн подвески элерона, 12—хвостовик нервюры, 13—стойка из уголка, 14—кронштейн подвески закрылка, 15—нервюра, 16—задний узел крепления отъемной части крыла к фюзеляжу



изготавливаются из прессованного дуралюминового профиля Д-16Т. Средние части нервюр крепятся к полкам лонжеронов. Между носками нервюр крыла ставятся дополнительные носки (см. рис 27) для сохранения выбранного профиля крыла.

Каркас каждой половины крыла имеет 6 силовых носков нервюр для крепления предкрылка и 6 силовых хвостиков для подвески закрылка и элерона.

Натяжение лент-расчалок 5 составляет 185 — 245 кг.

Обшивка крыла состоит из анодированного листового дуралюмина Д-16Т и полотна АМ-100.

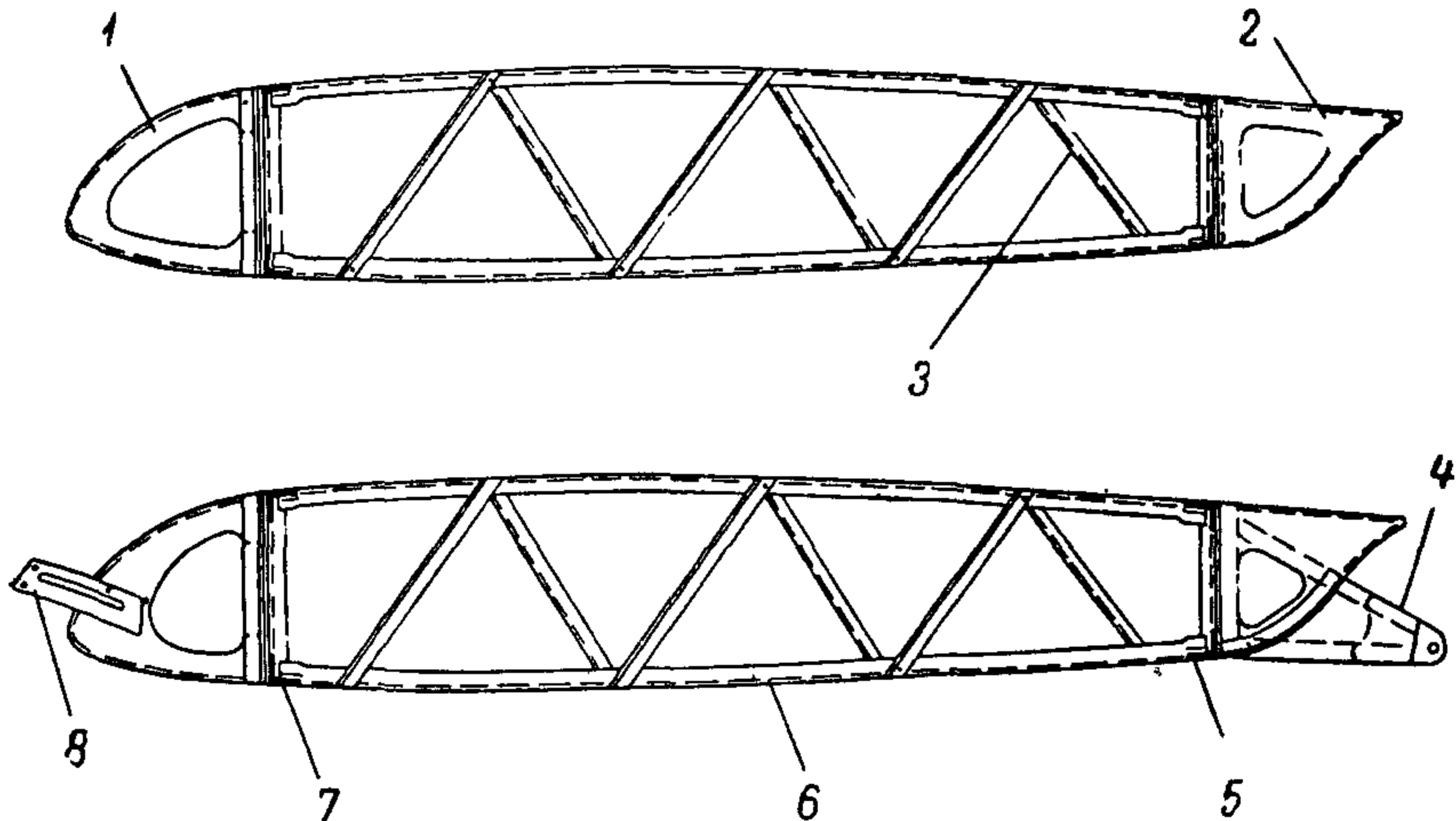


Рис 28 Нервюры

1—носик нервюры, 2—хвостовик нервюры, 3—раскос средней части нервюры, 4—кронштейн для подвески элерона, 5—задний лонжерон крыла, 6—полка нервюры, 7—передний лонжерон, 8—кронштейн для крепления предкрылка

Носик крыла обшит дуралюмином Д-16Т толщиной 0,6 мм. Дуралюминовая обшивка носка за верхними и нижними полками переднего лонжерона (между нервюрами) имеет рифты для прошивки полотна.

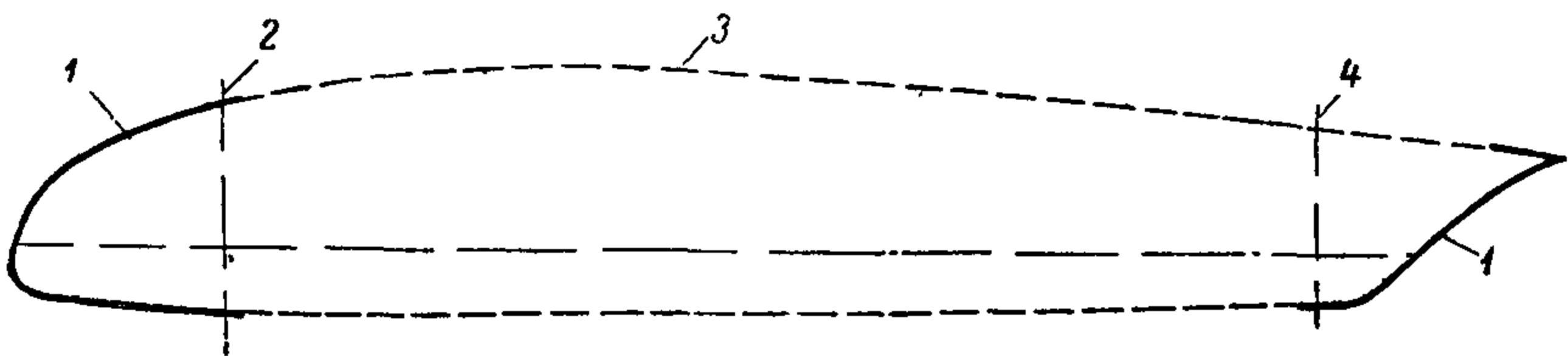


Рис 29 Схема обшивки крыла

1—листовой дюраль, 2—ось переднего лонжерона, 3—полотно, 4—ось заднего лонжерона

В носовой обшивке сделано 6 вырезов под кронштейны подвески предкрылков. В хвостовой части каждой половины крыла имеется 6 кронштейнов (11 и 14) подвески закрылка и элерона.

Нижняя хвостовая часть крыла также обшита анодированным листовым дуралюмином Д-16Т толщиной 0,4 мм. Дуралюминовая обшивка начинается впереди нижней полки заднего лонжерона и заканчивается на верхней части хвостика крыла на расстоянии 47 мм от конца крыла. Сверху и снизу хвостовая обшивка имеет рифты для крепления полотна: сверху рифты расположены между хвостовиками нервюр, а снизу — между средними частями нервюр.

Законцовка крыла 9, крепящаяся к 17-й нервюре, тоже имеет рифты для прошивки полотна.



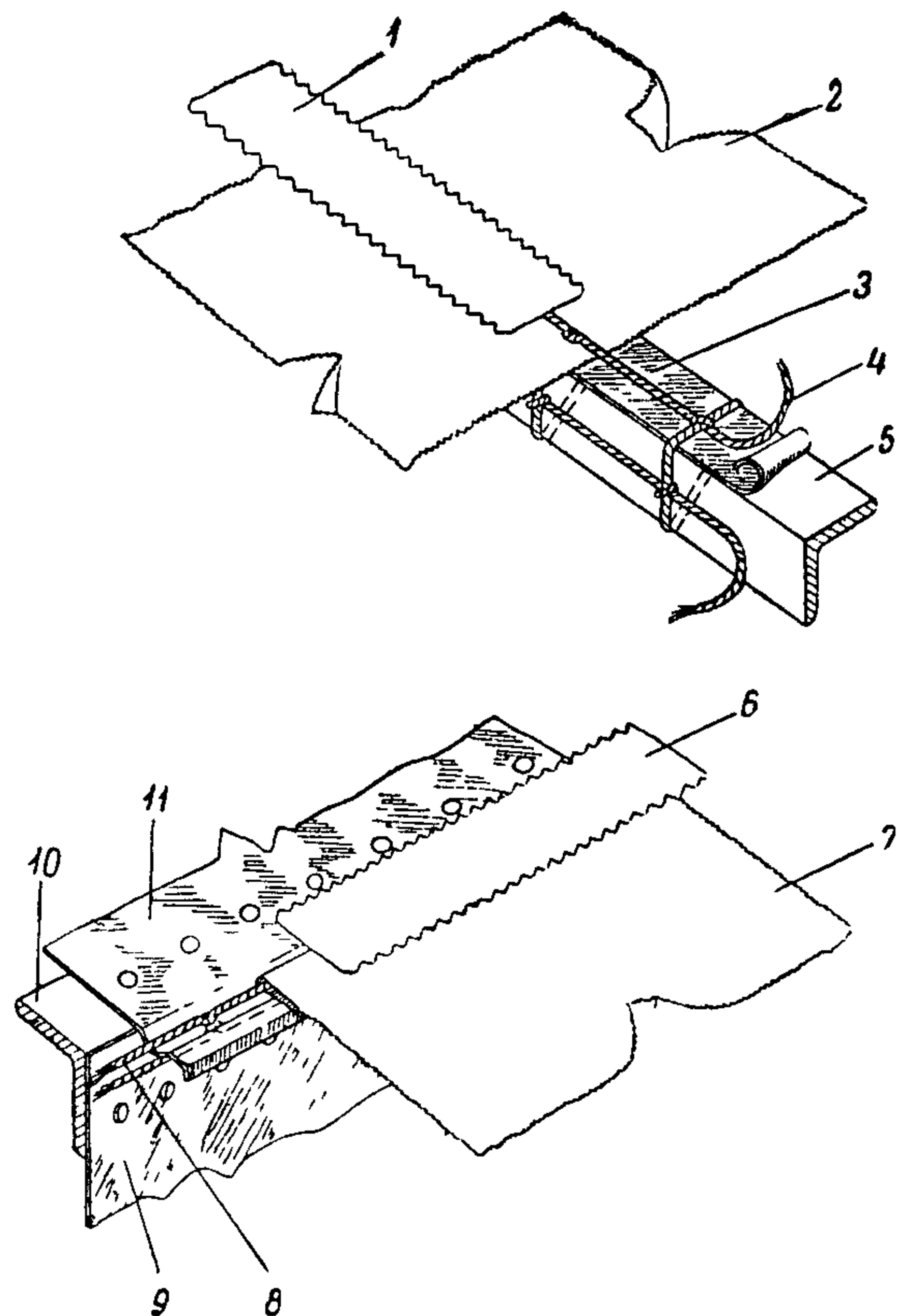


Рис 30 Типовое крепление полотна к каркасу крыла

1, 3, 6—ленты, 2—полотно, 4—нити 00, 5—полка нервюры, 8—нити «Маккей», 9—стенка лонжерона, 10—полка лонжерона, 11—дуралюминовая обшивка

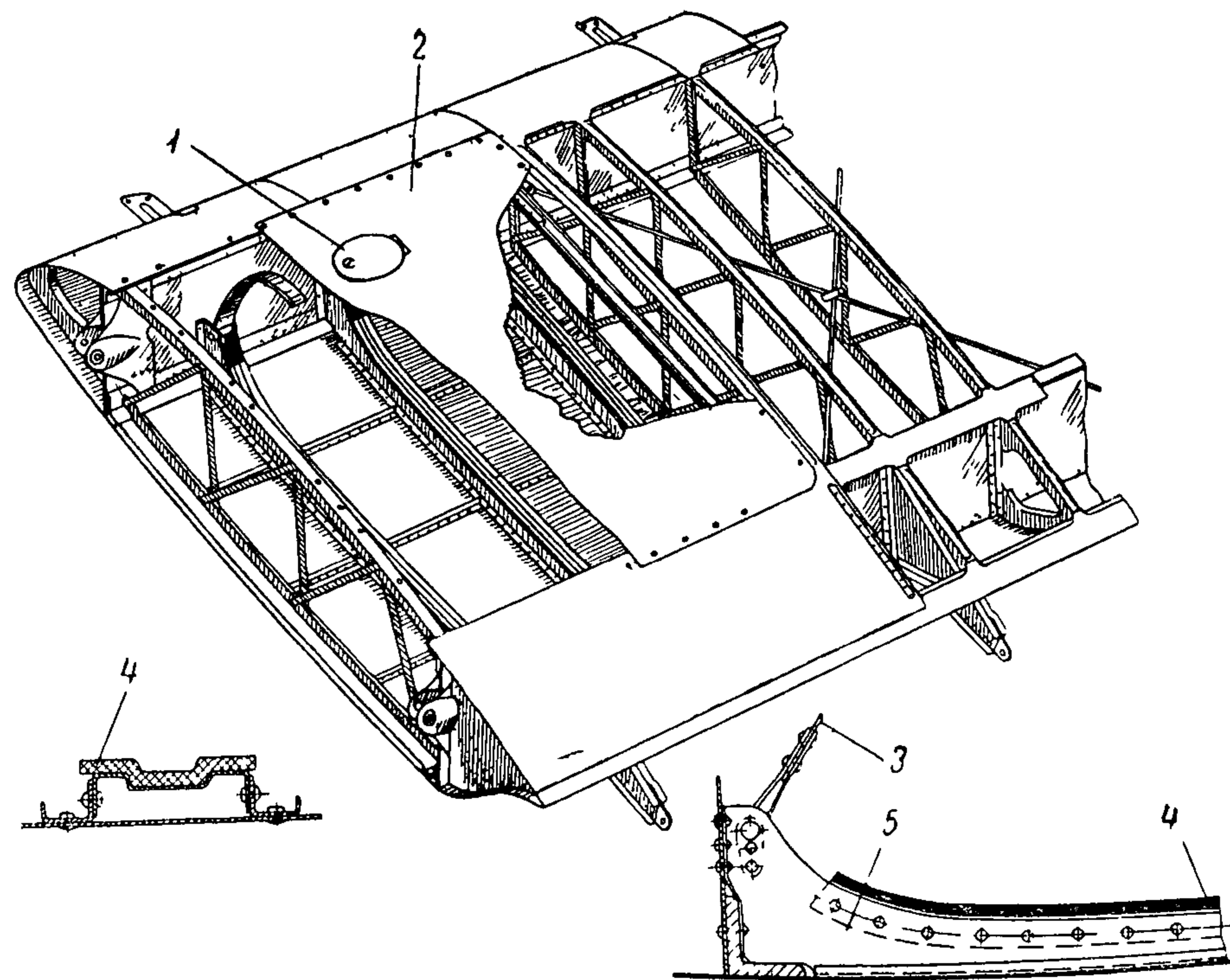


Рис 31 Отсек крыла для бензинового бака

1—лючок к заливной горловине бензинового бака, 2—съемная панель, 3—стяжная лента, 4—резиновая накладка, 5—ложемент

Нижняя часть крыла между передним и задним лонжеронами обтянута полотном АМ-100. Верхняя часть крыла обтянута полотном АМ-100 от переднего лонжерона до ребра обтекания крыла.

На рис 29 показана схема обшивки крыла по профилю, сплошной линией показан дуралюмин, а пунктиром — полотно.

На рис 30 показано типовое крепление полотна АМ-100 к каркасу крыла. На верхней позиции показано крепление полотна к нервюре, а на нижней — к дюралевой обшивке крыла. Шов заклеивается сначала газетной бумагой, а затем лентой АЛП-3. Кромку полотна пришивают вошевыми нитками «Маккей» 9, 5/8, а к полкам нервюр полотно пришивают нитками 00.

У корня каждой половины крыла между передним и задним лонжеронами расположен отсек 3 (см рис 27) для бензинового бака.

В каждом отсеке (рис 31) имеются по три ложементы 5 с резиновыми или фетровыми накладками 4 и две стяжные ленты 3 для крепления бака. Нижняя часть отсека обшита листовым дуралюминием, а верхняя часть имеет съемную дуралюминовую панель 2, которая на винтах крепится к отсеку. Доступ к заливной горловине бензобака обеспечивается лючком 1, установленным на панели.

#### ПЕРЕДНИЙ УЗЕЛ КРЕПЛЕНИЯ КРЫЛА К ФЮЗЕЛЯЖУ

Передний узел крепления крыла к фюзеляжу (рис 32) состоит из двух накладок 4 из хромансиля марки 30ХГСА, с временным сопротивлением

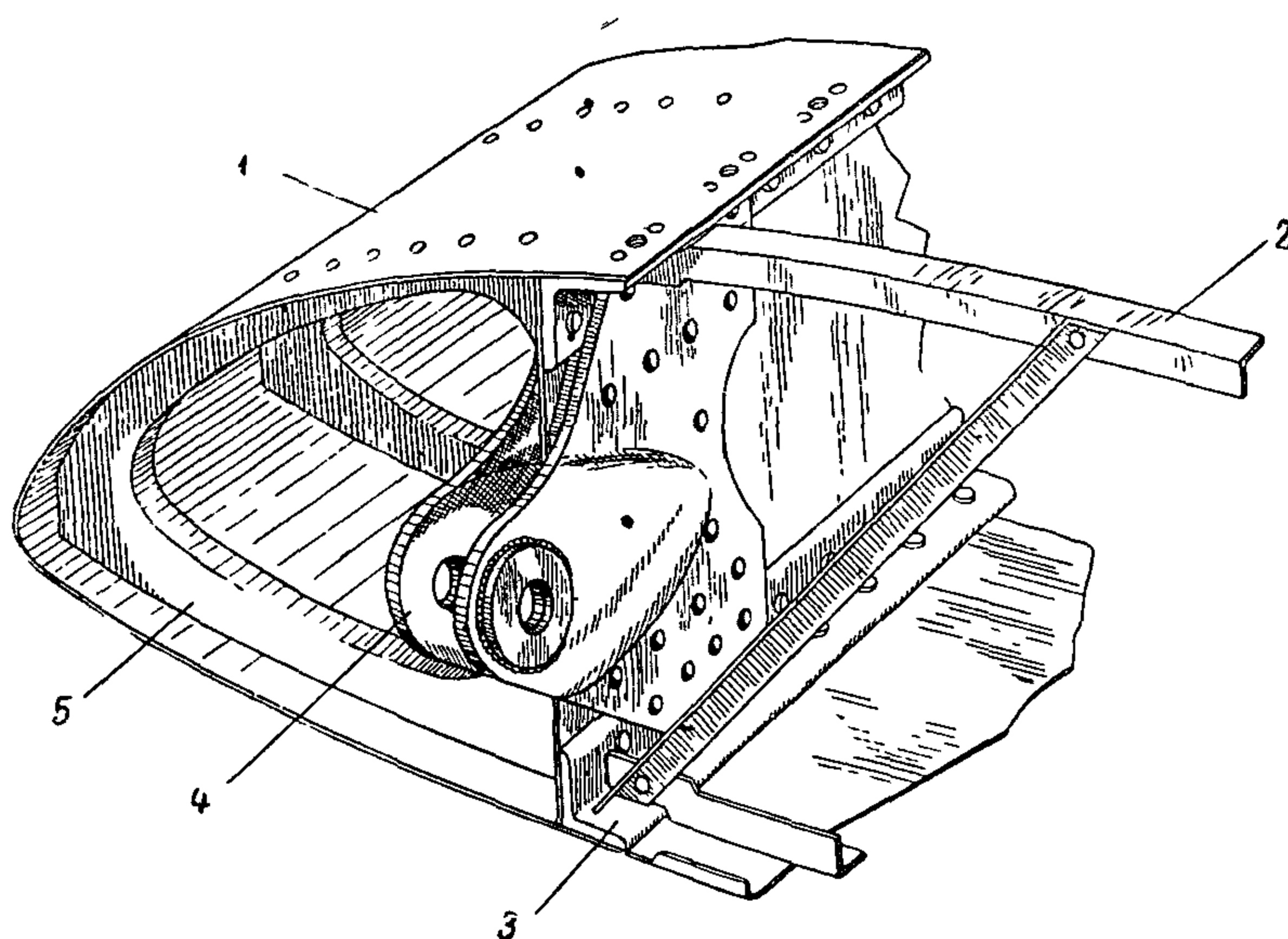


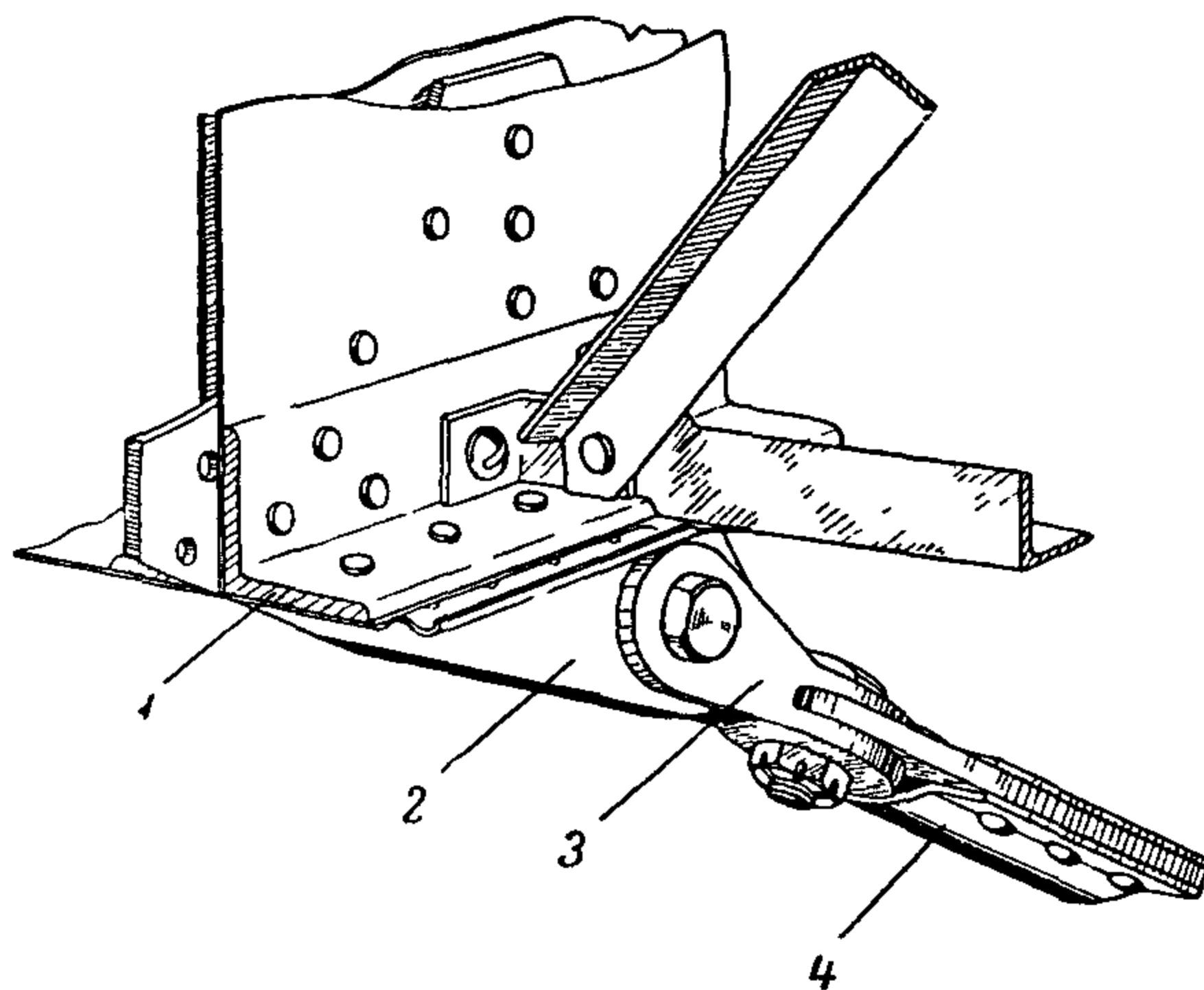
Рис 32 Передний узел крепления крыла к фюзеляжу

1—дуралюминовая обшивка носка крыла, 2—полка нервюры,  
3—полка переднего лонжерона, 4—накладка узла крепления крыла  
к фюзеляжу, 5—носок нервюры

110 — 130 кг/см<sup>2</sup>, приклепанных к стенкам и полкам 3 переднего лонжерона крыла

### УЗЕЛ КРЕПЛЕНИЯ ПОДКОСА К КРЫЛУ

На рис 33 показан узел крепления подкоса к крылу. Узел 2 изготовлен из хромансильевой стали 30ХГСА и с помощью заклепок и болта крепится к стенке и полкам 1 лонжерона крыла.



*Рис 33 Узел крепления подкоса к крылу*  
1—нижняя полка лонжерона крыла, 2—узел крепления подкоса, 3—серьга подкоса, 4—подкос

### ПРЕДКРЫЛОК

В поперечном сечении предкрылок крыла (рис 34) представляет собой часть профиля носка крыла, вырезанного из основного профиля по заданной кривой. Предкрылок расположен по всему размаху крыла на определенном расстоянии от него так, что между ним и крылом образуется постоянная щель соплообразного сечения. Предкрылок прижимает набегающий поток воздуха к верхней поверхности крыла. Кроме того, вследствие постепенного сужения щели к выходу воздух выходит из щели с большей скоростью и сдувает пограничный слой. Оба эти фактора препятствуют отрыву потока на больших углах атаки. Предкрылок увеличивает критический угол атаки крыла и сохраняет эффективность элеронов на больших углах атаки и вследствие этого сохраняет поперечную управляемость самолета.

Каркас предкрылка состоит из дуралюминового лонжерона швеллерного сечения 5 и нервюр 1 и 2. Каркас обшит листовым дуралюмином марки Д-16Т толщиной 0,4 мм. Вызвано это тем, что удельная нагрузка на предкрылок в несколько раз больше удельной нагрузки на основное крыло. Кроме того, для сохранения эффективности профилированная щель между предкрылком и крылом должна быть жесткой, т. к. при деформации предкрылка будет значительно уменьшаться его эффективность.

Крепление предкрылка к крылу производится при помощи шести кронштейнов 3, которые одним концом крепятся к усиленным носкам нервюр крыла, а другим — к нервюрам предкрылка.

### ЭЛЕРОН

Элерон щелевого типа имеет осевую аэродинамическую компенсацию и расположен по размаху крыла от закрылка до законцовки крыла. Профиль элерона вписывается в профиль крыла.

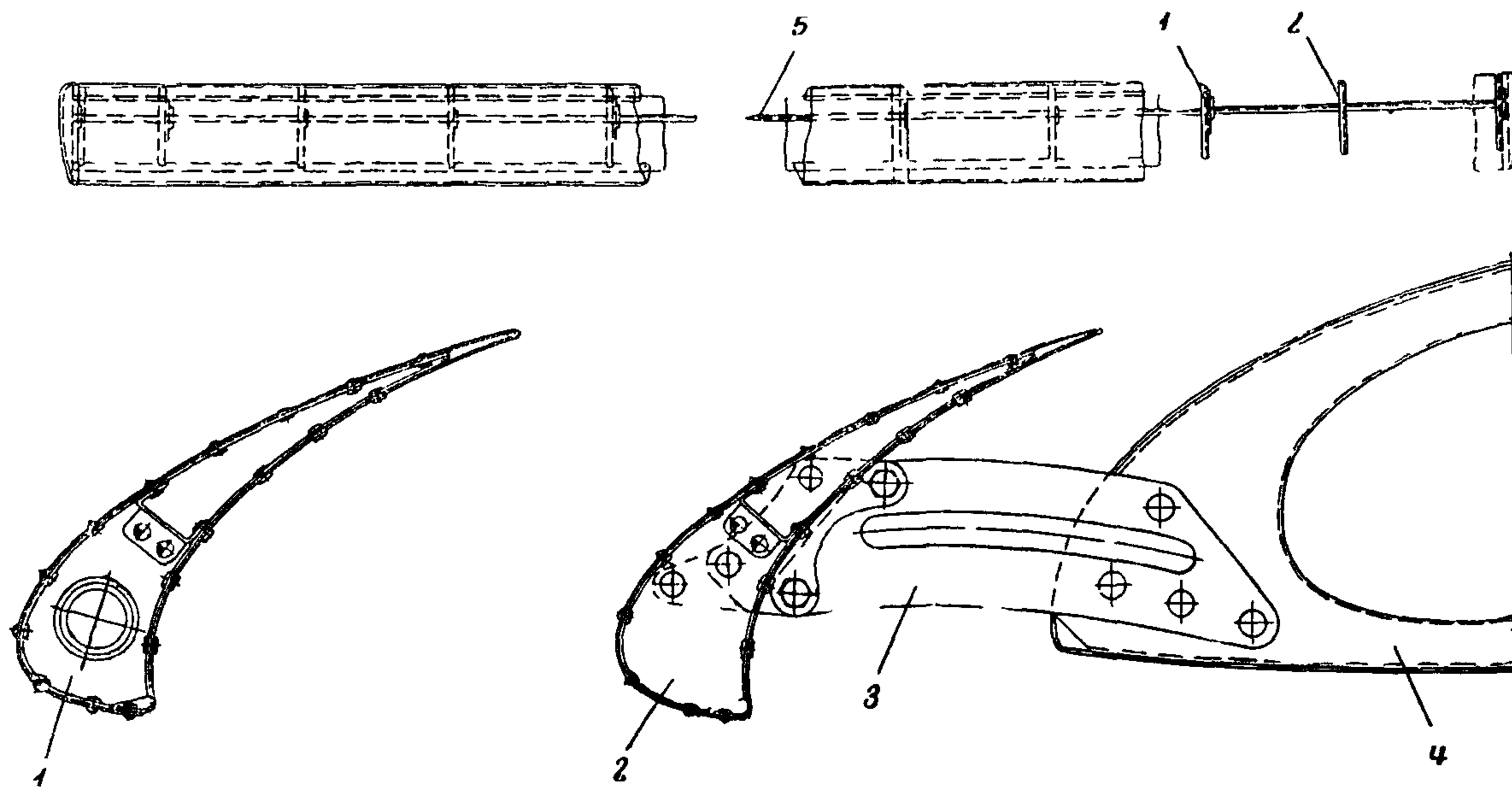


Рис 34 Предкрылок

1—и малая нервюра, 2—усиленная нервюра, 3—кронштейн, 4—носик нервюры  
крыла, 5—лонжерон предкрылка

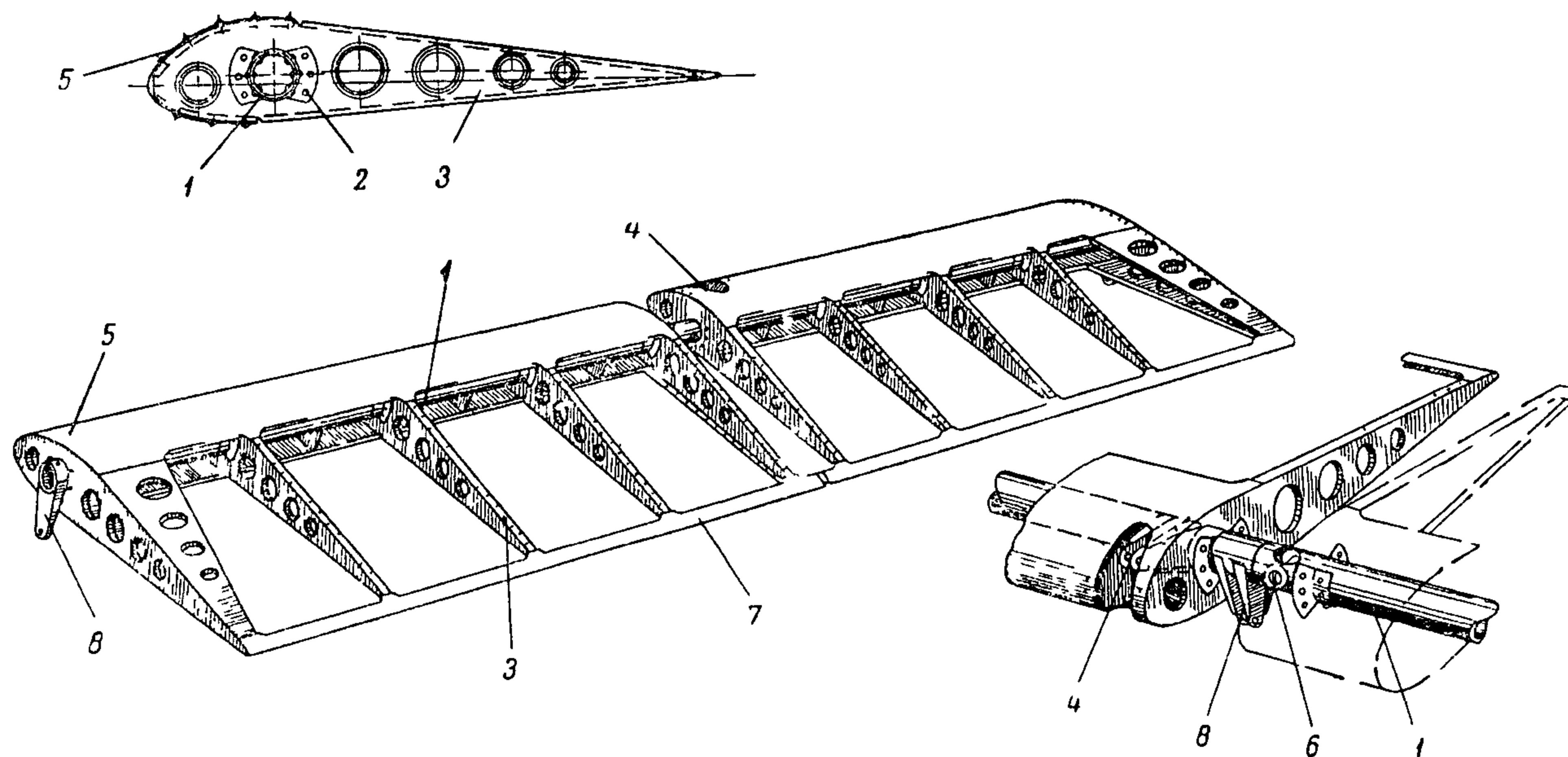


Рис 35 Каркас элерона

1—лонжерон элерона 2—уголки, 3—нервюра, 4—узел управления, 5—обшивка носка элерона, 6—соединение лонжеронов, 7—концевой обтекатель, 8—узел подвески элерона

Элерон разрезной, состоит из двух частей, соединенных шарниром. Каждая часть элерона имеет только две опоры. Такая конструкция предотвращает заклинивание элеронов из-за смещения его опор при изгибе крыла. Элерон подвешен к трем кронштейнам крыла, из которых один является общим для обеих половин элерона. Элерон состоит из дюралюминового каркаса, обшивки и узлов подвески и управления.

Каркас элерона (рис. 35) состоит из трубчатого лонжерона 1 и нервюр 3. Носок элерона обшит листовым дюралюминием 5. Нервюры крепятся к лонжерону при помощи уголков 2 заклепками. Хвостовики нервюр соединены концевым обтекателем 7, который крепится к нервюрам заклепками через литые вкладыши. В местах установки узла управления элероном 4 носовая обшивка вырезана, для крепления ее установлено два дополнительных носка. Весь элерон обтянут полотном АМ-100. На обтекателе каждого элерона установлен дюралюминовый триммер, который только на земле можно устанавливать под тем или иным углом к элерону.

### ЗАКРЫЛОК

Закрылок крыла щелевого типа имеет осевую аэродинамическую компенсацию, занимает 50% размаха отъемной части крыла и 22% общей хорды его.

Закрылок служит для увеличения  $C_{y_{max}}$  крыла без увеличения критического угла атаки его. Рост  $C_{y_{max}}$  у крыла с закрылком происходит вследствие увеличения вогнутости крыла при опускании закрылка вниз. Кроме того, при опускании щелевого закрылка между его носком и крылом (рис. 36) образуется профилированная щель. Воздух, устремляясь сквозь эту щель, увеличивает скорость пограничного слоя на верхней поверхности закрылка, препятствует срыву потока. Кроме того, образуется дополнительное разрежение по верхней поверхности основного профиля крыла. Все это приводит к увеличению  $C_{y_{max}}$  и уменьшению посадочной скорости.

Отклонение закрылка увеличивает  $C_x$  и создает возможность более крутого планирования, что особенно важно при посадке на аэродромах с плохими подходами.

Каркас закрылка не отличается от каркаса элерона.

Каждая половина закрылка подвешена к четырем кронштейнам крыла. Внешний кронштейн является общим с элероном.

Весь закрылок обтянут полотном АМ-100.

Управление закрылком осуществляется сжатым воздухом с помощью крана, установленного в кабине пилота.

На самолете Як-12Р закрылок может быть установлен в два положения  $0^\circ$  и  $40^\circ$ , а на самолете Як-12М закрылок имеет 3 положения  $0^\circ$ ,  $20^\circ$  и  $40^\circ$ . Для взлета на самолете Як-12Р закрылок отклоняется на  $40^\circ$ , а на самолете Як-12М — на  $20^\circ$ .

Посадочное положение закрылков на самолетах Як-12Р и Як-12М одинаковое и составляет  $40^\circ$ .

## Глава IV. ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

### ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Хвостовое оперение самолета Як-12Р (рис. 37) расчалочно-подкосного типа. В оперение самолета входят стабилизатор 1, руль высоты 6, киль 3, руль поворота 4, два подкоса и 4 ленты-расчалки. Киль со стабилизатором расчалены двумя лентами-расчалками 2, задний лонжерон стабилизатора расчален с фюзеляжем двумя лентами-расчалками, между передним лонжероном стабилизатора и фюзеляжем установлены два дюралюминовых подкоса. Хвостовое оперение имеет дюралюминовый каркас. Носки рулей,

киля и стабилизатора обшиты листовым дуралюмином. Все оперение за исключением носка и нижней части киля обтянуто полотном АМ-100. В хвостовой части каждой половины руля высоты установлены на специальных петлях триммеры, управляемые в полете из кабины самолета. Руль поворота имеет триммер, регулируемый только на земле.

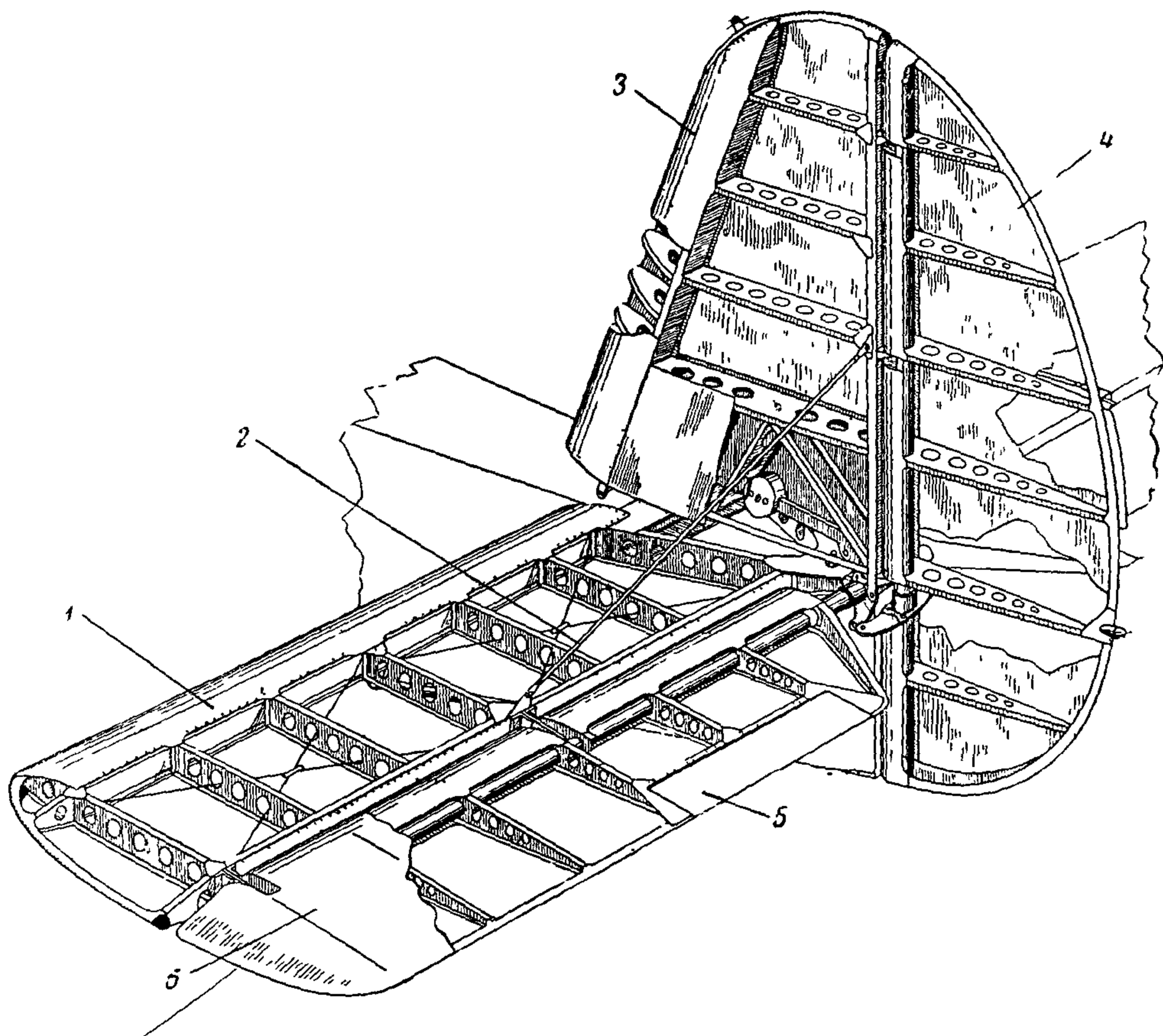


Рис. 37. Общий вид хвостового оперения.

1 — стабилизатор, 2 — лента-расчалка, 3 — киль, 4 — руль поворота, 5 — триммер руля высоты, 6 — руль высоты.

На самолете Як-12М установлены две дополнительные ленты-расчалки между задним лонжероном стабилизатора и фюзеляжем. Натяжение этих расчалок составляет 30—70 кг.

Все расчалки по ГОСТ 1004—48 № 6 и 7.

Кроме того, как видно из приведенной ниже таблицы, площади горизонтального и вертикального оперения на самолете Як-12М уменьшены.

	Як-12Р	Як-12М
Площадь горизонтального оперения,	5,135	4,52
Площадь вертикального оперения, м²	2,27	2,18

Обтяжка оперения полотном производится путем пришивки его к полкам нервюр. Снаружи швы заклеиваются лентами шириной 25—30 мм. Нижняя обшивка оперения снабжена рядом дренажных отверстий. Отверстия окантовываются целлулоидными шайбами.



## СТАБИЛИЗАТОР

Каркас стабилизатора (рис. 38) состоит из переднего 3 и заднего 5 лонжеронов и 14 нервюр 4. Носок стабилизатора обшит анодированным листовым дуралюмином 2 из материала Д-16Т толщиной 0,5 мм. В передней части носок имеет вырез, соответствующий хвостовой части фюзеляжа. Междулонжеронный участок расчален четырьмя крестами проволочных расчалок 10 ВС п в диаметре 3 мм. Натяжение расчалок 75 кг (от 50 до 100 кг).

Лонжероны стабилизатора балочного типа состоят из верхней и нижней полок и стенки. Полки изготовлены из уголков Д-16Т пр 100-7, а стенки из листового дуралюмина Д-16Т толщиной 0,6 мм.

Нервюры стабилизатора отштампованы из листового дуралюмина Д-16Т толщиной 0,6 и 0,8 мм.

Обод стабилизатора 1 изготовлен из листового дуралюмина Д-16Т толщиной 0,8 мм. Весь стабилизатор обшит полотном АМ-100.

Стабилизатор крепится к фюзеляжу тремя узлами: двумя передними 8 и одним задним.

Задний узел имеет вертикально расположенный болт 7, позволяющий регулировать на земле угол установки стабилизатора при его монтаже.

Угол установки стабилизатора относительно оси фюзеляжа на самолете Як-12Р — 2°, а на самолете Як-12М — 1,45°.

На заднем лонжероне установлено 5 дуралюминовых узлов подвески руля высоты 6 и два узла 9 из 30ХГСА для крепления лент-расчалок.

На переднем лонжероне стабилизатора смонтированы два узла из 30ХГСА для крепления подкосов стабилизатора.

Подкосы стабилизатора изготовлены из труб обтекаемой формы (Д1ТК 54×23×1,5), на одном конце трубы установлен вильчатый болт, с помощью которого можно регулировать длину подкоса.

Натяжение лент-расчалок стабилизатора на самолете Як-12Р должно быть:

- а) верхних — 240 кг (от 210 до 270),
- б) нижних — 300 кг (от 270 до 330).

Площадь стабилизатора самолета Як-12Р составляет 2,34 м<sup>2</sup>, а на самолете Як-12М — 2,01 м<sup>2</sup>. Уменьшен и размах стабилизатора на самолете Як-12Р: он составляет 4,44 м, а на самолете Як-12М — 4,03 м.

## РУЛЬ ВЫСОТЫ

Руль высоты состоит из двух частей: правой и левой. Обе половины руля с помощью фланцев соединены вместе пятью болтами из 30ХГСА с временным сопротивлением 110—130 кг/см<sup>2</sup> диаметром 6 мм. Профиль руля высоты вписывается в профиль горизонтального оперения. Руль высоты болтами из 30ХГСА с временным сопротивлением 110—130 кг/см<sup>2</sup> диаметром 6 мм подвешен в пяти точках к заднему лонжерону стабилизатора.

Руль высоты имеет осевую аэродинамическую компенсацию и весовую балансировку, предохраняющую руль от вибраций на всем диапазоне рекомендованных скоростей полета.

Каркас каждой половины руля высоты (рис. 39) состоит из лонжерона 3, 6 нервюр 5 и обода 6.

Носок руля высоты обшит анодированным листовым дуралюмином 1 марки Д-16АТ л 0,4 толщиной 0,4 мм.

Лонжерон представляет собой дуралюминовую трубу размером 35×33 мм из материала Д-1. К лонжерону приклепаны нервюры из Д-16АГ толщиной 0,5 мм.

Балансировочный груз 2 весом 2,65 кг установлен по оси самолета на плече длиной 250 мм.

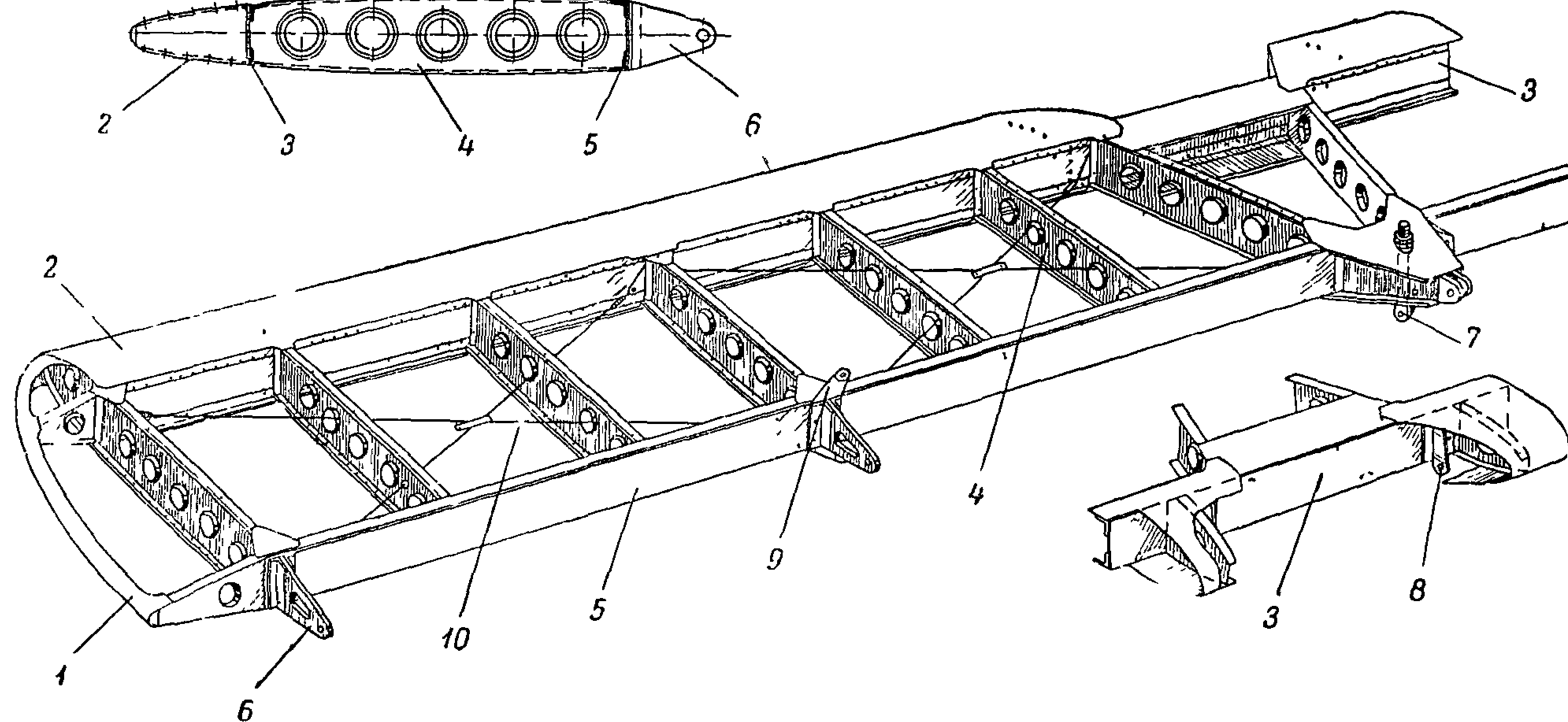


Рис 38 Каркас стабилизатора

1—обод, 2—дуралюминовая обшивка носка, 3—передний лонжерон, 4—нервюра, 5—задний лонжерон, 6—узел подвески руля высоты, 7—регулирующийся болт, 8—передний узел крепления стабилизатора к фюзеляжу, 9—узел крепления лент-расчалок, 10—проволочная расчалка

При отклонении руля высоты груз перемещается внутри каркаса киля. На самолетах Як-12М последних серий по контуру груза имеется круговая фаска для большей надежности движения балансира внутри киля, а вес груза увеличен до 3,2 кг.

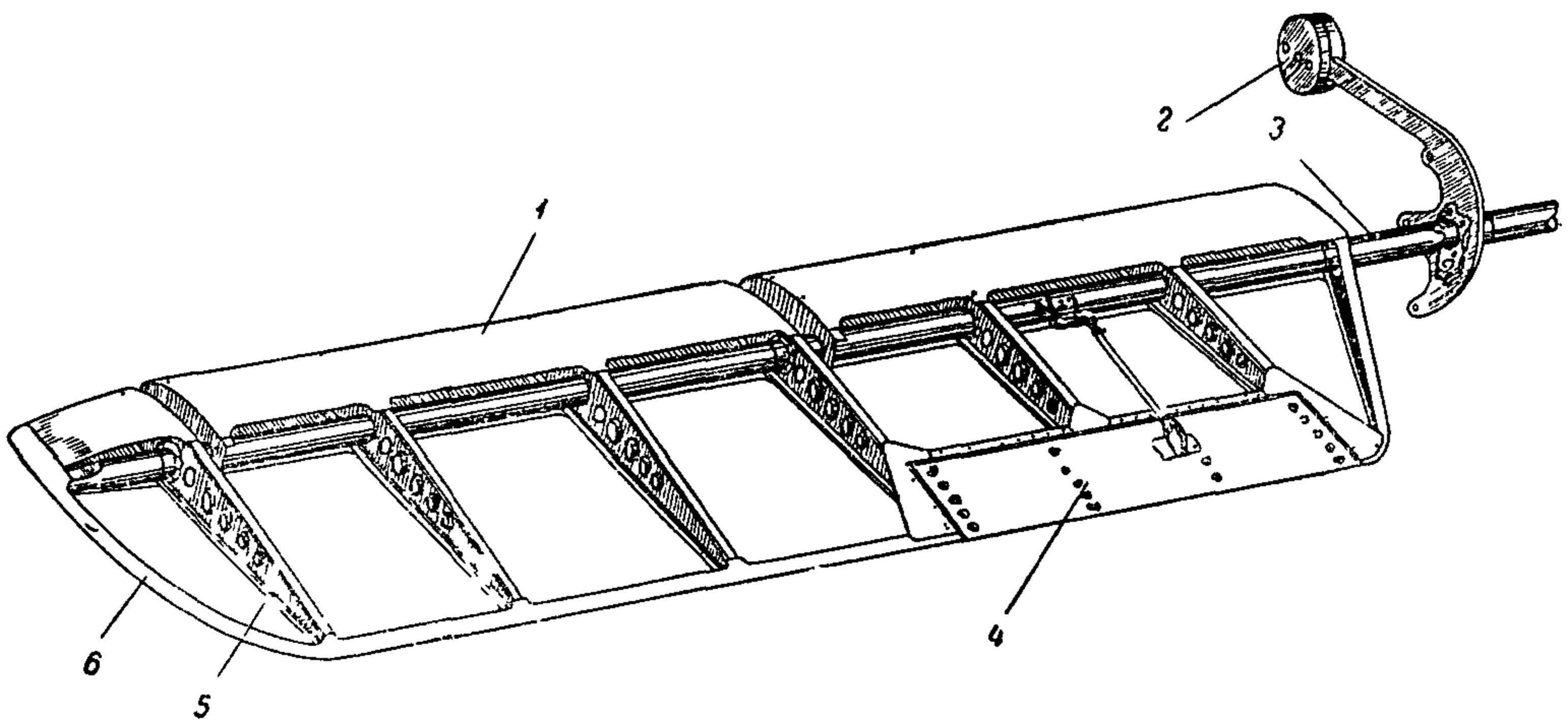


Рис 39 Каркас руля высоты

1—дуралюминовая обшивка носка руля высоты, 2—баланси́ровочный груз, 3—лонжерон, 4—триммер, 5—нервюра, 6—обод

Весь руль высоты обтянут полотном АМ-100

## КИЛЬ

Киль имеет трапецевидную форму. Каркас киля (рис 40) образован двумя лонжеронами 5 и 2 швеллерного сечения, пятью балочными нервюрами 7 и ободом 6.

Носок киля и нижняя часть его (от 1 до 2-й нервюры) обшиты анодированным листовым дуралюмином 4 марки Д-16АТ толщиной 0,6 мм.

Киль к фюзеляжу крепится четырьмя болтами диаметром 8 мм из 30ХГСА с временным сопротивлением 110—130 кг/мм<sup>2</sup>.

Киль расчален двумя лентами-расчалками, укрепленными на стабилизаторе, натяжение лент-расчалок 240 кг (от 210 до 270).

На заднем лонжероне киля крепятся три стальных узла 1 навески руля направления.

В переднюю часть обода киля вклепан сваренный из двух пластинок стальной кронштейн 3 крепления антенны радиостанции. Часть киля между передним и задним лонжеронами на участке от второй нервюры до обода обтянута полотном АМ-100. На левой стороне киля (между 1 и 2-й нервюрами) установлен лючок для контроля крепления груза-балансира руля высоты.

На самолете Як-12М установлен гаргрот киля (обтекатель, образующий гребень перед килем).

## РУЛЬ ПОВОРОТА

Каркас руля поворота (рис 41) состоит из лонжерона 1, 6 нервюр 4 и обода 3. Носок руля обшит анодированным листовым дуралюмином Д-16Т толщиной 0,5 мм. Лонжерон изготовлен из дуралюминовой трубы Д1Т размером 35×33 мм, верхний конец ее обжат для сопряжения с ободом.

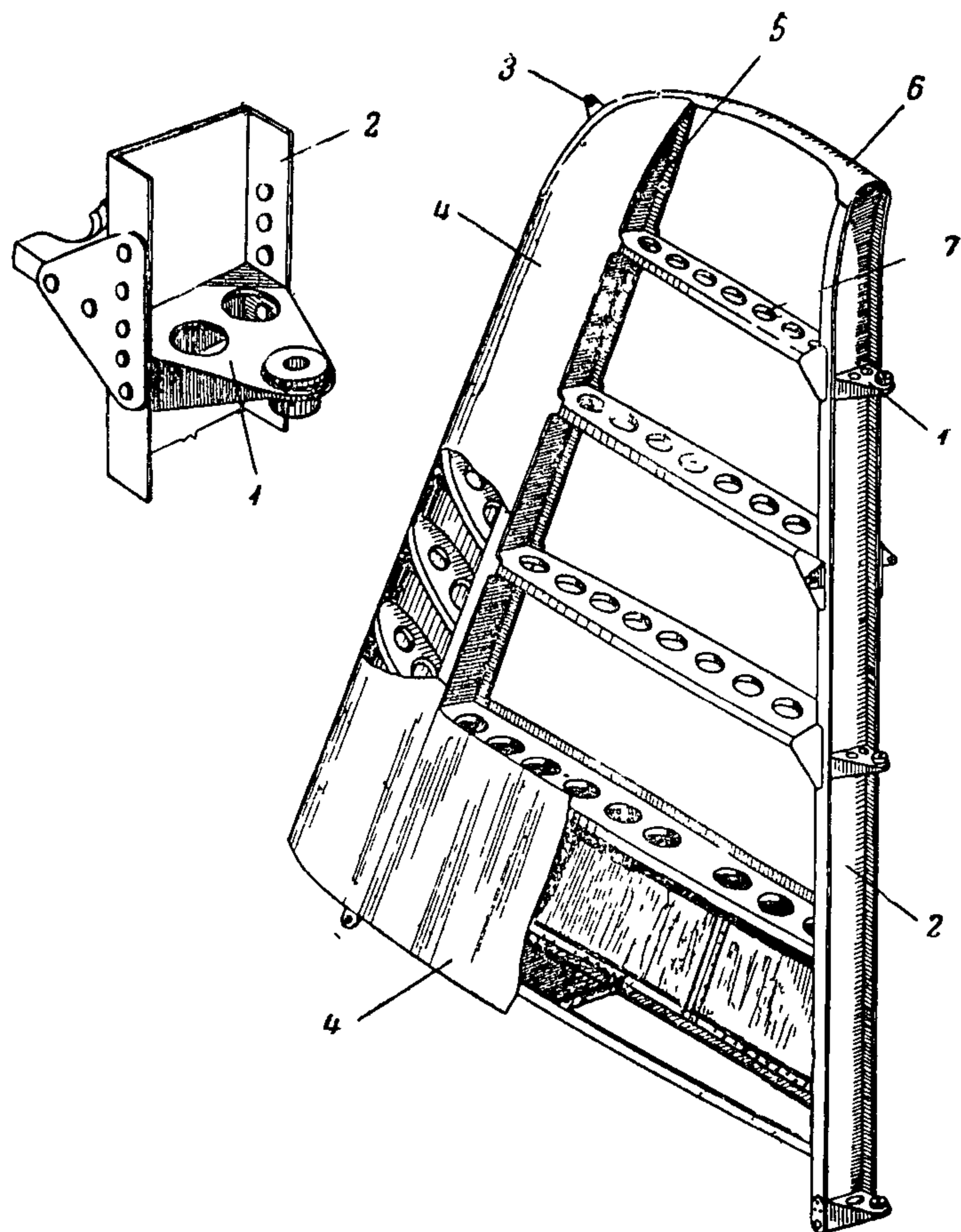


Рис 40 Каркас кия

1—узел навески руля, 2—задний лонжерон, 3—кронштейн крепления антенны радиостанции, 4—дуралюминовая обшивка, 5—передний лонжерон, 6—обод, 7—нервюра

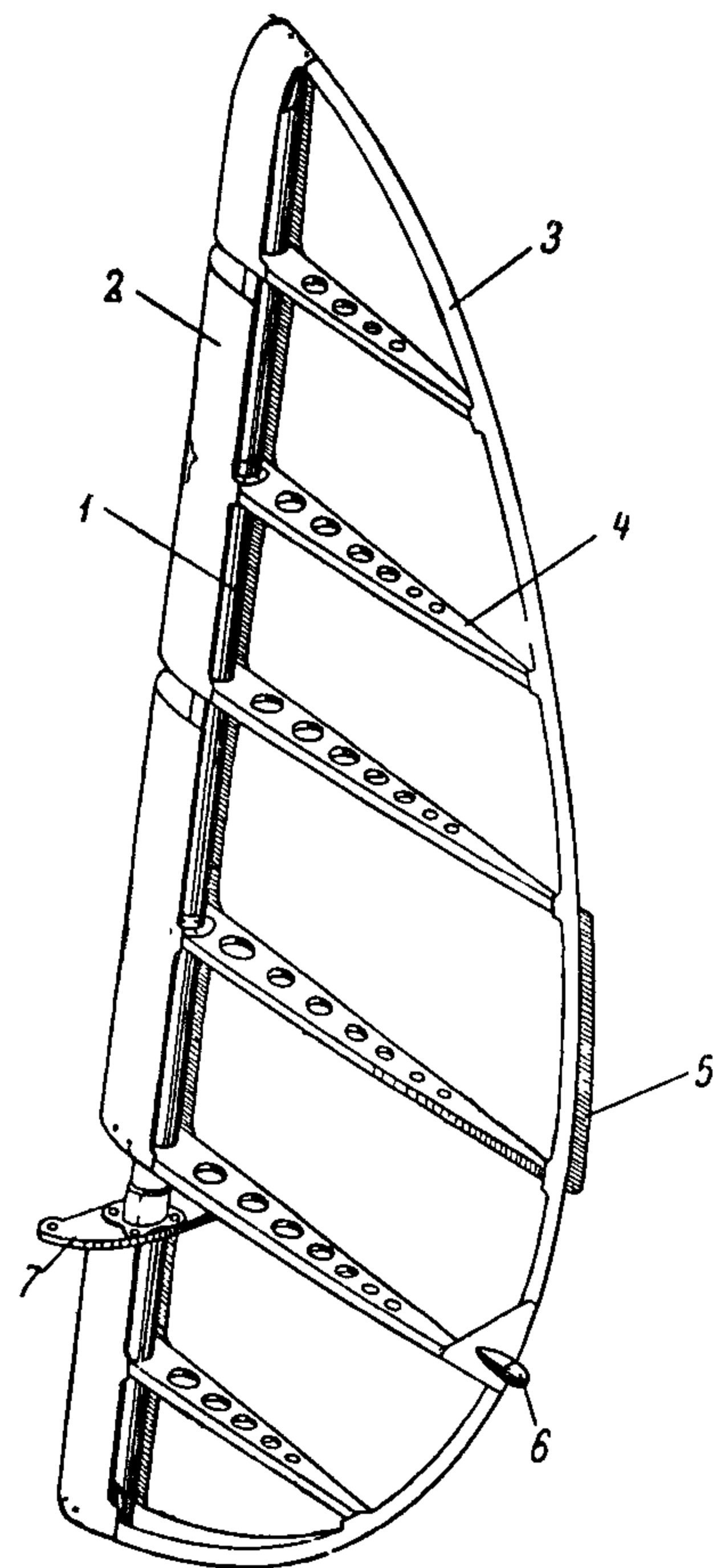


Рис 41 Каркас руля поворота

1—лонжерон, 2—дуралюминовая обшивка носка руля поворота, 3—обод, 4—нервюра, 5—триммер, 6—лампа АНО, 7—качалка управления

Нервюры отштампованы из листового дюралюмина Д-16АТ толщиной 0,6 мм. Концы лонжерона и хвостовики нервюр соединены дюралюминовым ободом, согнутым из листа Д-16Т толщиной 0,8 мм.  
Руль поворота подвешен к килю в трех точках.

### ТРИММЕРЫ ОПЕРЕНИЯ

Хвостовое оперение самолетов Як-12Р и Як-12М имеет триммеры на руле поворота и руле высоты.

На ободу руля поворота между 3 и 4-й нервюрами (рис. 41) установлен дюралюминовый триммер 5, который только на земле можно устанавливать под тем или иным углом к рулю поворота.

Триммер руля высоты имеет специальную ручку управления, расположенную слева на приборной доске в кабине самолета, с помощью этой ручки можно в полете отклонить триммер на угол до  $20^\circ$  вверх и  $30^\circ$  вниз и тем самым снять нагрузку на ручку управления самолетом.

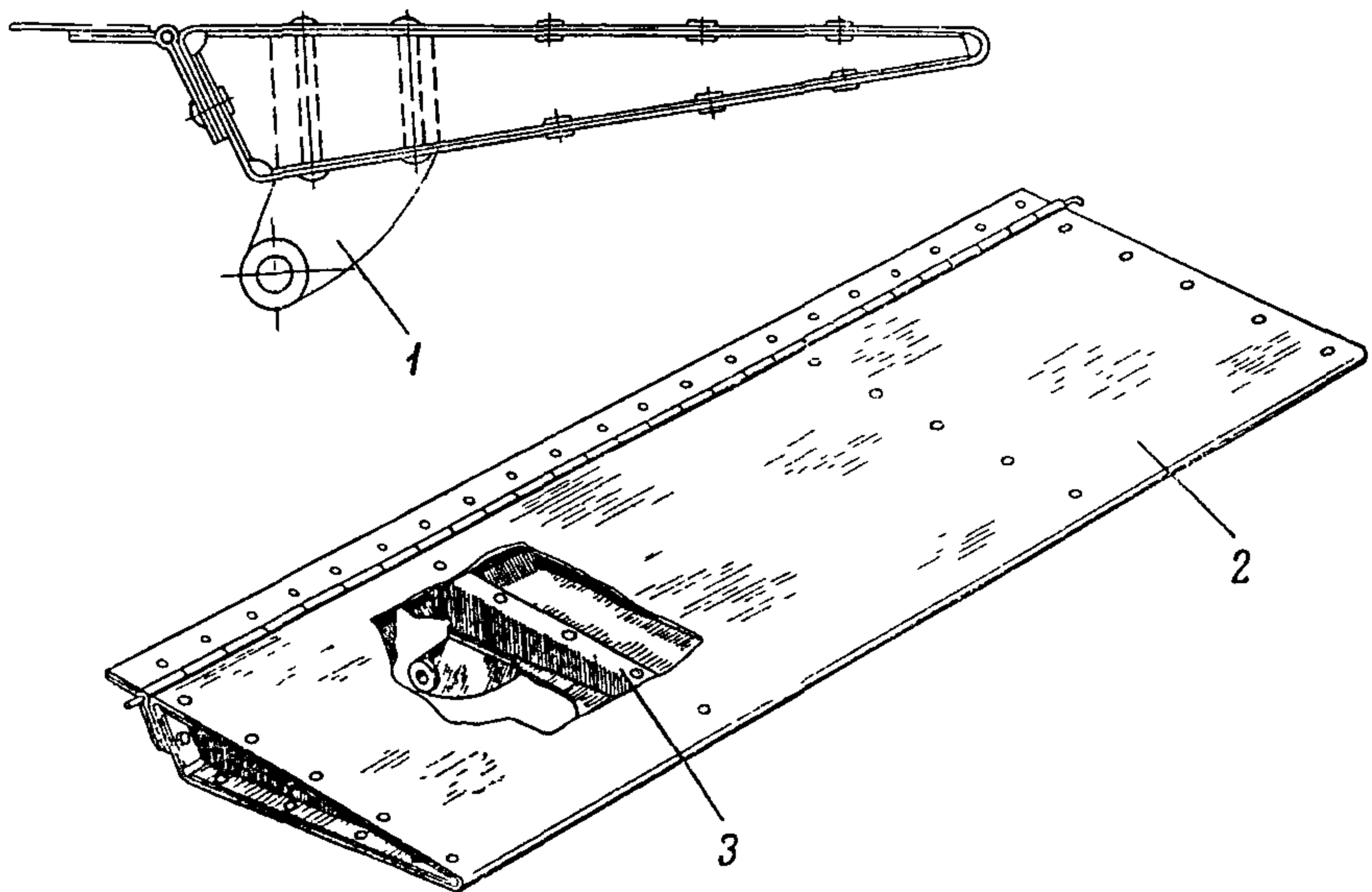


Рис. 42 Триммер руля высоты  
1—кронштейн, 2—обшивка, 3—нервюра

Триммер руля высоты (рис. 42) состоит из дюралюминовой обшивки 2 (Д-16АТ) толщиной 0,5 мм и нервюр 3. На триммере установлен кронштейн 1 управления.

Триммер подвешен к рулю высоты на шомполе.

## Глава V. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

### ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Управление самолетом состоит из управления рулем высоты, элеронами, рулем направления, закрылками, триммером руля высоты и тормозами колес шасси.

Управление рулем высоты, элеронами, рулем направления и триммером руля высоты смешанного типа, а управление закрылками имеет жесткую проводку и цилиндр, который с помощью сжатого воздуха производит уборку и выпуск закрылков.

Управление тормозами колес шасси пневматическое от гашетки, установленной на ручке управления самолетом в кабине

Ручка управления рулем высоты и элеронами может качаться вокруг поперечной оси и независимо от этого вокруг продольной оси самолета. Ручка обеспечивает независимое действие руля высоты и элеронов и позволяет одной рукой управлять обоими органами управления. Ручка отклоняется «на себя» на  $15,5 - 18,5^\circ$ , «от себя» — на  $7 - 9^\circ$ , а вправо и влево — по  $15^\circ$  в каждую сторону от нейтрального положения. Имеется стопор ручки управления рулем высоты и элеронами, которым рекомендуется пользоваться при кратковременной стоянке.

На самолетах Як-12Р и Як-12М в учебном варианте установлено второе управление элеронами, рулем высоты и рулем поворота.

Диаметр тросов в управлении 3 мм, а в учебном варианте диаметр тросов увеличен до 3,5 мм.

### УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ ВЫСОТЫ

Управление рулем высоты (рис. 43) состоит из ручки 4, тяги 5, качалок 6 и 10 и троса 9. Дуралюминовая изогнутая труба из материала Д-1 диаметром  $35 \times 31$  мм прикреплена двумя конусными болтами к стакану с качалкой, а стакан соединен с обоймой 1. Отклонение ручки управления 4 «на себя» ограничивается резиновым упором 3, а «от себя» — резиновым упором 2.

Обойма 1 крепится к нижней трубе фермы фюзеляжа, соединяющей узлы крепления подкосов крыла и шасси. В трубу вварена втулка.

Тяга 5 — дуралюминовая труба из материала Д-1 размером  $32 \times 30$  мм. Шарнирный механизм тяги позволяет передней вилке вращаться вокруг своей оси при отклонении ручки управления 4 в стороны.

Задняя вилка тяги 5 служит для регулировки отклонения руля высоты вверх и вниз (с сохранением диапазона отклонений), для изменения натяжения тросов, а также для регулировки углов отклонения руля высоты. Имеются тандеры 7, расположенные у качалки 6 и в хвостовой части.

Качалка 6 изготовлена из материала Д-16Т.

Ролики 8 управления рулем высоты текстолитовые. На самолетах Як-12Р в учебном варианте установлены ролики из алюминиевого сплава Д1Т с большей канавкой.

### УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРОМ РУЛЯ ВЫСОТЫ

Управление триммером руля высоты (рис. 44) смешанного типа. Специальная ручка 3 расположена слева на приборной доске пилота. Ручка насажена на ось зубчатой рейки 2, которая в свою очередь соединена жесткой тягой 8 с ведущим роликом 1. От ведущего ролика 1 управление триммерами осуществляется с помощью проволочных прядей 5, а далее через качалку 7 и тягу 6 управление идет к узлу на триммере 4.

Углы отклонения и фиксация триммеров в заданном положении обеспечивается зубчатой рейкой и стопором.

### УПРАВЛЕНИЕ ЭЛЕРОНАМИ

Управление элеронами дифференциальное, т. е. угол отклонения элерона вверх значительно больше его отклонения вниз. На самолетах Як-12Р и Як-12М отклонение элеронов вверх составляет  $23^\circ$ , а вниз —  $16^\circ$ . Делается это для того, чтобы повысить эффективность элеронов, особенно при полете на больших углах атаки. Как известно, при одинаковых углах отклонения сопротивление опущенного элерона больше сопротивления поднятого, вследствие этого на самолет будет действовать момент, кото-

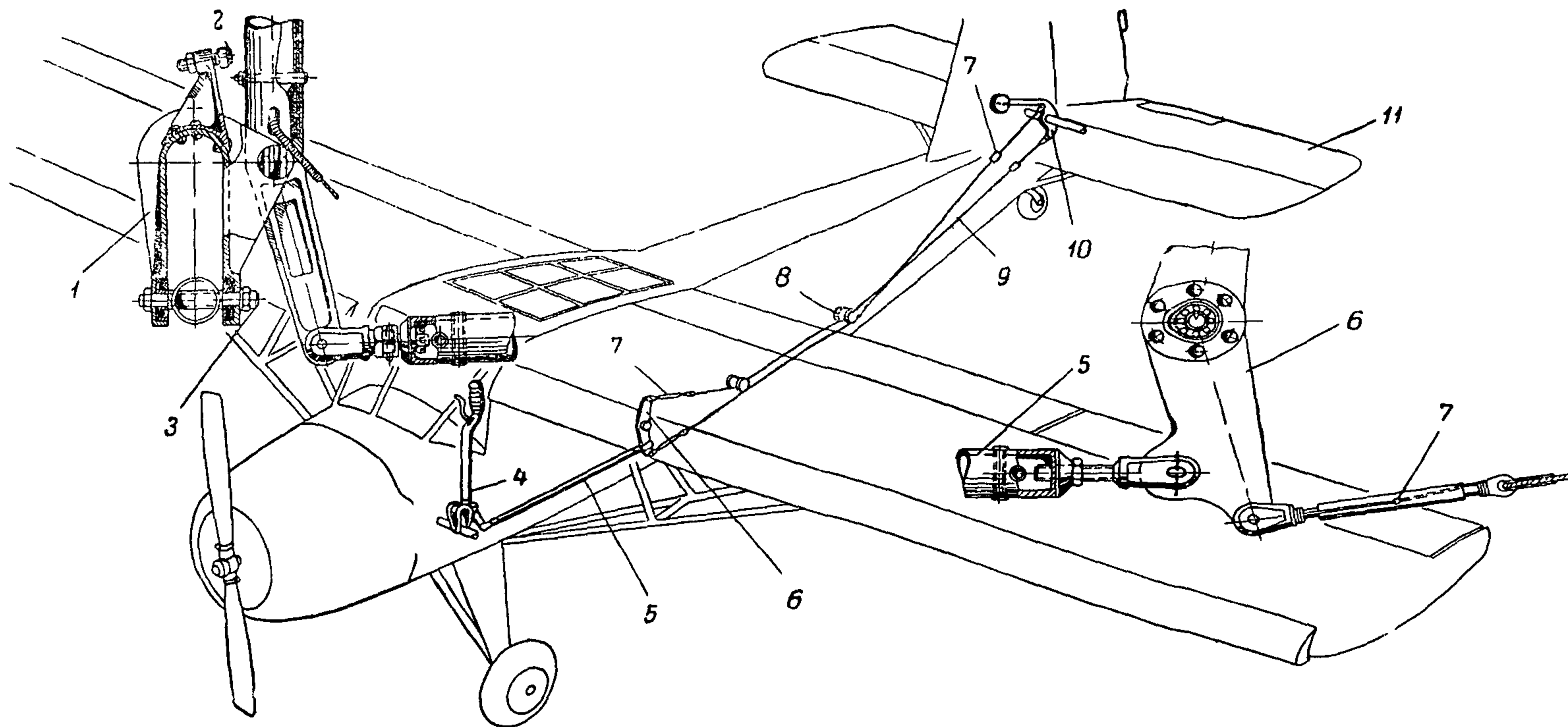


Рис 43 Управление рулем высоты  
1—обойма, 2, 3—резиновый упор, 4—ручка управления, 5—тяги, 6—качалка, 7—тандер, 8—ролик, 9—трос, 10—качалка, 11—руль высоты

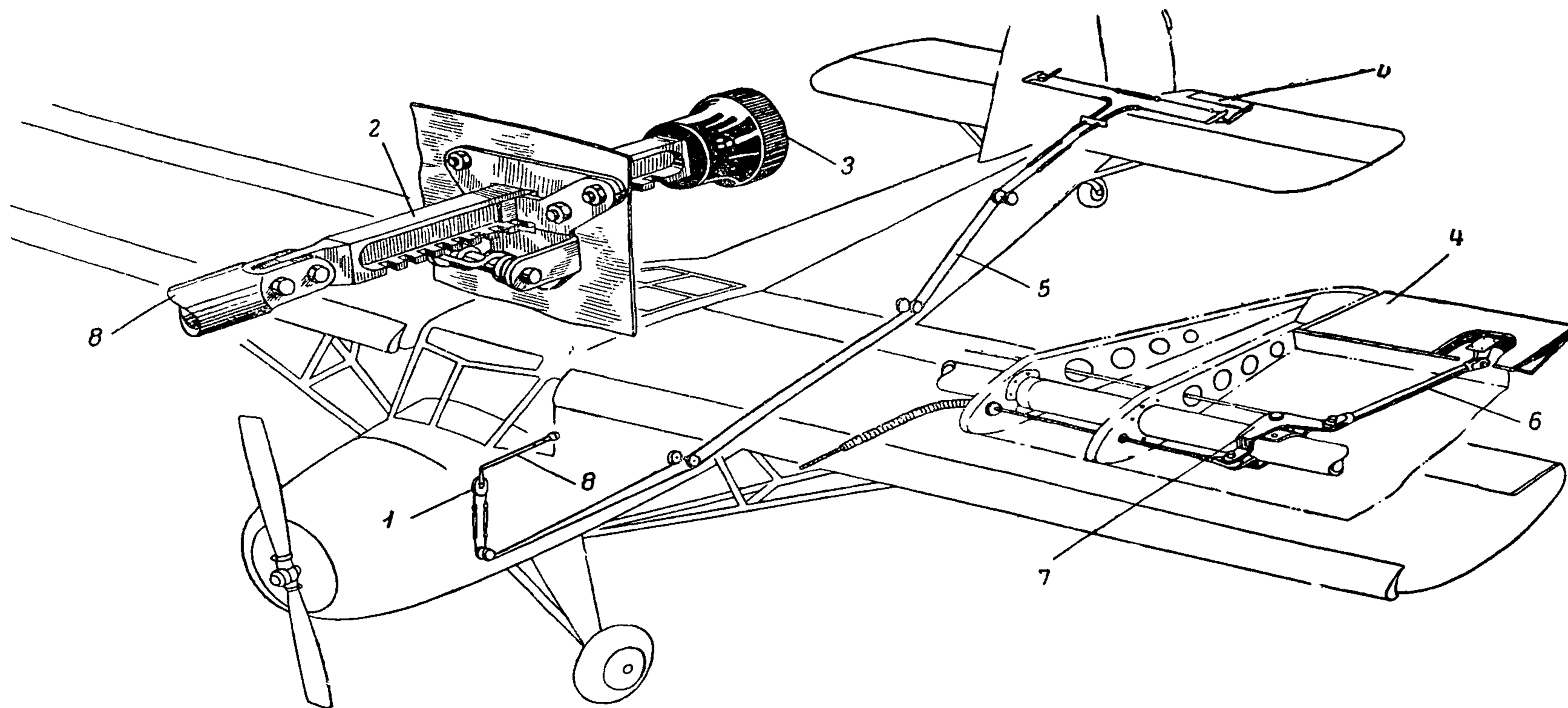


Рис. 44. Управление триммерами руля высоты:  
 1—ролик; 2—зубчатая рейка; 3—ручка; 4—триммер руля высоты; 5—проволочная прядь; 6—тяги; 7—качалка; 8—тяги.



рый стремится развернуть самолет в сторону, противоположную развороту

Кинематически дифференциальное управление обеспечивается тем, что в нейтральном положении тяга 6 присоединяется к рычагу наклонного ролика 2 под углом в  $135^\circ$

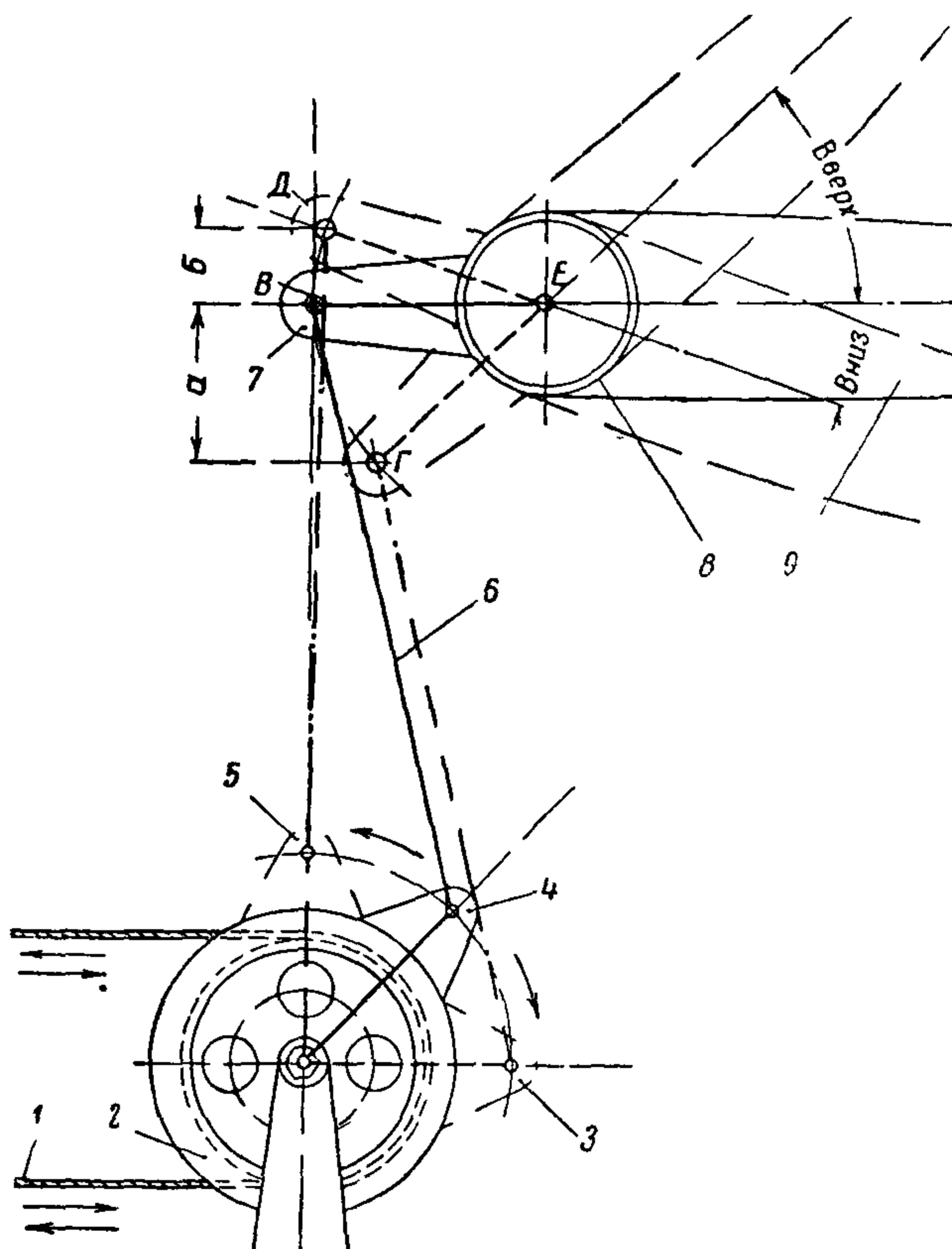


Рис 45 Схема дифференциального управления

1—трос управления элеронами, 2—наклонный ролик, 3—положение кронштейна ролика при отклонении элерона вверх, 4—положение кронштейна ролика при нейтрально установленных элеронах, 5—положение кронштейна ролика при отклонении элерона вниз, 6—тяга элерона, 7—кронштейн управления элероном, 8—лонжерон элерона, 9—элерон

На рис 45 показана схема дифференциального управления элеронами на самолетах Як-12Р и Як-12М. На этой схеме показаны 3 положения управления левым элероном: нейтрально — В, элерон отклонен вверх — Г и элерон отклонен вниз — Д.

Управление правым элероном представляет собой отраженный вид управления левым элероном.

При отклонении ручки управления самолетом влево тросы 1 вращают по часовой стрелке наклонный ролик 2 вместе с рычагом 4. Через тягу 6 это движение передается на качалку 7 управления элероном, который, вращаясь вокруг точки Е на оси лонжерона 8, отклоняет элерон 9 вверх. При отклонении ручки вправо ролик 2 будет вращаться против часовой стрелки, а элерон 9 — отклоняться вниз.

При отклонении элерона вверх на  $23^\circ$  рычаг 4 перейдет в положение 3, при этом качалка 7 управления элероном переместится против часовой стрелки: точка В, вращаясь вокруг точки Е, перейдет в точку Г, проекция ВГ на ось, параллельную оси фюзеляжа, будет равна отрезку а. При опу-

скании элерона вниз на  $16^\circ$  кронштейн 4 перейдет в положение 5; при этом кронштейн 7 переместится по часовой стрелке: точка В перейдет в точку Д, а проекция ВД составит отрезок б.

Как видно из схемы, величина а значительно больше б. Таким образом обеспечивается неодинаковое (дифференциальное) отклонение элеронов вверх и вниз.

Управление элеронами состоит (рис. 46) из ручки управления 1, обоймы 2, троса 3, тандеров 4, наклонных роликов 8 и тяги 6. Отклонение ручки 1 вправо и влево ограничивается резиновыми упорами, установлен-

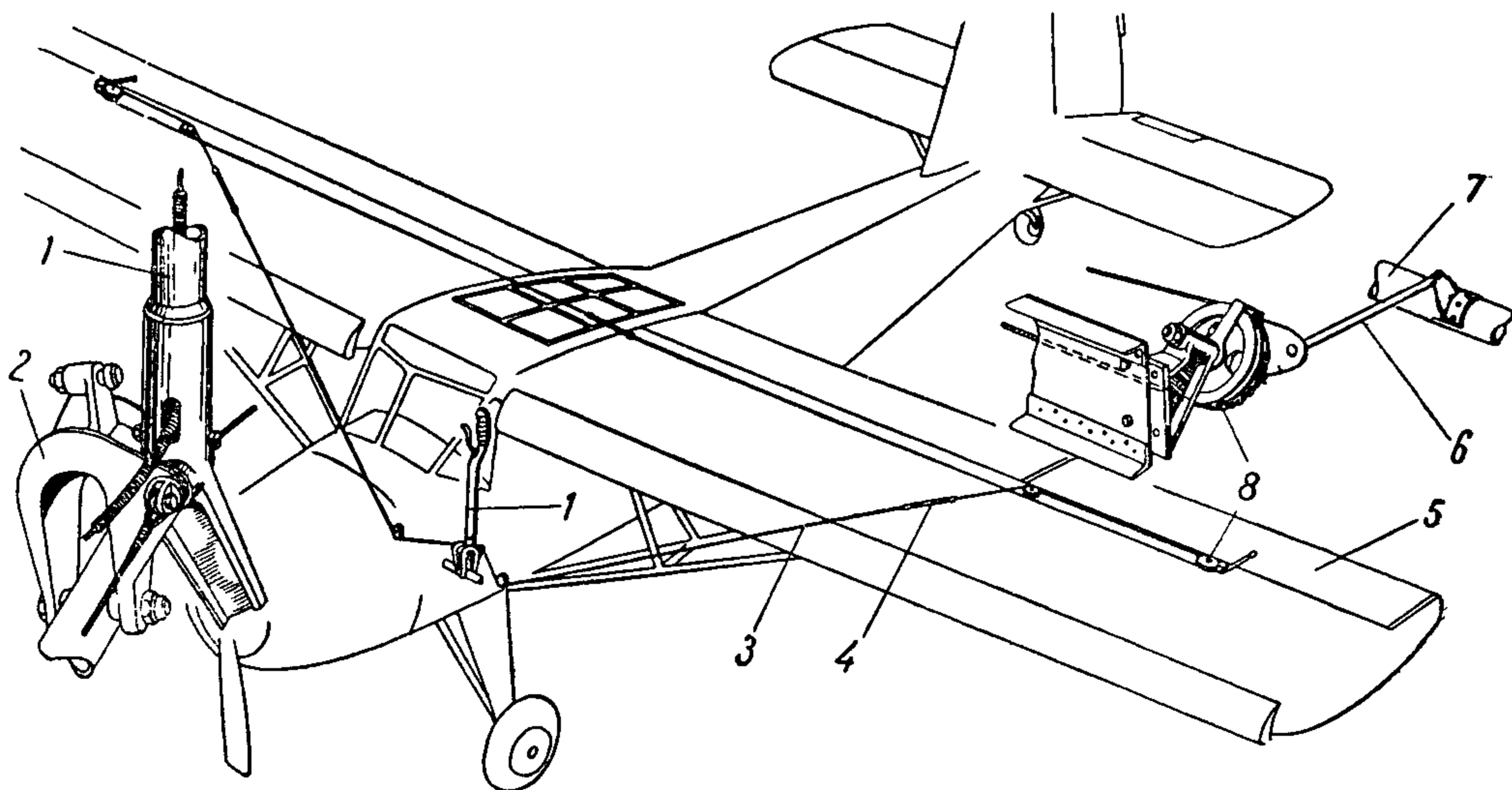


Рис. 46. Управление элеронами:

1—ручка управления; 2—обойма; 3—трос; 4—тандер; 5—элерон; 6—тяга; 7—лонжерон элерона; 8—наклонный ролик.

ными на трубах фермы фюзеляжа против обоймы 2. Тросы управления элеронами диаметром 3 мм от ручки проходят через ролики и затем идут по задней кромке подкосов крыла. В крыле трос монтируется на ролике 8, связанном с тягой 6. Тяга 6 соединена с узлом, закрепленным на лонжероне 7 элерона. Для регулировки натяжения тросов установлены тандеры 4.

Для предохранения шарикоподшипников от попадания в них пыли и грязи на узлах подвески элеронов и закрылков устанавливаются кожаные предохранительные шайбы толщиной 1 и 2 мм.

### УПРАВЛЕНИЕ РУЛЕМ ПОВОРОТА

Управление рулем поворота (рис. 47) состоит из педалей 2, тяг 3, качалки 4, тросов 5 и качалки 6.

Изогнутые трубы шарнирно крепятся к узлам, приваренным к трубе нижней фермы фюзеляжа, расположенной между узлами крепления передних подкосов шасси. Трубы тягами 3 соединяются с качалкой 4. Правая педаль соединена с пружинным цилиндром 1, который устанавливает педали в нейтральное положение. Кроме того, при некоторых положениях руля высоты управление рулем поворота связывается с качалкой 7 управления хвостовой установкой.

В управлении рулем поворота установлен пружинный цилиндр 1, который улучшает путевую устойчивость самолета при полете с брошенными педалями. Пружина стремится поставить педали управления руля по-

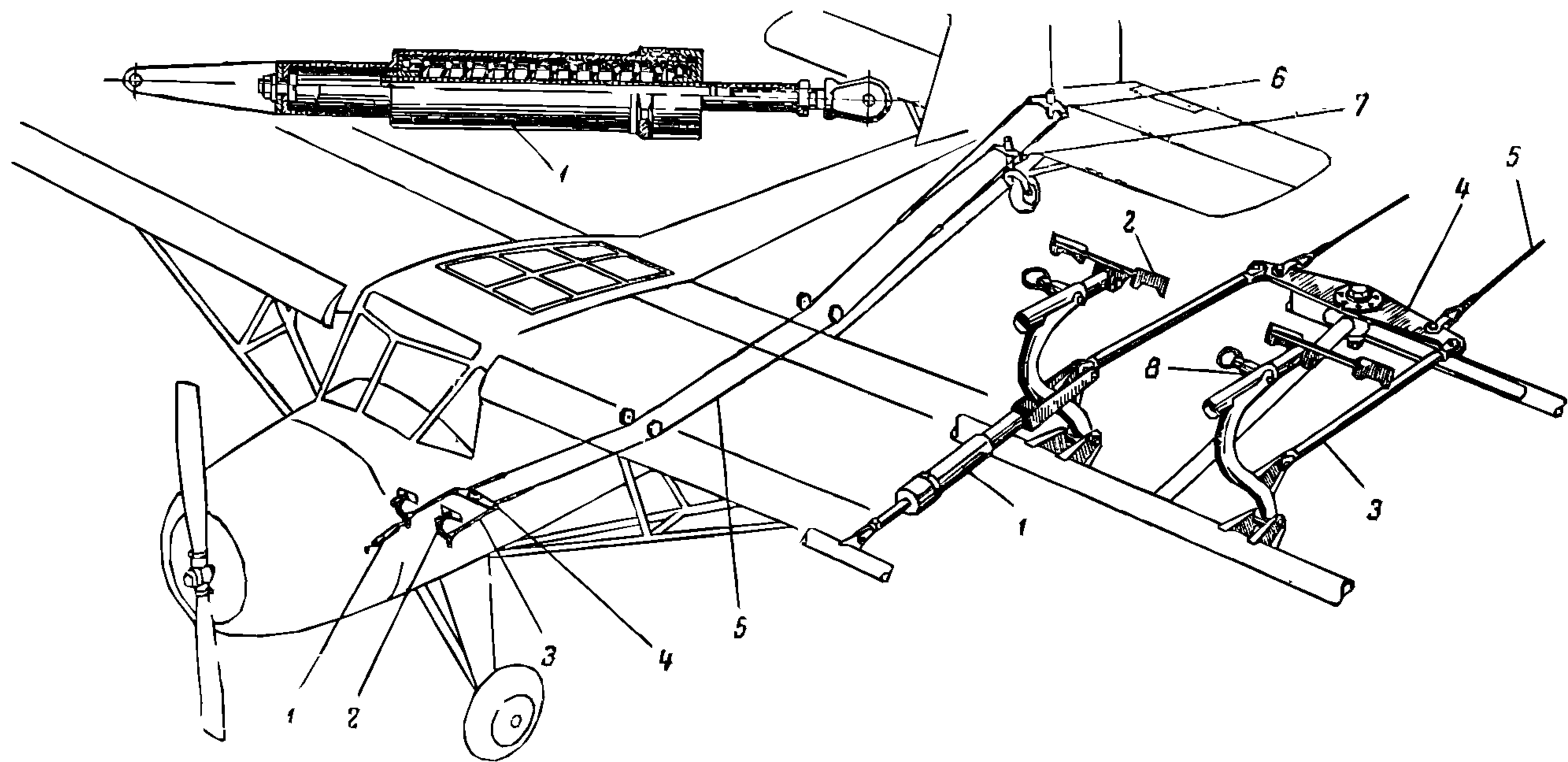


Рис. 47. Управление рулем поворота:  
 1—пружинный цилиндр; 2—педаль; 3—тяга; 4—качалка; 5—трос, 6—качалка руля поворота; 7—качалка; 8—стопор.

ворота в нейтральное положение. При этом руль поворота будет отклонен влево от оси самолета на  $3^\circ$ . Педали 2 закреплены на стальных сварных трубах и могут регулироваться в соответствии с ростом летчика. Регулировка производится путем перемещения штока подножки в направляющей и фиксации пружинным стопором 8 в одном из трех возможных положений педали.

Рабочие поверхности педалей гофрированы и снабжены ремнями. Ход педалей составляет 120 мм. На полу установлены ограничители хода педалей и, следовательно, отклонений руля поворота.

### ПРУЖИННЫЙ ЦИЛИНДР

Пружинный цилиндр (рис. 48) состоит из корпуса 2 с гайкой 7, вилки 1, штока 8 с гайкой 3, втулок 4 и 6 и пружины 5 (1292с3-33-2).

Конструкция пружинного цилиндра обеспечивает сжатие пружины 5 как при уменьшении длины цилиндра со штоком, так и при увеличении. Ход штока со втулками внутри корпуса обеспечивается без заметного сопротивления. Смазываются детали НК-30.

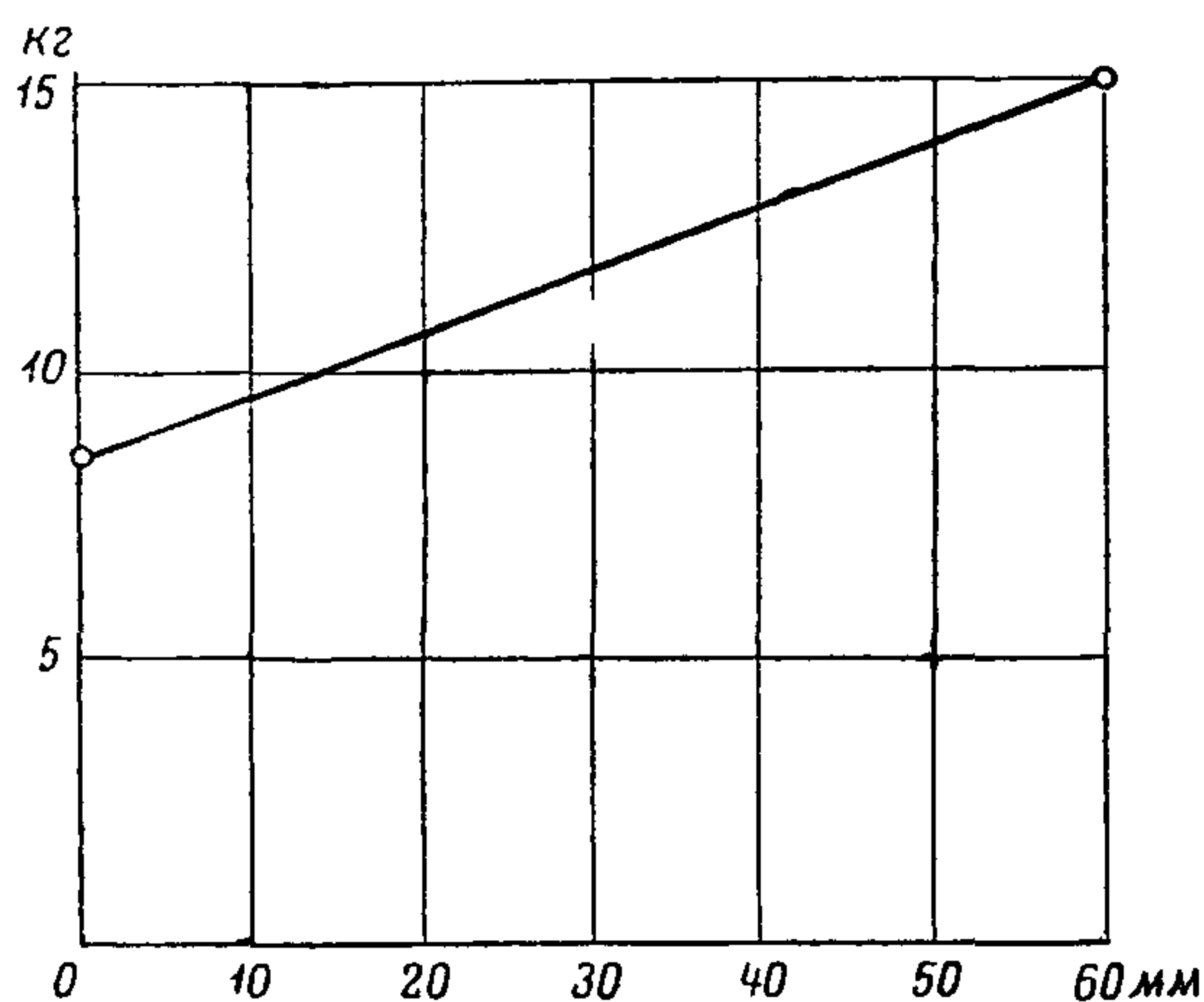
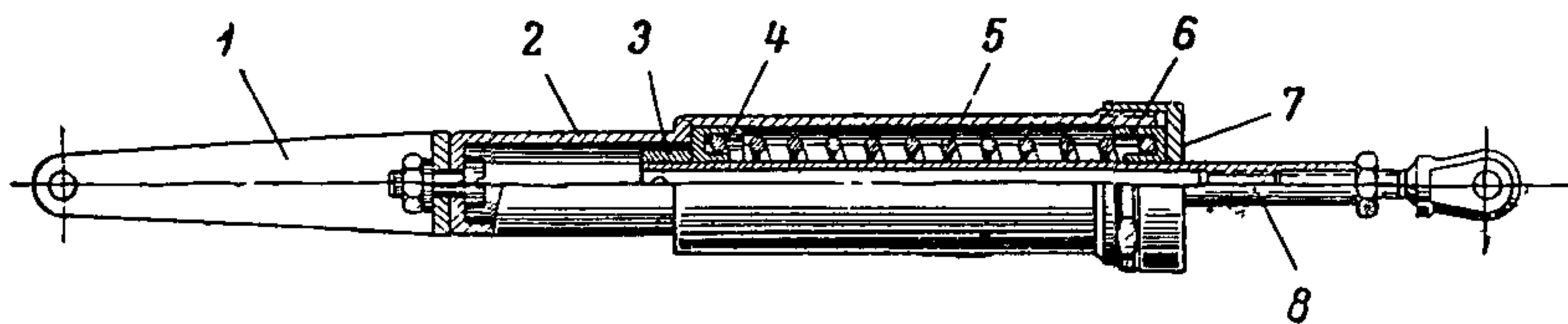


Рис. 48 Пружинный цилиндр и его характеристика

1—вилка, 2—корпус, 3 и 7—гайки, 4 и 6—втулки, 5—пружина, 8—шток

На рис. 48 дана характеристика пружинного цилиндра. По горизонтальной оси отложены перемещения цилиндра в мм, а по вертикальной — соответствующие этим перемещениям усилия. Когда перемещение равно нулю, усилие составляет 8,5 кг. Это значит, что пружина имеет предварительное натяжение, равное 8,5 кг. При движении цилиндра на 60 мм усилие составит 15 кг. Для преодоления этого усилия к педали необходимо прикладывать соответствующую силу в дополнение к той силе, которую следует прикладывать к ней для преодоления аэродинамических сил действующих на руль поворота при его отклонении.

## ЗАДЕЛКА ТРОСОВ

На самолетах Як-12Р и Як-12М тросы управления заделываются путем обжатия наконечников. Наконечники тросов изготавливаются из материала С-45 с временным сопротивлением  $60 - 83 \text{ кг/мм}^2$  (рис 49)

Трос до заделки в наконечники предварительно вытягивается под нагрузкой  $380 \text{ кг}$  ( $50\%$  от разрушающей) с выдержкой не менее  $1 \text{ мин}$ . Перед обжатием трос вставляется в наконечник до упора на полную глубину сверления.

Обжатие наконечника с тросом производится методом протягивания через фильеры. Количество протягивания, а также величина обжатия наконечника за один переход выбираются из условий сохранения минимального усилия при протягивании, которое не должно быть более  $950 \text{ кг}$ . Скорость протягивания должна составлять примерно  $100 \text{ мм/мин}$ . При протяжке наконечники смазывают техническим вазелином или техническим салом.

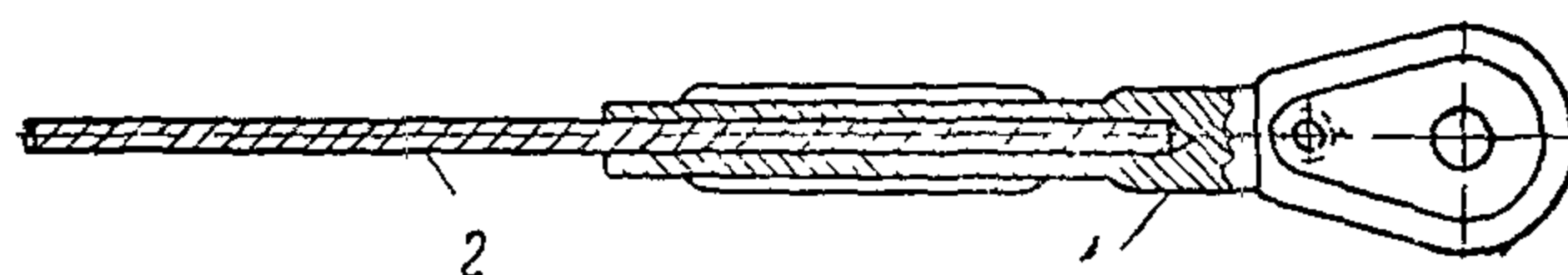


Рис 49 Заделка троса  
1—наконечник, 2—трос

Контроль прочности заделки тросов в наконечниках производится следующим образом:

а) После заделки все тросы обязательно подвергаются испытанию на прочность заделки в течение не менее  $2 \text{ минут}$  под нагрузкой  $380 \text{ кг}$ . Перед вытяжкой наносят на трос у конца наконечника кольцевой слой красной краски шириной до  $10 \text{ мм}$  для контроля положения троса в наконечнике. При выдергивании троса из наконечника вся партия тросов бракуется.

б) Из каждых  $11$  заделанных тросов один трос подвергается испытанию на разрыв до разрушения. Разрушающая нагрузка должна быть не менее  $750 \text{ кг}$ . При выдергивании троса из наконечника или при разрушении наконечника или разрушении троса при нагрузке менее  $750 \text{ кг}$  все  $11$  тросов бракуются.

При техническом обслуживании самолетов Як-12Р и Як-12М необходимо уделять особое внимание контролю качества заделки тросов в наконечниках. Через каждые  $50 \text{ часов}$  налета, а также при подготовке самолета к зимней эксплуатации, после проверки натяжения тросов и доведения его до требуемой величины следует тщательно проверять наконечники и заделку тросов по красным меткам на тросах.

Наконечники и заделку при необходимости можно контролировать с помощью рентгеноскопии.

## Глава VI. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА

### ШАССИ

Шасси и хвостовая установка самолетов Як-12Р и Як-12М не убирающиеся.

Шасси состоит из двух отдельных пирамид, к вершинам которых крепятся полуоси и колеса размером  $595 \times 185 \text{ мм}$  с тормозами колодочного типа и пневматиками низкого давления (баллонами).

Каждая пирамида шасси (рис 50) состоит из передней стойки  $1$ , задней стойки  $7$ , подкоса  $15$  и раскоса  $14$ . Стойки, подкосы и раскосы изготовлены из хромансильевых труб (30ХГСА) с термообработкой до временного сопротивления  $110 - 130 \text{ кг/мм}^2$ .

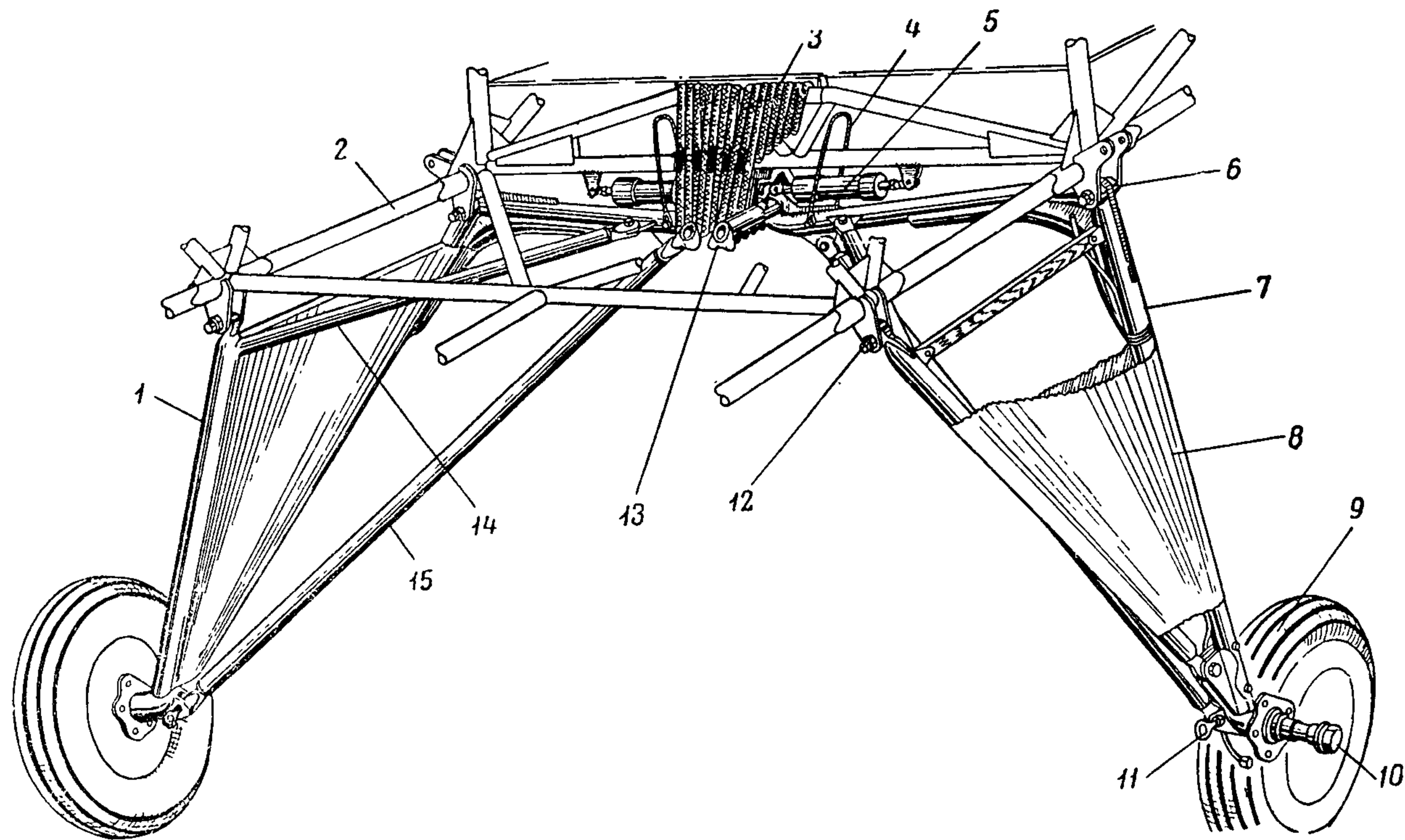


Рис. 50. Шасси:

1—передняя стойка; 2—стержень фермы фюзеляжа; 3—амортизационные кольца; 4—ограничительный трос; 5—демпфер; 6—болт; 7—задняя стойка; 8—полотно; 9—колесо; 10—гайка; 11—буксировочный болт; 12—болт; 13—поперечная труба; 14—разкос; 15—подкос.

Пирамиды шасси крепятся к фюзеляжу четырьмя болтами. Кроме того, шасси связано с фюзеляжем резиновыми амортизационными кольцами 3 и демпферами 5.

Передняя стойка крепится к ферме фюзеляжа с помощью болта 12. Задняя стойка 7 крепится к фюзеляжу болтом 6.

При прямом и обратном ходе шасси происходит вращение всей пирамиды шасси вокруг оси, проходящей через оси болтов 12 и 6.

Задняя стойка шасси 7 на одном конце имеет поперечную трубу 13, обшитую кожей. Между этой трубой и фермой фюзеляжа расположены амортизационные кольца 3. При прямом ходе кольца растягиваются, а при обратном — сжимаются.

Кроме того, между задним подкосом и фермой фюзеляжа установлен демпфер 5.

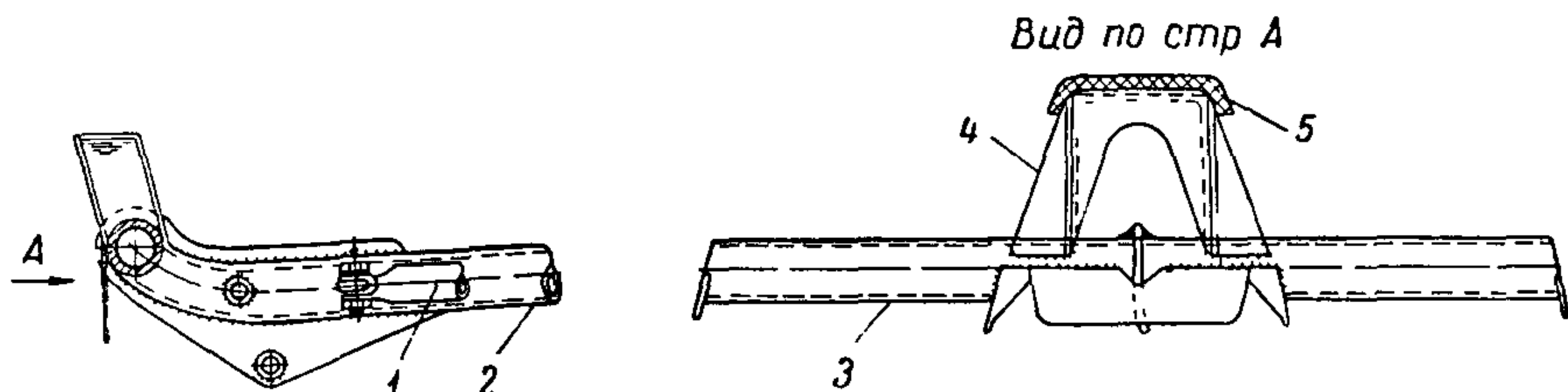


Рис 51 Узел заднего подкоса шасси

1—раскос фермы шасси, 2—труба заднего подкоса, 3—поперечная труба для амортизационных колец, 4—упорный кронштейн, 5—резиновая прокладка

На другом конце задней стойки в месте соединения с передней стойкой и подкосом 15 смонтирована полуось, на которую устанавливается колесо 9 и закрепляется гайкой 10.

На рис 51 показан узел заднего подкоса шасси с поперечной трубой 3 из материала 30ХГСАТ размером 30×26 мм, упорным кронштейном 4 и резиновой прокладкой 5.

На левую пирамиду ставят полуось с левой резьбой, а на правую — с правой. Полуоси изготовлены из 30ХГСА с термообработкой до 110 — 130 кг/мм<sup>2</sup>.

Полуоси имеют болты 11, к которым крепятся тросы или тяги для буксировки самолета.

Амортизационные кольца и демпфер расположены внутри фюзеляжа и закрыты щитками.

Передняя и задняя стойки обтянуты полотном АМ-100 и окрашены аэролаком А1Н.

На самолете Як-12М два стержня пирамид шасси усилены

Стержни пирамид шасси	Размеры труб, мм	
	Як-12Р	Як-12М
Передняя стойка	33×30	35×32
Задняя стойка	45×41	45×41
Верхняя часть ее	35×32	35×32
Подкос	25×23	25×23
Раскос	30×27	33×30

На рис 52 сплошными линиями показано положение элементов шасси при стоянке, а пунктиром — при посадке. Как видно из рисунка, при посадке амортизационные шнуры растягиваются и вся пирамида имеет воз-

возможность вращаться вокруг оси, проходящей через болты крепления стоек к фюзеляжу.

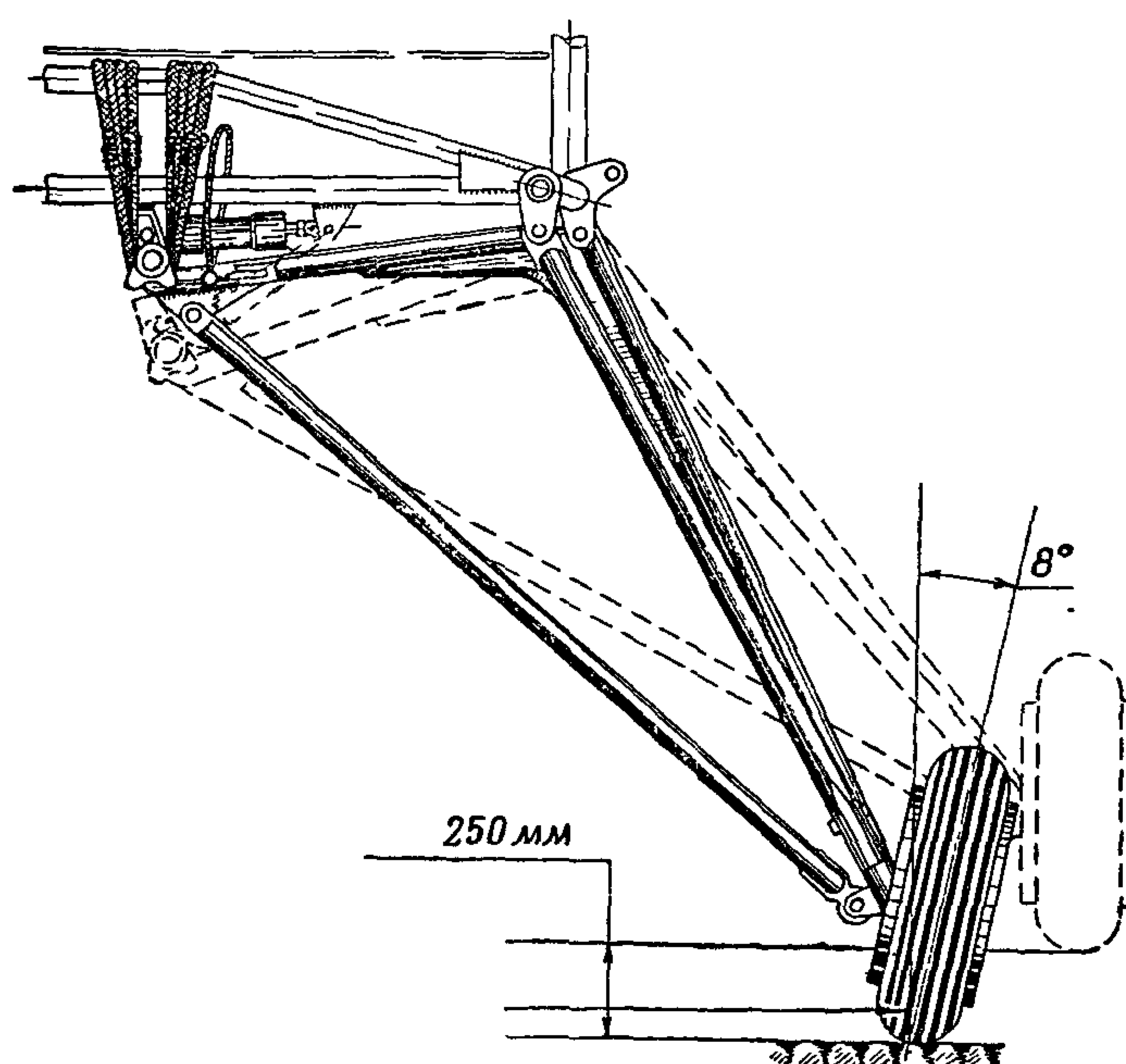


Рис 52 Схема работы пирамиды шасси

#### АМОРТИЗАЦИОННЫЕ КОЛЬЦА

Каждая пирамида шасси имеет по 4 резиновых амортизационных кольца. Два кольца ставят таким образом, чтобы обмотка находилась впереди фермы, а другие два кольца так, чтобы обмотка была сзади.

Амортизационные кольца шасси (рис 53) изготавливаются из шнура диаметром 18 мм. Длина кольца по внешнему диаметру составляет 1020 мм. Заплетку соединительной части кольца производят петлеобразным способом в приспособлении. При этом заплетаемая часть шнура

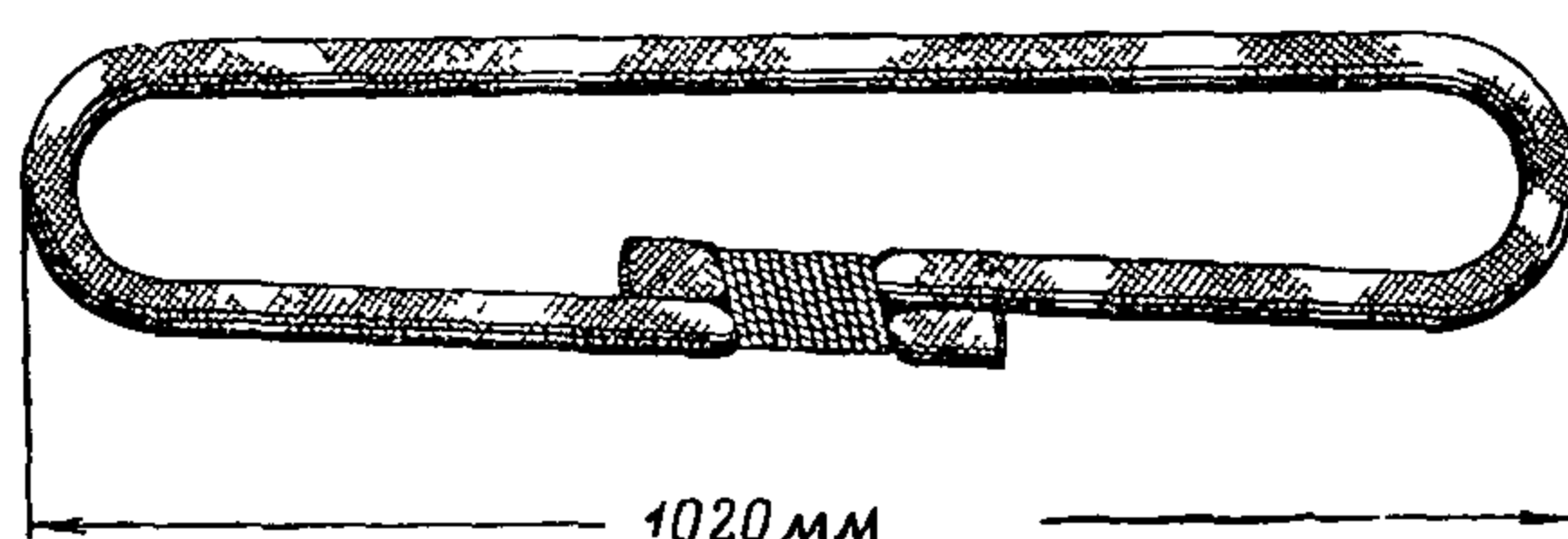


Рис 53 Амортизационное кольцо

должна быть растянута в пределах от 70 до 100% первоначальной длины. Длина заплетки от 50 до 53 мм. Для заплетки применяют шпагат диаметром 2 мм или крученый шнур диаметром 1,5 мм (ГОСТ 1024—41 артикул 436). Концы шнура после заплетки следует обрезать на длине 10 мм и распушить, а шпагат 3 раза покрыть эмалитом.

Готовые амортизационные кольца подвергаются испытанию на прочность оплетки кольца (5% от изготовленной партии колец). Разрушающая нагрузка на соединение шнура в месте оплетки должна быть не менее 220 кг.

Полный ход шнуровой амортизации шасси ограничен специальным тросом 4. Петлю троса устанавливают между задней стойкой и фермой фюзеляжа. Длина троса составляет 580 мм (между центрами коушей).



В дополнение к амортизационным резиновым кольцам на самолетах Як-12Р и Як-12М устанавливаются два демпфера, которые являются амортизирующими средствами, главным образом, при обратном ходе шасси

Демпфер (рис 54) представляет собой заполненный жидкостью цилиндр, состоящий из корпуса 2, поршня 7 со штоком 5, клапана 4, иглы 6, сальников 8, пружины 9, ушкового болта 1 и вилки 3

Ушковым болтом 1 демпфер крепится к ферме фюзеляжа, а вилкой 3 — к задней стойке шасси. Поршень 7 имеет отверстия, которые могут быть перекрыты клапаном 4. Кроме того, с помощью установленной внутри штока иглы 6 можно уменьшать или увеличивать проходные сечения внутри поршня.

Корпус демпфера герметически закрыт сальниками 8 и заполнен маслом АМГ-10 в количестве  $100 \text{ см}^3$

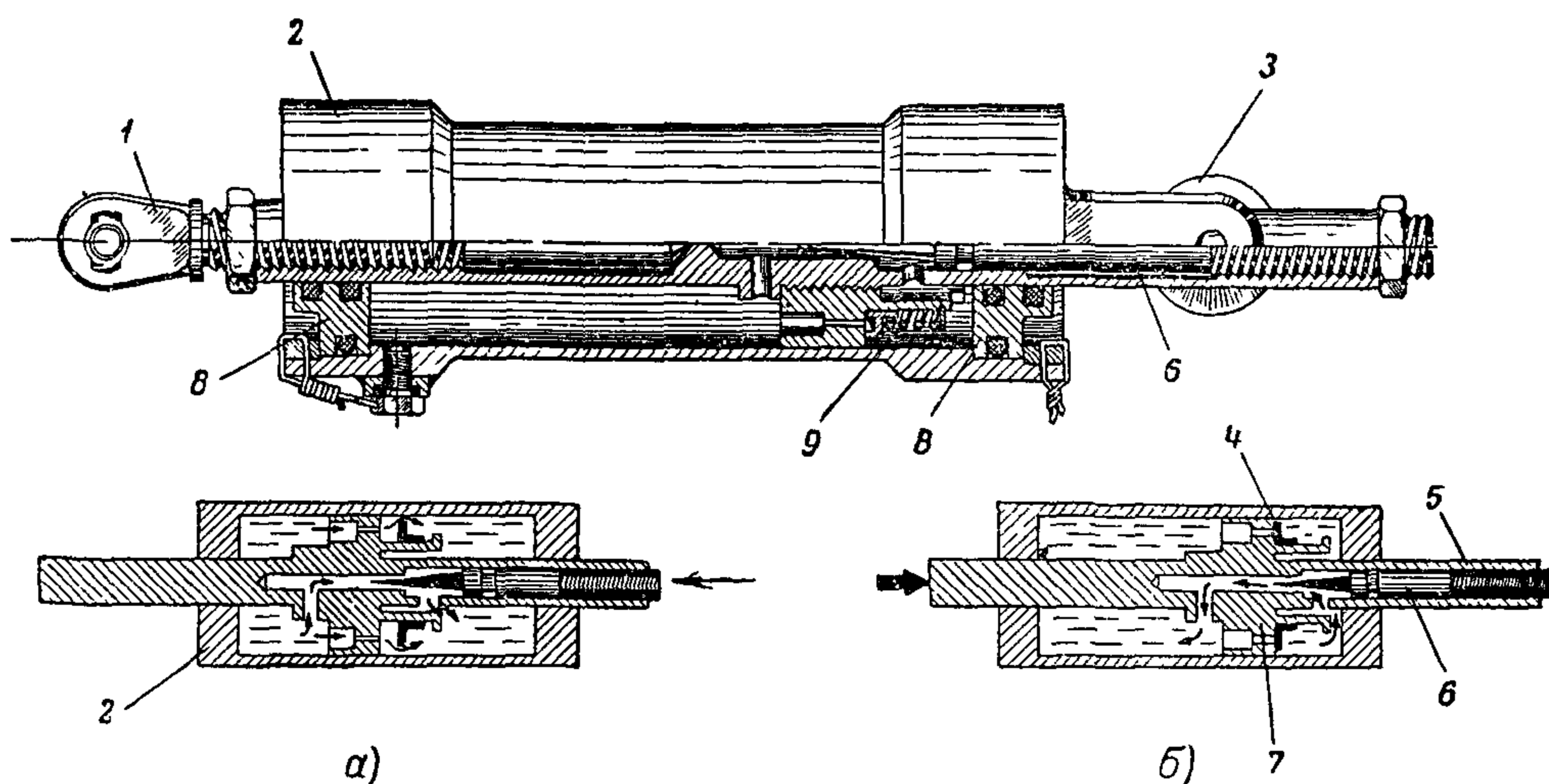


Рис 54 Демпфер

а—схема движения масла в корпусе демпфера при прямом ходе шасси, б—схема движения масла при обратном ходе, 1—ушковый болт, 2—корпус, 3—вилка, 4—клапан, 5—шток, 6—игла, 7—поршень, 8—сальник, 9—пружина

Масло АМГ-10 (ГОСТ 6794—53) является легким нефтяным маслом, загущенным специальной присадкой. Основа его—фракции специальных отборных нефтей высокой степени очистки. Это масло окрашивают в красный цвет жировым красителем для отличия его, а также для того, чтобы лучше обнаружить течь.

По внешнему виду масло АМГ-10 представляет собой прозрачную жидкость красного цвета. Температура начала кипения масла не ниже  $200^\circ\text{C}$ , температура застывания не выше  $-70^\circ\text{C}$ .

На рис 54 показан демпфер правой пирамиды шасси. На рис 54, а показано движение масла в корпусе демпфера при прямом ходе шасси, а на рис 54, б — при обратном ходе. При прямом ходе ушковый болт 1 остается неподвижным, а вилка 3 вместе с корпусом 2 движется вправо. При этом масло из левой части корпуса вытесняется в правую часть через отверстия на периферии и внутри поршня, клапан 4 открыт для прохода масла. При обратном ходе шасси корпус 2 перемещается влево, вытесняя жидкость из правой части корпуса в левую только через внутренние отверстия поршня, так как в этом случае клапан 4 при первом движении масла перекрывает отверстия по периферии поршня.

Таким образом происходит торможение движения масла, а следовательно, и корпуса демпфера при обратном ходе шасси.

Собранный цилиндр демпфера испытывают на герметичность воздухом при давлении в 50 ат через резьбовое отверстие размером 6×1 мм в течение 1 мин. При испытании цилиндр погружают в ванну с водой. Не допускается утечка воздуха через сальник или иглу.

Амортизирующие свойства залитого жидкостью демпфера проверяют следующим образом:

а) при закрепленном корпусе и движении штока влево усилие, прикладываемое к штоку, должно быть в пределах от 5 до 15 кг,

б) при движении штока вправо и отвернутой игле усилие, прикладываемое к штоку, должно быть в тех же пределах, т. е. от 5 до 15 кг,

в) при завернутой до отказа игле шток должен перемещаться из крайнего левого в крайнее правое положение от усилия не менее 70 кг за время от 45 до 75 сек.

После проверки демпфера производят регулировку скорости движения штока путем перемещения иглы в штоке, изменяя при этом проходное сечение для жидкости.

Для регулировки демпфер устанавливают на макетное шасси без амортизационных колец. При отрегулированном демпфере макет шасси, приподнятый в верхнее положение, должен опускаться под действием своего собственного веса в течение 12—18 сек.

#### КОЛЕСО 595 × 185 мм

Колесо (рис. 55) представляет собой литую конструкцию из магниевого сплава МЛ-4 или МЛ-5, отлитого в землю. Для облегчения монтажа шины один из бортов барабана колеса 2 выполнен съемным. Съемный борт (реборда) 3 закреплен на барабане контрящими полукольцами 4 и сухарями. Контрящие полукольца предназначены для предохранения съемного борта от соскакивания с барабана под давлением сжатого воздуха в авиашине. Это же давление препятствует смещению съемного борта с контрящих полуколец. Сухарь на контрящем полукольце препятствует проворачиванию съемного борта на барабане.

Колесо на оси шасси вращается на паре конических радиально-упорных роликовых подшипников 8 № 9 — 7508 и 9 — 7509. Наружные кольца подшипников запрессованы в специальные гнезда ступицы, а внутренние кольца 10 с роликами монтируются на оси и затягиваются гайкой.

Подшипники закрыты с внешней стороны сальниками, предохраняющими их от засорения и вытекания смазки. Сальник состоит из штампованного колпачка 7 с коническим бортиком и войлочного кольца 6. Кольцо вставляют в выточку ступицы. Конический бортик колпачка прижимается к войлочному кольцу и создает уплотнение. Колпачок центрируется осью колеса и зажимается между внутренней обоймой подшипника и бортиком оси шасси.

В тормозной рубашке 9 из стали С-45, закрепленной на барабане болтами, помещается тормоз.

Колесо 595×185 мм имеет один тормоз, расположенный с внутренней стороны колеса. К рабочей части поверхности рубашки прижимаются колодки тормоза при торможении.

Большая часть кинетической энергии при рулежке или посадке самолета превращается в тормозах в тепло и рассеивается. По наружной поверхности рубашки расположены ребра охлаждения 1. Масса рубашки, принимая почти все тепло, выделяющееся при торможении, рассеивает его при помощи ребер охлаждения рубашки. Со стороны, противоположной тормозу (с внешней стороны), колесо закрывается обтекателем, защищающим внутреннюю полость барабана от запыления.

Тормоз двухколодочный с пневматическим приводом. Он имеет 2 независимые одна от другой жесткие литые колодки с тормозными лентами.

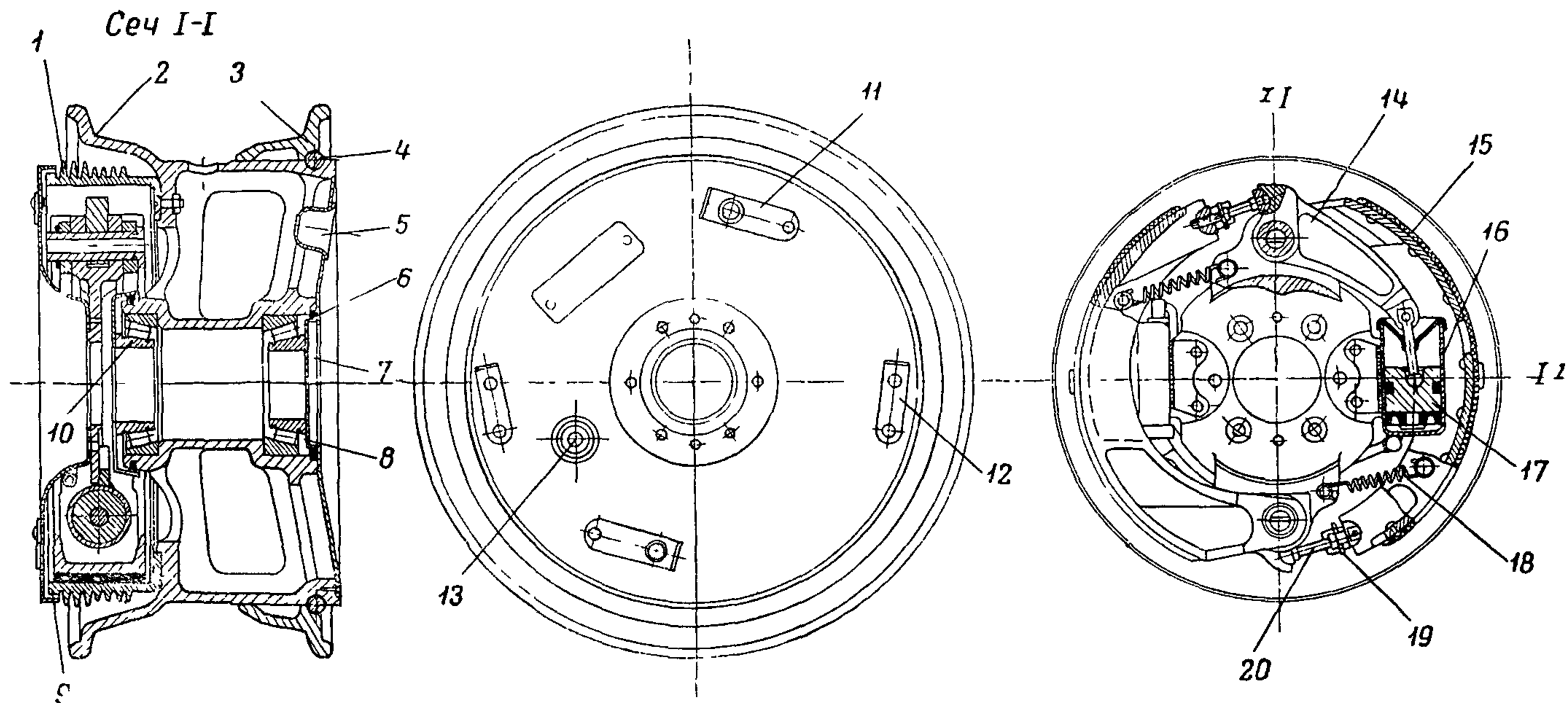


Рис 55 Колесо 595 × 185 мм

1—ребра охлаждения, 2—барабан, 3—съемный борт, 4—контрящее полукольцо, 5—гнездо вентиля, 6—войлочное кольцо, 7—колпачок, 8—конический роликоподшипник, 9—тормозная рубашка, 10—внутренняя обойма подшипника, 11—крышка лючка для регулировки зазора, 12—крышка лючка 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

15 из материала КФ-3 (феродо) Каждая колодка шарнирно закреплена на анкерном валике, укрепленном неподвижно в ушках корпуса тормоза На корпусе смонтированы 2 цилиндра 16, рабочие полости которых соединены между собой трубопроводом Для присоединения к тормозной магистрали цилиндры имеют выводной штуцер 13

Манжеты из резины 98-1, которыми снабжены поршни 17, создают герметичность в рабочих полостях цилиндров Передача распора каждой колодке осуществляется при помощи неравноплечего рычага Рычаг шарнирно закреплён на анкерном валике второй колодки Короткое плечо рычага упирается через регулирующий болт в свободный конец колодки Конец большого плеча рычага 14 опирается через шток на поршень

Тормоза колес шасси разделены на правые и левые Направление вращения колеса указано на тормозном обтекатель с внутренней стороны колеса красной стрелкой В случае отсутствия стрелки необходимо соблюдать следующее правило направление вращения колеса должно совпадать с ходом поршня или свободного конца колодки при затормаживании Несоблюдение этого правила вызовет резкое уменьшение эффективности работы тормозов При подаче сжатого воздуха в цилиндр колодка прижимается к тормозной рубашке колеса и затормаживает его вращение Чем выше давление сжатого воздуха, подводимого в цилиндры, тем больший тормозной момент развивает тормоз При выпуске воздуха из цилиндров возвратные пружины 18 оттягивают колодки от рубашки в исходное положение и растормаживают колесо Когда колесо расторможено, между рабочими поверхностями колодок и рубашки должен быть зазор 0,3—0,4 мм, который устанавливают путем вращения звездочки 19 регулирующего болта 20 Зазоры замеряются щупом через специальные лючки в щитке-обтекателе тормоза

Щиток-обтекатель тормоза имеет 4 лючка два меньшего размера 12 для замера зазоров между колодкой и рубашкой, а два большего размера 11 для регулировки зазоров звездочкой регулирующего болта Регулирующий болт фиксируется от самопроизвольного вращения пружинной пластинкой

Авиашина состоит из резиновой камеры, накаченной через вентиль воздухом до давления 1,8 кг/см<sup>2</sup> для самолета Як-12Р и до 2,5 ат — для Як-12М и покрышки, в которую заключена камера

По данным завода-поставщика при стояночной нагрузке 550 кг давление в камере колеса должно составлять 2 кг/см<sup>2</sup>, а при стояночной нагрузке 630 кг — 2,5 кг/см<sup>2</sup>

Камера авишины представляет собой герметичную резиновую оболочку в форме кольца Камера предназначена для сжатого воздуха, воспринимающего и амортизирующего вместе с покрышкой толчки и удары при посадке, взлете и рулении самолета

Камера имеет вентиль с обратным воздушным клапаном — золотником Вентиль и золотник обеспечивают возможность наполнения камеры сжатым воздухом а также регулировку и проверку в ней давления Колпачок наворачивают на конец вентиля для предохранения золотника от попадания на него грязи, масла и влаги Вентиль монтируется с внешней стороны колеса (со стороны, противоположной тормозу) в гнезде 5

Покрышка состоит из 4 слоев прорезиненного корда, образующих основу покрышки (каркас) проволочных колец, укрепляющих борты покрышки на ободе колеса, и покрывной резины (протектора), предохраняющей основу от действия влаги, механических повреждений и истирания при качении шины

Покрышка предохраняет камеру от механических повреждений, вместе с ней воспринимает и амортизирует толчки и удары при посадке, взлете и рулении самолета Покрышка обеспечивает сцепление шины с поверхностью аэродрома или посадочной площадки и способствует торможению

На поверхности протектора покрышки нанесен рисунок для повышения износостойчивости шины и улучшения ее сцепления с поверхностью аэродрома

Гайки крепления колес имеют для правого колеса правую резьбу, а для левого колеса — левую

### ТОРМОЗНЫЕ ЛЫЖИ

Цельнометаллические лыжи клепаной конструкции снабжены амортизатором и тормозным устройством, приводимым в действие сжатым воздухом от тормозной системы самолета

Каркас основной лыжи (рис 56) образован двумя лонжеронами 1 и одиннадцатью поперечными перегородками I—XI

Лонжероны 1 швеллерного сечения выполнены из дуралюмина Д-16Т толщиной 1,2 мм. Полки лонжеронов направлены во внутреннюю часть лыжи, ширина полок 20 мм. В верхней части лонжероны усилены дуралюминовыми угольниками с толщиной стенок 3 мм. По всей длине лонжеронов расположен ряд отбортованных отверстий, служащих для увеличения жесткости и облегчения конструкции. Поперечные перегородки сделаны из дуралюмина Д-16Т толщиной 0,8—1,0 мм. Каждая из них состоит из трех частей — средней (между лонжеронами) и двух боковых. Перегородки имеют отбортованные вырезы для увеличения жесткости и облегчения конструкции.

Нижняя часть каркаса лыжи обшита дуралюминовым листом 3 толщиной 2 мм, загнутым на высоту 40 мм вверх к боковинам лыжи. Полоз 4 сделан из листа нержавеющей стали толщиной 0,8 мм. В его задней части предусмотрены 5 окон для скоб тормозного устройства.

Передняя и задняя кромки лыжи усилены дополнительными двухмиллиметровыми дуралюминовыми накладками и угольниками.

Обшивка 5 каркаса лыж из дуралюмина Д-16Т толщиной 0,5 мм. Она крепится заклепками к лонжеронам, поперечным перегородкам и дуралюминовому листу, на котором стыкуется с полозом.

Для увеличения жесткости обшивки на каждой боковине лыжи расположено по 4 ряда зиг 6.

В передней и задней частях лыжи имеются лючки 7 и 10 для осмотра амортизатора и тормозного устройства, а в средней — вырез под узел крепления лыжи на полуось шасси.

Узел крепления лыжи к амортизационной стойке (рис 57) состоит из карданного звена 1 и кабана 2.

Карданная подвеска лыжи улучшает проходимость самолета на лыжном шасси и уменьшает усилия, приходящиеся на полуось амортизационной стойки при рулежке самолета по неровному аэродрому.

Корпус кардана представляет собой отливку из сплава алюминия, термически обработанную и имеющую две оси вращения, расположенные под прямым углом друг к другу. В отверстия под полуось шасси и нижнюю ось кардана поставлены бронзовые втулки.

Кабан лыжи установлен между VI и VIII поперечными перегородками. Он сварен из шести хроманселевых труб. Передние и задние пары труб связаны между собой четырьмя косынками и двумя трубами, идущими параллельно продольной оси лыжи.

Для крепления кабана 2 к лонжеронам лыж к передней и задней парам труб приварены хроманселевые пластины 3 толщиной 1,2 мм. В верхней части труб кабана вварены втулки, через которые проходит трубчатая ось 4 карданного звена. Ось крепится к втулке двумя болтами. Таким образом лыжа может вращаться в продольном направлении относительно полуоси амортизационной стойки шасси, а в поперечном — относительно трубчатой оси карданного звена.

Для ограничения угла поворота лыжи в поперечном направлении в

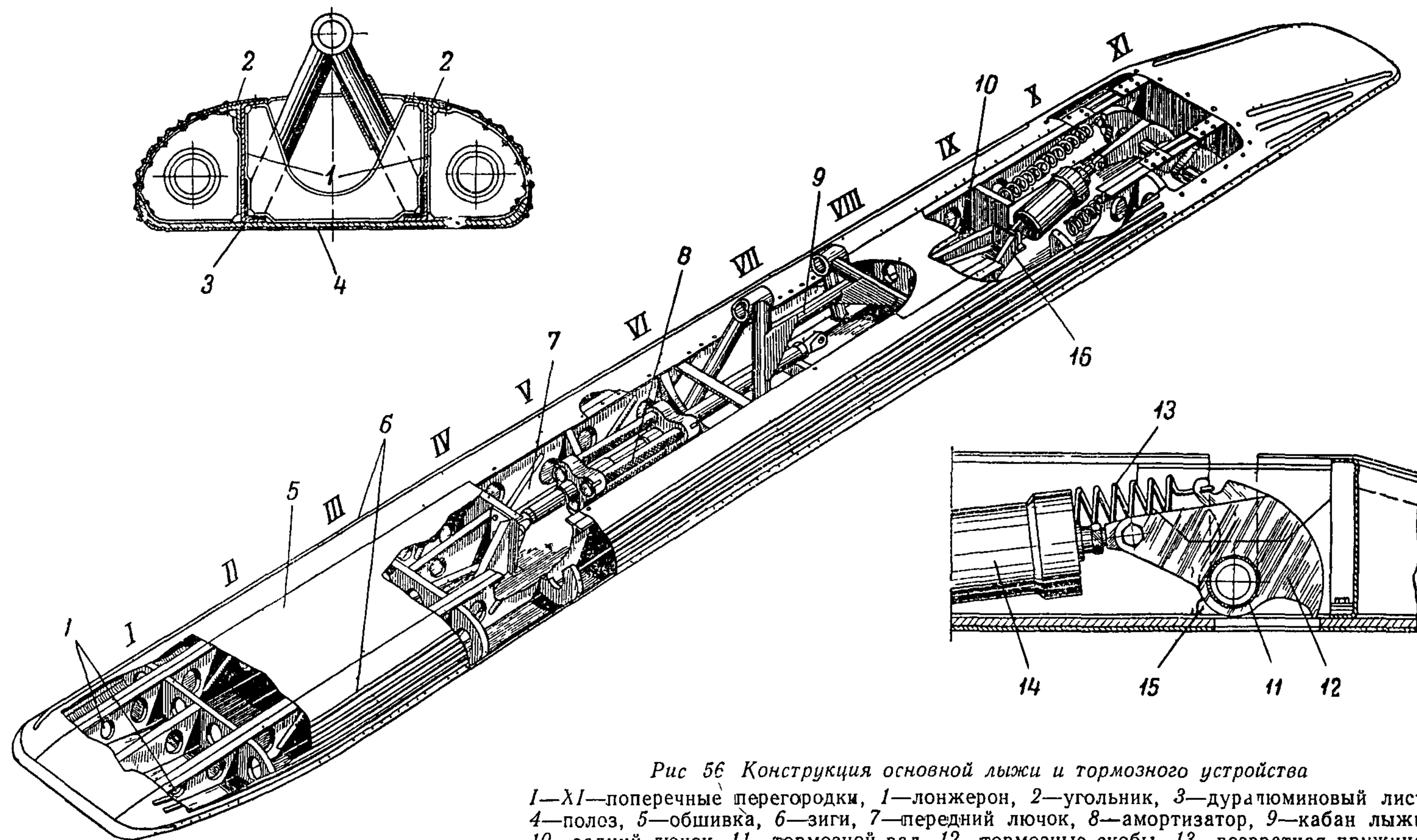


Рис 56 Конструкция основной лыжи и тормозного устройства  
 I—XI—поперечные перегородки, 1—лонжерон, 2—угольник, 3—дуралюминовый лист  
 4—полос, 5—обшивка, 6—зиги, 7—передний лючок, 8—амортизатор, 9—кабан лыжи,  
 10—задний лючок, 11—тормозной вал, 12—тормозные скобы, 13—возвратная пружина,  
 14—цилиндр, 15—основание, 16—раскос



нижней части карданного звена по оси лыжи выфрезеровано ребро 5, которое помещается между двумя параллельными трубами кабана, служащими упорами отклонения лыжи

Отверстие в лыже для установки кабана и его выступающие части закрыты съемными обтекателями

Между IV и VII поперечными перегородками расположен амортизатор лыжи. Амортизатор состоит из трех резиновых шнуров 10, расположенных в двух дуралюминовых держателях 9 и 11. Держатели одеты на две хроманселевые телескопические трубы и могут перемещаться по ним один относительно другого. Держатели снабжены поперечными шпильками, которые располагаются в продольных пазах телескопических труб

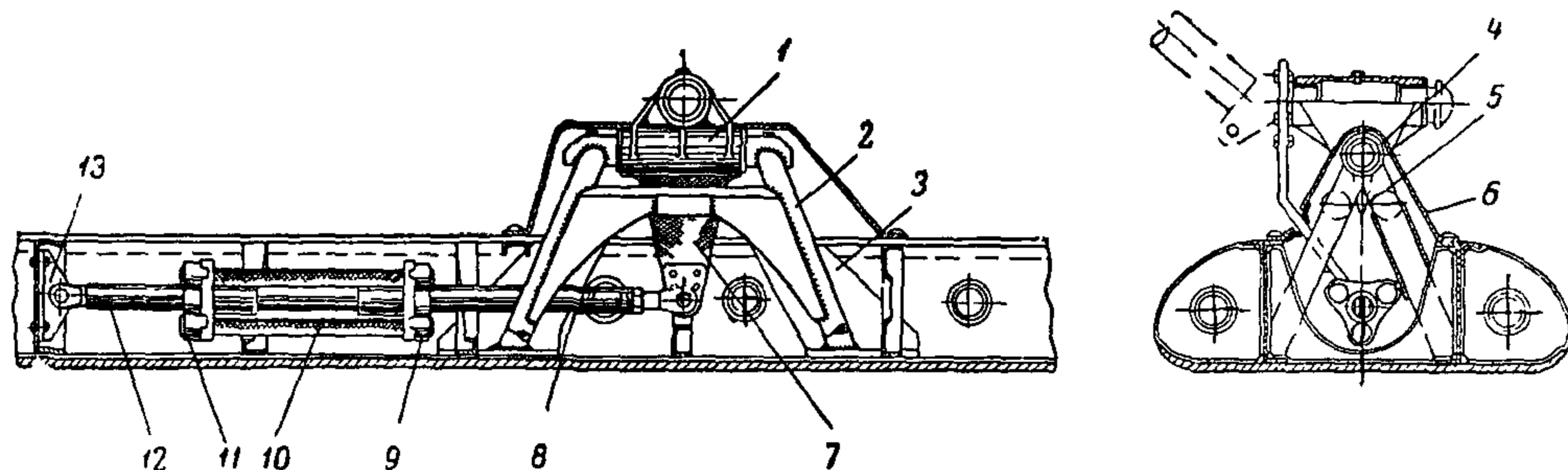


Рис 57 Установка амортизатора основной лыжи

1—карданное звено, 2—кабан, 3—пластины, 4—ось карданного звена, 5—ограничительное ребро, 6—обтекатель, 7—рычаг, 8—внутренняя труба, 9—задний держатель, 10—шнур амортизации, 11—передний держатель, 12—внешняя труба, 13—крюштейн

Внутренняя труба 8 ушковым регулируемым болтом крепится к неподвижному рычагу 7, закрепленному на фланце полуоси. В ней имеется два продольных паза длиной 93 мм, в которых могут перемещаться шпильки держателей

Внешняя труба 12, к концу которой приварено ушко с впрессованной шаровой обоймой и вкладышем, крепится к узлу 13, установленному на болтах к средней части перегородки IV. Для увеличения жесткости узел подкреплен двумя раскосами, проходящими между III и IV поперечными перегородками. Труба имеет один продольный паз для перемещения шпильки переднего держателя 11

Работа амортизатора осуществляется следующим образом

При отклонении носка лыжи вниз, вследствие того, что ось вращения лыжи находится выше точки крепления внутренней трубы 8 амортизатора к неподвижному рычагу 7, расстояние между точками крепления обеих труб амортизатора сокращается. При этом внешняя труба 12 упирается в задний держатель 9 и, растягивая амортизаторы, 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 расстояние между точками крепления внешней и внутренней труб амортизатора увеличивается. Внешняя труба 12 перемещается к носку лыжи, увлекая упором выреза шпильку переднего держателя 11 по пазу внутренней трубы 8. Задний держатель 9 остается неподвижным, так как его шпилька упирается в конец другого паза внутренней трубы 8

Таким образом осуществляется работа резиновых амортизаторов лыжи на растяжение при отклонении конца лыжи как вверх, так и вниз

Тормозное устройство (см рис 56) лыжи расположено между IX и XI перегородками, при этом средняя часть перегородки X удалена. Оно состоит из хроманселевого трубчатого вала 11 диаметром 30 мм с пятью тормозными скобами 12, основания 15, на котором укреплен тормозной

вал, цилиндра 14 управления тормозным валом и двух возвратных пружин 13

Вал 11 с тормозными скобами 12 закреплен съемными хомутами на литом основании 15 из магниевого сплава, состоящем из трех частей — средней и двух боковых. Каждая часть основания крепится к дуралюминовому листу тыжи винтами. Для смазки вала между тормозными скобами и на его концах расположены масленки. Тормозные скобы сварные, хромансильевые шириной 25 мм, две средние скобы имеют пластинчатые ушки для крепления возвратных пружин 13, второй конец пружины закреплен на уголках IX перегородки.

На центральной скобе расположен кронштейн, к которому подходит шток поршня цилиндра 14 управления тормозом. Кронштейн крепления цилиндра расположен на перегородке IX. Принцип работы цилиндра такой же, как и тормозных цилиндров колес. Шток поршня цилиндра снабжен регулируемым ушком. На корпусе цилиндра имеется масленка.

Средняя часть перегородки IX, на которой установлен узел крепления цилиндра 14, подкреплена раскосом 16, согнутым из листа дуралюмина.

При подаче воздуха в цилиндр 14 шток поршня выдвигается и поворачивает вал 11. Тормозные скобы 12 выходят через прорези в основании и дуралюминовом листе за обводы лыжи, попружаются в снег и осуществляют торможение.

Когда пилот отпускает тормозную гашетку, сжатый воздух тратится из полости цилиндра 14, возвратные пружины 13 поворачивают вал 14 в обратном направлении и убирают тормозные скобы 12 внутрь лыжи.

### ХВОСТОВАЯ УСТАНОВКА

Хвостовая установка самолета Як-12Р или Як-12М (рис. 58) состоит из вилки 13 с хвостовым колесом 12 арочного типа размером 255×110 мм, фермы 14, амортизатора 2 и стопорного устройства 9.

Ферма 14 шарнирно прикреплена к фюзеляжу в узлах 15 и 16. Ось вилки 10 может вращаться в подшипниках 8 и 11, соединенных с фермой 14. Амортизатор 2 работает на сжатие. От сил, действующих на хвостовую установку при стоянке, рулежке или посадке, ось вилки 10 вместе с фермой поворачивается вокруг оси, проходящей через оси болтов, установленных в узлах 15 и 16, при этом при прямом ходе амортизатор 2 будет сжиматься, а при обратном ходе растягиваться.

На рис. 58 пунктиром показано положение хвостовой установки при сжатии амортизатора 2.

Хвостовое колесо самоориентирующееся, вилка его 13 может вращаться на 360°. Для управления хвостовым колесом на рулежке качалка хвостовой установки 7 соединена тросами с педалями ножного управления, а стопорным устройством 9 качалка может быть соединена с осью вилки колеса. Управление хвостовым колесом возможно только при положении руля высоты на 4° ниже нейтрального и выше, т. е. в диапазоне 34° (30+4).

Максимальное отклонение хвостового колеса в этом случае составляет 50° в каждую сторону от нейтрального положения.

При положении руля высоты 5° ниже 4° от нейтрального управление хвостовым колесом выключено.

На рис. 58 показана хвостовая установка самолета Як-12Р с резиновым пластинчатым амортизатором 2.

На самолете Як-12М установлен масляно-пневматический амортизатор. При ремонте самолета Як-12Р допускается замена резинового амортизатора на масляно-пневматический в соответствии с бюллетенем завода-поставщика.



На последних самолетах для улучшения подхода к масленке костыля во время эксплуатации бобышка для установки масленки повернута назад на  $90^\circ$ .

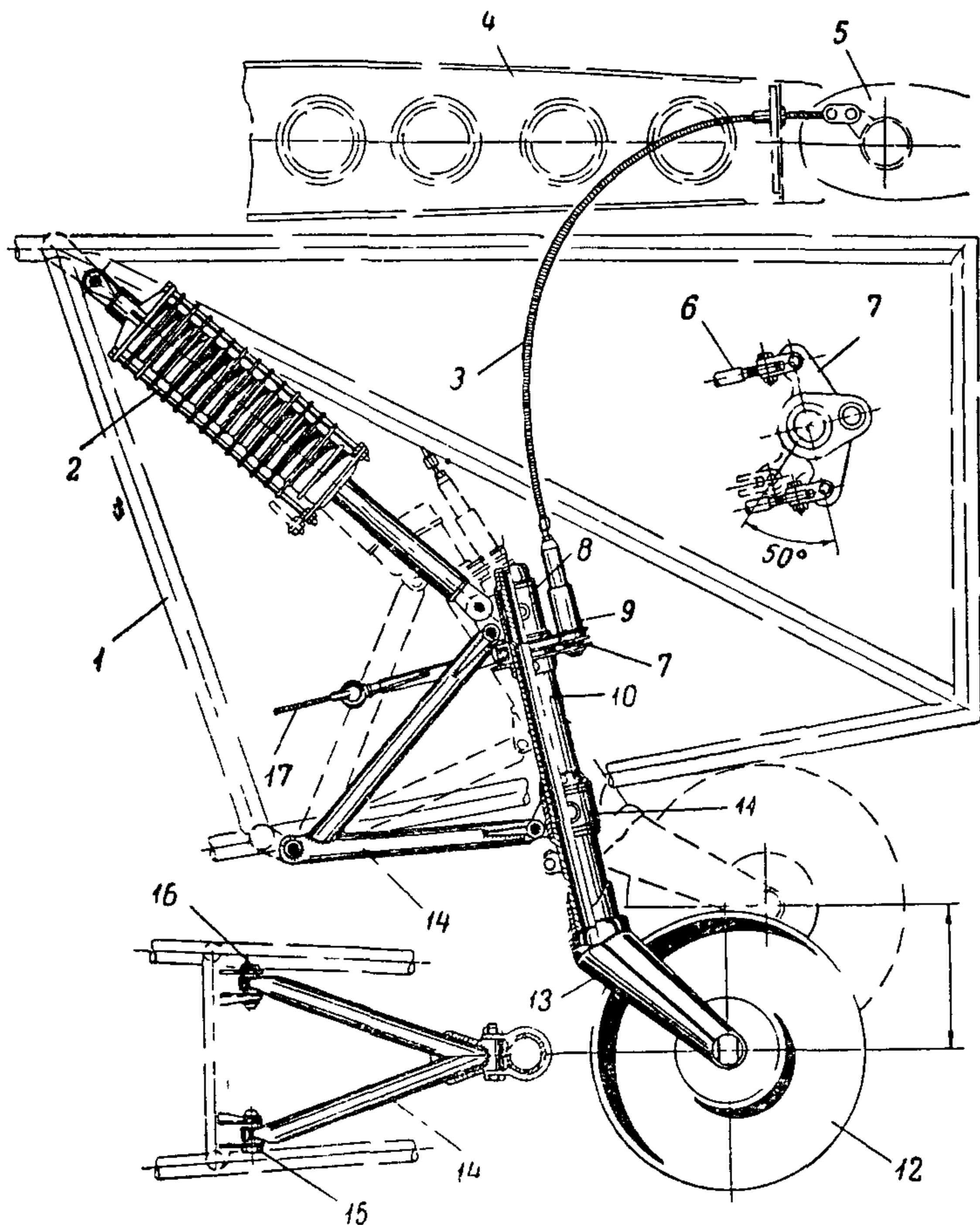


Рис 58 Хвостовая установка самолета Як-12Р

1—труба фермы фюзеляжа, 2—резиновый пластинчатый амортизатор, 3—трос стопорного устройства в боуденовской оболочке, 4—стабилизатор 5—руль высоты, 6—тандер тросового управления хвостовым колесом, 7—качалка, 8—верхний подшипник, 9—стопорное устройство 10—ось вилки хвостового колеса, 11—нижний подшипник, 12—хвостовое колесо, 13—вилка, 14—ферма хвостовой установки, 15 и 16—узлы крепления фермы к фюзеляжу, 17—тросы управления хвостовым колесом

### РЕЗИНОВЫЙ ПЛАСТИНЧАТЫЙ АМОРТИЗАТОР ХВОСТОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЕТА Як-12Р

Резиновый пластинчатый амортизатор (рис 59) состоит из двух телескопических труб 6 и 10, резиновых пластин (шайб) 4, стяжных шпилек 12 и резиновой шайбы обратной амортизации 9

Трубы 6 и 10 могут перемещаться одна относительно другой. К трубе 6 приварен фланец 3 с ребрами. Выше фланца установлена масленка 2 для смазки труб амортизатора. Внутри трубы вставлены фетровые кольца 7. Размер трубы 6 —  $20 \times 18$  мм, а трубы 10 —  $22 \times 20$  мм.

Труба 10 имеет гофрированную внутреннюю поверхность, приваренный фланец 8 и обратный амортизатор 9. Обе трубы изготовлены из 30ХГСА, термически обработанного до  $110 - 130$  кг/см<sup>2</sup>. На трубу 6 надето 14 пластин 4 из резины марки П-56 размером  $50 \times 18$  мм с отверстием 30 мм.

Между пластинами поставлены прокладки 5. Весь пакет резиновых пластин с прокладками стянут двумя шпильками 12.

Длина собранного пакета 192 мм (от 188 до 196), при этом предварительное обжатие пакета амортизатора равно 15 мм, что соответствует начальному усилию 70 кг (от 40 до 100).

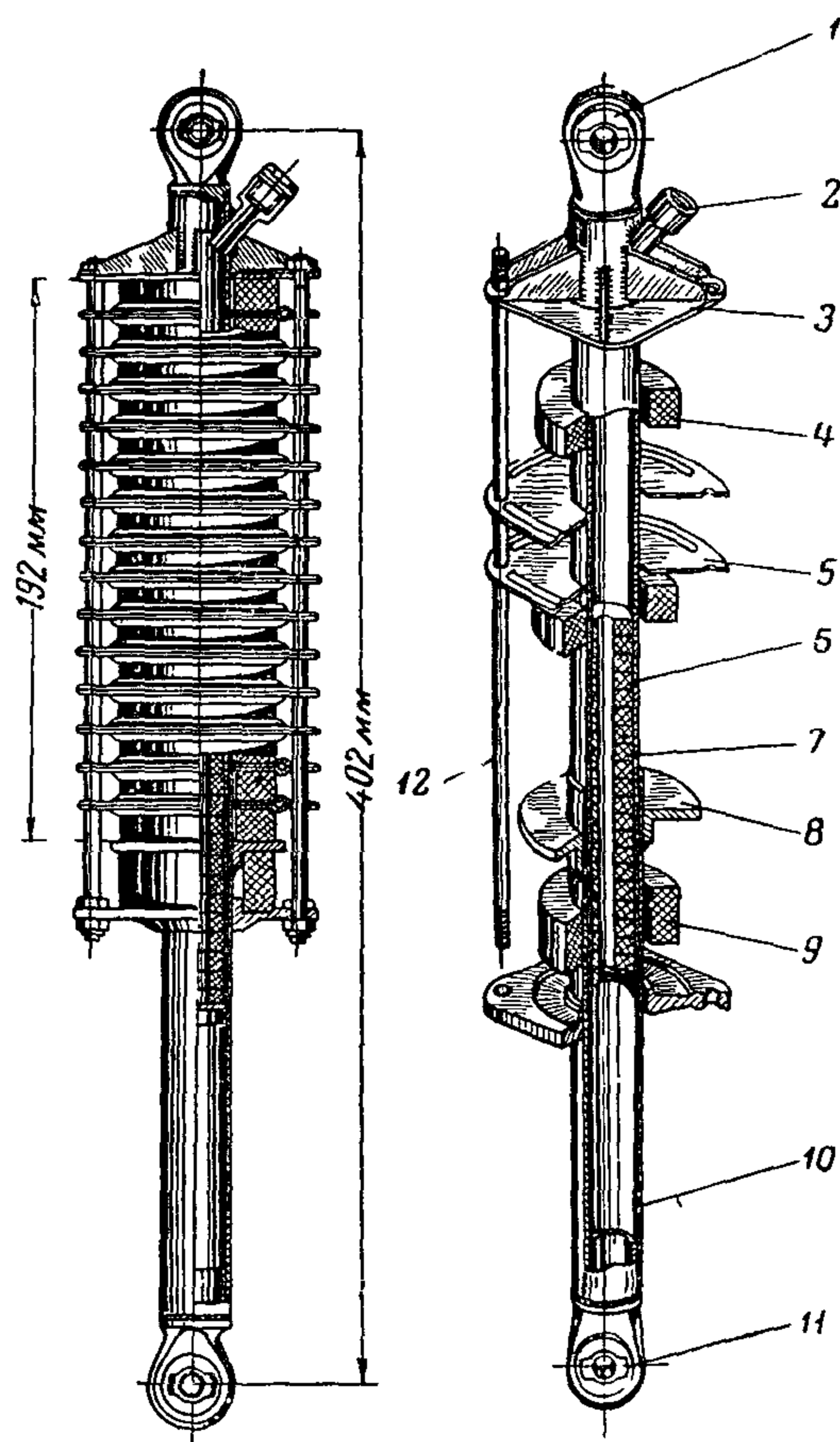


Рис 59 Резиновый пластинчатый амортизатор

1—верхнее ухо, 2—масленка, 3—фланец, 4—резиновая пластина (шайба), 5—дуралюминовая прокладка, 6—верхняя труба, 7—фетровое кольцо, 8—фланец, 9—резиновая шайба обратной амортизации, 10—нижняя труба, 11—нижнее ухо, 12—стяжные шпильки

Расстояние между центрами шаровых опор амортизационной стойки при этом должно быть 402 мм (от 399 до 405), рабочий ход 69 мм (от 64 до 74), а конечное осевое усилие, соответствующее этому ходу, 1100 кг (от 1050 до 1150).

Ухом 1 амортизатор крепится к ферме фюзеляжа, а ухом 11 — к корпусу верхнего подшипника оси вилки хвостового колеса.

При прямом ходе амортизатора сжимаются пластины 4, а при обратном ходе происходит обжатие резиновой шайбы 9, которая установлена для амортизации обратного хода амортизатора хвостовой установки.

### УПРАВЛЕНИЕ ХВОСТОВЫМ КОЛЕСОМ

На самолетах Як-12Р и Як-12М для улучшения маневренности самолета при рулении и разворотов с малым радиусом могут быть блокированы управления рулем поворота и хвостового колеса. В этом случае можно рулить без использования тормозов колес. Выдерживание направления и развороты производятся с помощью педалей ножного управления рулем поворота и хвостовым колесом. Блокирование происходит при некотором положении руля высоты. При этом отклонение руля поворота в одну сторону производится одновременно с поворотом хвостового колеса в другую сторону.

Управление хвостовым колесом (рис 60) состоит из стопора 5, тросов 3 и 6 и качалки 7. Трос 3 связывает стопор с кронштейном руля высоты 2, а тросы 6 соединяют качалку 7 с тросами управления рулем поворота 4.

Качалка управления хвостовым колесом 7 с помощью стопорного устройства может быть соединена с кронштейном 8, укрепленным на оси вилки хвостового колеса

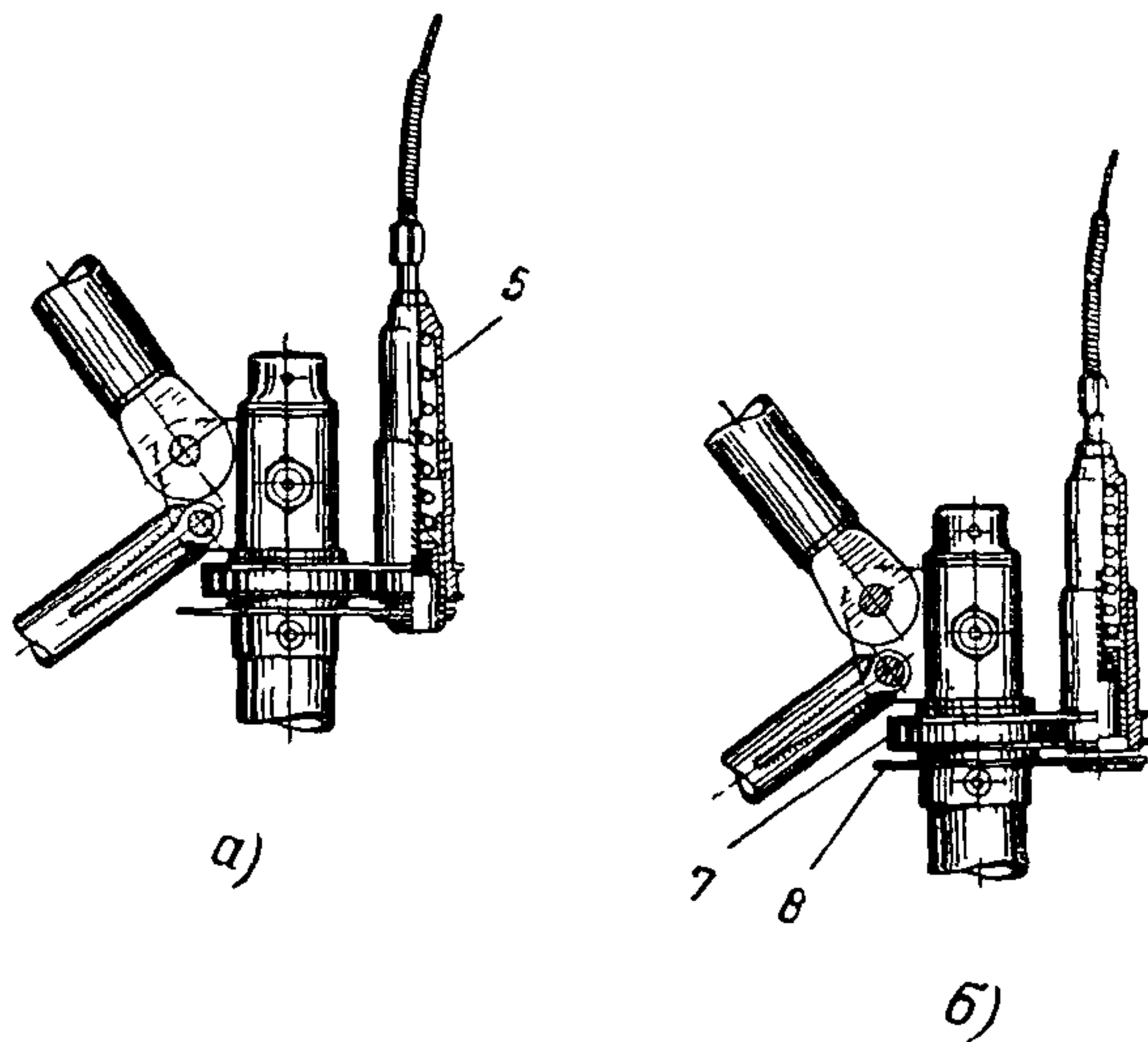


Рис 60 Схема управления хвостовым колесом

1—стабилизатор, 2—руль высоты, 3—трос в боуденовской оболочке, 4—тросы управления рулем поворота, 5—стопор, 6—тросы к качалке управления хвостовым колесом, 7—качалка, 8—кронштейн на оси вилки хвостового колеса, а—стопор включен, б—стопор выключен

В корпусе стопора 5 смонтирована пружина и стопор с тросом 3, второй конец которого присоединен к кронштейну на руле высоты 2. При положении руля высоты в диапазоне от 4° ниже нейтрального и выше под давлением пружины стопор перемещается внутри корпуса вниз и соединяет качалку управления хвостовым колесом 7 с кронштейном 8 на оси билки хвостового колеса. При движении руля высоты вниз трос 3 тянет стопор вверх и, сжимая пружину, выключает управление хвостовым колесом.

Хвостовое колесо расшопорено и свободно ориентируется при положении руля высоты вниз (от нейтрального) от  $4^\circ$  до  $20^\circ$ , т. е. в диапазоне  $16^\circ$ . На рис 60 показаны три положения руля высоты: нейтральное, отклоненное на  $30^\circ$  вверх и на  $4^\circ$  вниз. В диапазоне  $34^\circ$  (от  $+30^\circ$  до  $-4^\circ$ ) управление рулем поворота блокируется с управлением хвостового колеса.

На рис 60, а показано положение стопора, при котором заблокировано управление рулем поворота и хвостовым колесом (стопор включен), а на рис 60, б показано положение выключенного стопора.

### МАСЛЯНО-ВОЗДУШНЫЙ АМОРТИЗАТОР ХВОСТОВОЙ УСТАНОВКИ САМОЛЕТА Як-12М

Масляно-воздушный амортизатор (рис 61) состоит из цилиндра 1, внутри которого перемещается шток 19 с поршнем 10. В верхней части цилиндра расположен кронштейн крепления амортизатора к узлу в верхней части 8 рамы фюзеляжа. В кронштейн впрессована шаровая обойма 3 с вкладышем.

Во внутренней части цилиндра сделан прилив 4, в который при помощи гайки 5 ввинчивается игла 6. От вывертывания игла контролируется фигурной шайбой, один зуб которой входит в вырез на приливе, другой упирается в грань гайки.

Для зарядки амортизационной стойки на корпусе цилиндра имеется зарядный клапан 2. В нижней части цилиндр имеет выточку для упора буксы 13 и резьбу для гайки 18 уплотнительного пакета.

В канавках, сделанных в бронзовой буксе 13, расположены уплотнительные резиновые манжеты 14. Во внутренних канавках, расположенных со стороны штока, они поддерживаются дуралюминовыми распорными кольцами 15. Между втулкой 16, устанавливаемой по выточке в нижней части буксы 13, и гайкой 18, зажимающей уплотнительный пакет, расположен фетровый сальник 17. Наличие резиновых колец и сальника обеспечивает надежное уплотнение между цилиндром и штоком.

Шток 19 цилиндра стальной, пустотелый, с поперечной перегородкой в нижней части. Он имеет регулируемый наконечник 20, которым крепится к верхнему подшипнику стойки хвостового колеса. Наконечник фиксируется контрольной гайкой 21.

В верхней части штока расположен поршень 10 и золотник 11 клапана, который обеспечивает торможение жидкости при обратном ходе амортизатора.

В поршне 10, изготовленном из бронзы, расположен ряд трехмиллиметровых отверстий. Поршень опирается на торец втулки 12, установленной на упоре выточки штока, и зажимается сверху гайкой 7. Чтобы предупредить отворачивание гайки 7, она контролируется штифтом 9.

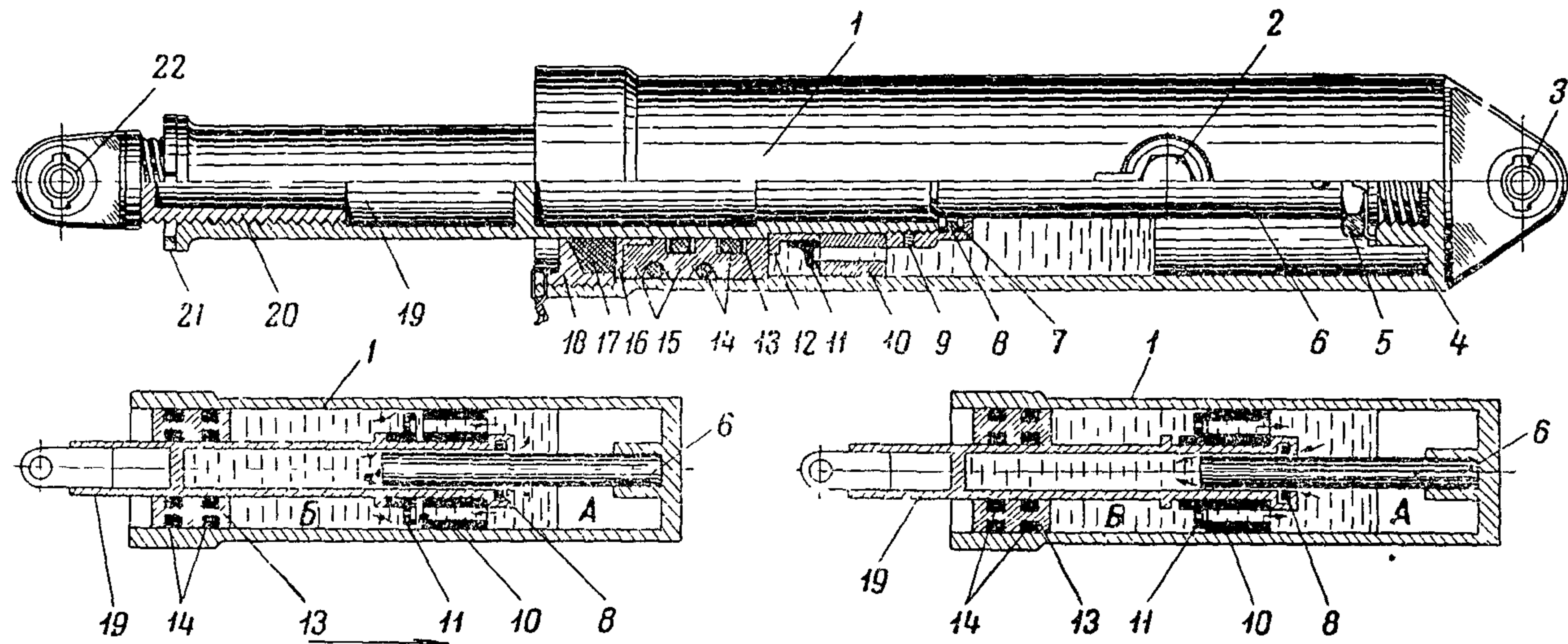
На втулку 12 надет бронзовый золотник 11, который играет роль клапана. Золотник 11 имеет возможность перемещаться по втулке 12 от ее буртика до поршня 10 штока. Его наружный диаметр меньше внешнего диаметра поршня 10. На золотнике расположено несколько отверстий небольшого диаметра.

Под гайку 7, которая крепит поршень 10, устанавливается кольцо 8, которое регулирует зазор между иглой 6 и внутренней полостью штока 19.

Амортизатор заправляется по уровню зарядного клапана смесью состоящей летом и зимой из 70% глицерина, 20% спирта и 10% дистиллированной воды и затем заряжается сжатым воздухом до давления  $35 \text{ кг/см}^2$ .

Как видно из схемы, поршень 10 делит амортизатор на две полости: верхнюю А, заполненную сжатым воздухом и жидкостью, и нижнюю Б, заполненную только жидкостью.

При сжатии амортизатора (прямом ходе) поршень 10 перемещается



Прямой ход сжатие амортизатора

Обратный ход-растяжение амортизатора

Рис 61 Масляно-воздушный амортизатор

1—цилиндр, 2—зарядный клапан, 3—шаровая обойма с вкладышем, 4—прилив, 5—гайка, 6—игла, 7—гайка, 8—кольцо, 9—штифт, 10—поршень, 11—золотник, 12—втулка, 13—букса, 14—манжеты, 15—распорные кольца, 16—втулка, 17—сальник, 18—гайка, 19—шток, 20—наконечник, 21—гайка, 22—шаровая обойма с вкладышем

вверх, сжимая воздух. При этом игла 6, погружаясь во внутреннюю полость штока 19, через зазор между кольцом 8 и иглой 6 выдавливает жидкость в верхнюю часть амортизатора, с другой стороны жидкость, отодвинув золотник 11 в нижнее положение, перетекает в нижнюю полость.

При прямом ходе энергия удара поглощается в основном сжатием воздуха. Количество работы, поглощаемой жидкостью, при этом невелико, при нижнем положении золотника 11 гидравлическое сопротивление клапанного устройства мало, так как жидкость проходит через отверстия большого диаметра в поршне 10 и через кольцевой зазор между золотником 11 и цилиндром 1.

Когда энергия удара поглощена, сокращение амортизатора прекращается и под действием сжатого воздуха поршень 10 возвращается в исходное положение. Смесь через зазор между иглой 6 и кольцом 8 проталкивается во внутреннюю полость штока 19. С другой стороны жидкость, находящаяся между штоком 19 и цилиндром 1, выдавливается в верхнюю полость амортизатора А. В этом случае золотник 11 прижимается к поршню 10 и смесь проходит через отверстия с небольшим диаметром в золотнике клапана. Протекая через уменьшенное проходное сечение с большим сопротивлением, жидкость поглощает работу, отдаваемую сжатым воздухом, уменьшает скорость выдвижения поршня 10 и смягчает обратный удар.

При небольших обжатиях амортизатора во время руления работу поглощает главным образом воздух. В этом случае смесь с небольшим торможением протекает по кольцевому зазору между иглой 6 и кольцом 8 на штоке.

Каждый амортизатор проходит на заводе испытания на прочность и герметичность.

Во время испытаний на прочность при полностью выдвинутом штоке в амортизатор в течение 5 минут подается жидкость под давлением  $200 \text{ кг/см}^2$ . Затем из амортизатора отливают  $130 \text{ см}^3$  жидкости и, установив его в вертикальное положение, проводят испытания на герметичность. Для этого в верхнюю полость подают в течение 30 минут сжатый воздух под давлением  $40 \text{ кг/см}^2$ . Течь жидкости не допускается.

После испытания на герметичность стравливают воздух до  $35 \text{ кг/см}^2$  и снимают диаграмму обжатия. Начальное усилие сдвига составляет  $340 \pm 30 \text{ кг}$ , конечное усилие при рабочем ходе штока  $90 \text{ мм} - 990 \pm 50 \text{ кг}$ .

#### КОЛЕСО $255 \times 110 \text{ мм}$

Хвостовое колесо (рис. 62) арочного типа размером  $255 \times 110 \text{ мм}$  с увеличенным бортом имеет втулку 1, отлитую из магниевых сплавов МЛ-4 или МЛ-5. Один из бортов втулки для облегчения монтажа шины выполнен съемным. Съемный борт (реборда) 5 закреплен на втулке двумя контрящими полукольцами 6 и четырьмя штифтами 8.

Колесо на оси вилки хвостовой установки вращается на паре конических роликоподшипников 7 (№ 9 — 7203).

Сальник подшипника состоит из войлочного кольца 9, заключенного между двумя кольцами из стали С-20АБ. Для предохранения от выпадения из гнезда сальник контрится разрезным стопорным кольцом 2 из материала СТ-50.

Авишины арочного типа устойчивы при боковых нагрузках. Полубаллонные и баллонные шины обладают тем недостатком, что большая высота шины и малая ширина раствора обода делают их неустойчивыми при боковых нагрузках.

На рис. 63 показаны контуры авиационных шин баллонного и арочного типа.

Давление в пневматике колеса хвостовой установки, если нет на него нагрузки, равно 1,5 ат для самолета Як-12Р и 2,5 ат — для самолета Як-12М.

Индекс колеса К-352, максимальная стояночная нагрузка на

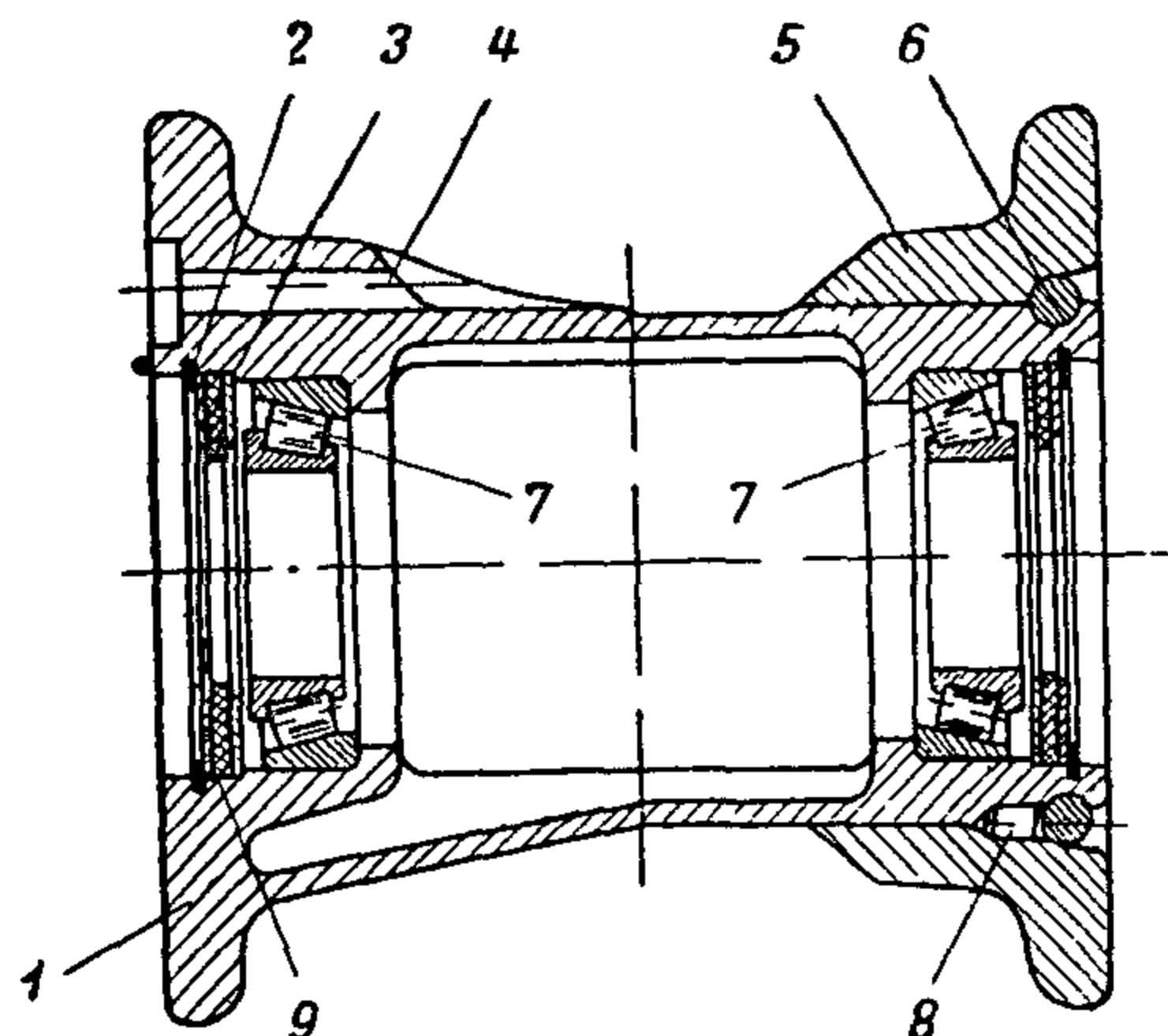


Рис 62 Хвостовое колесо 255×110 мм  
1—втулка колеса, 2—стопорное кольцо, 3—стальное кольцо, 4—отверстие под вентиль, 5—съемный борт, 6—контрящее полукольцо, 7—конические роликовые подшипники, 8—штифт, 9—войлочное кольцо

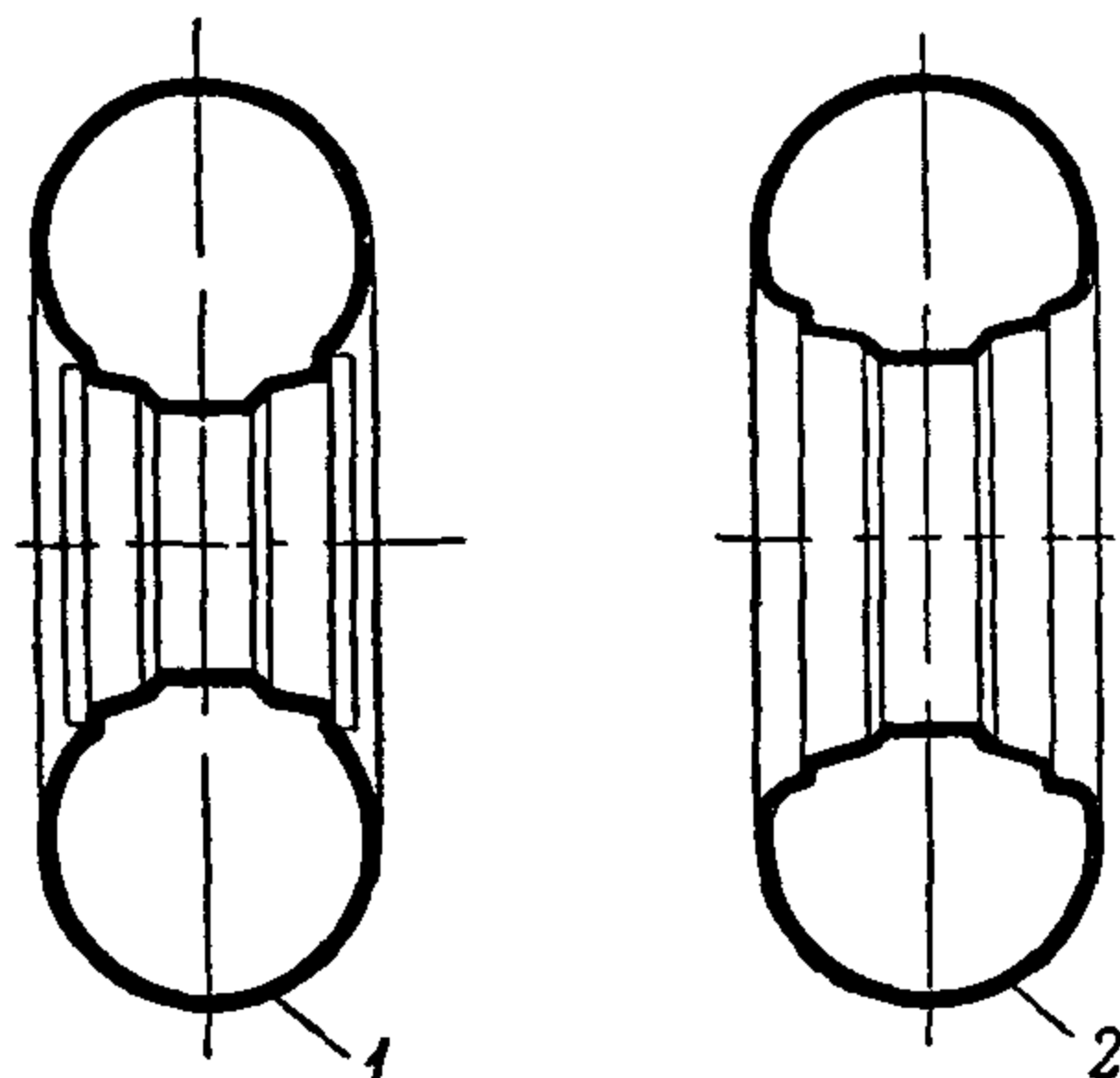


Рис 63 Контуры авиационных шин  
1—авиашина баллонного типа, 2—авиашина арочного типа

колесо 320 кг, гарантируемое количество взлетов-посадок 500, вес не более 0,96 кг

## Глава VII ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

Воздушная система самолетов Як-12Р и Як-12М предназначена для управления тормозами колес шасси, управления закрылками и запуска двигателя

В воздушную систему (рис 64) входят: компрессор 1, баллон сжатого воздуха 6, фильтр-отстойник 2, редукционный клапан 3, бортовой зарядный штуцер 16, прямоточный фильтр 4, обратный клапан 5, кран сети 8, трубопроводы 14, редукционный клапан 12, электровоздушный клапан 10, пусковой воздухораспределитель 7, кран управления закрылками 15, цилиндр закрылков 13, редукционный клапан 17 и дифференциал 19.

Проводка сжатого воздуха выполнена из трубопроводов, гибких шлангов и соединительной арматуры, собранных на ВИАМ-3

Аккумулятором сжатого воздуха является бортовой баллон 6. Зарядка его на земле производится через бортовой зарядный штуцер 16, к которому присоединяется аэродромный баллон посредством шланга, входящего в комплект наземного оборудования самолета. От зарядного штуцера воздух поступает в баллон через редукционный клапан 3, прямоточный фильтр 4 и обратный клапан 5.

При давлении более 50 ат редукционный клапан выпускает воздух в атмосферу. При открытом кране сети 8 давление в баллоне 6 показывает манометр 11.

Во время работы двигателя зарядка баллона 6 производится от воздушного компрессора АК-50М, установленного на задней крышке двигателя.

В этом случае воздух под давлением от компрессора 1 через фильтр-отстойник 2 поступает к редукционному клапану 3, а затем через прямоточный фильтр 4 и обратный клапан 5 подводится в баллон 6. При давлении воздуха за компрессором более 50 ат редукционный клапан 3 стравливает воздух из системы.



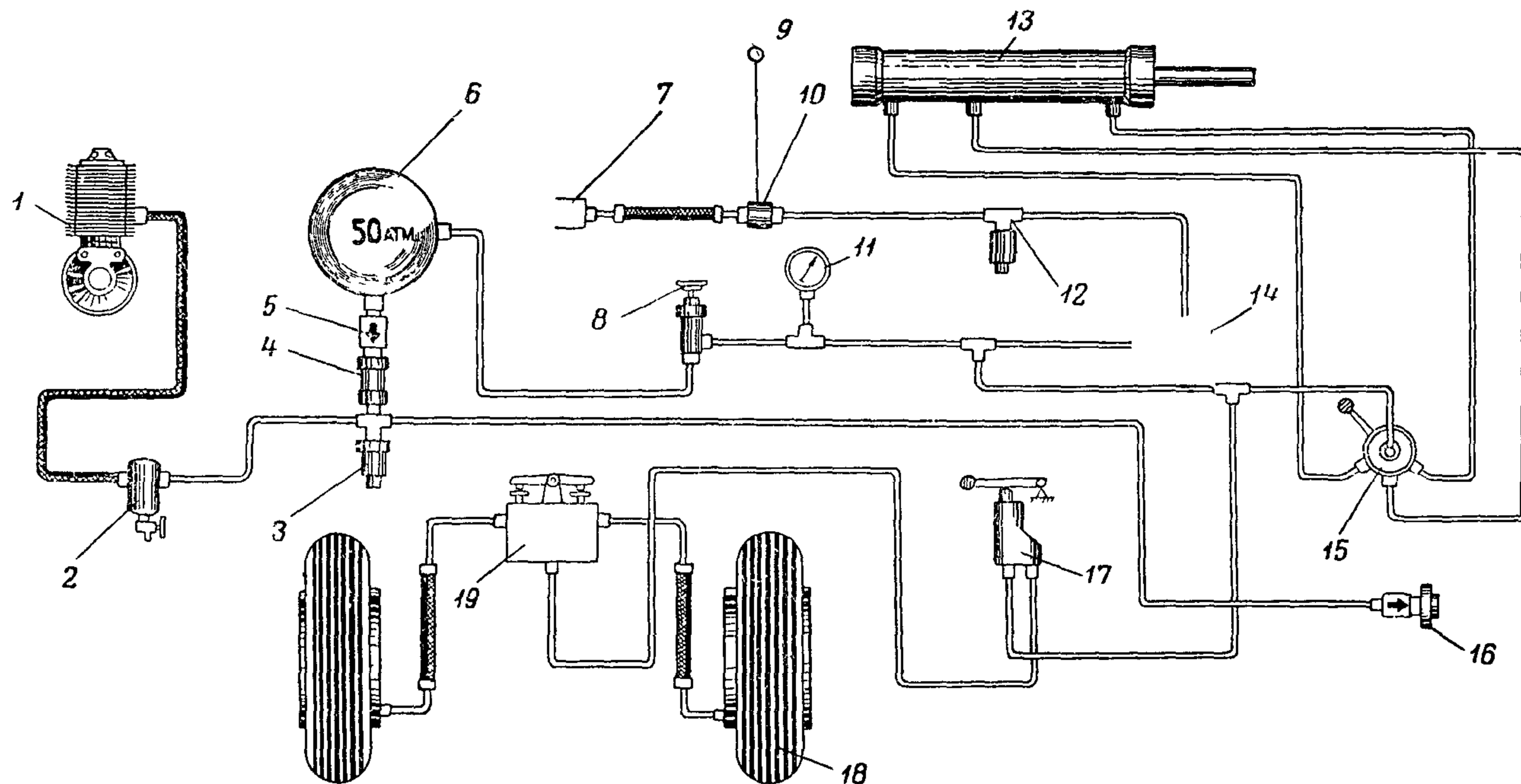


Рис 64 Воздушная система

1—компрессор АК-50М, 2—фильтр-отстойник ФТ-9900, 3—редукционный клапан на 50 ат, 4—прямоточный фильтр, 5—обратный клапан, 6—баллон воздушной системы, 7—пусковой воздухораспределитель двигателя, 8—кран сети, 9—кнопка запуска двигателя, 10—электровоздушный клапан ЭК-48, 11—манометр МВ-80, 12—редукционный клапан на 25 ат, 13—цилиндр управления закрылками, 14—трубопроводы, 15—кран управления закрылками, 16—бортовой зарядный штуцер, 17—редукционный клапан тормозной системы, 18—тормозное колесо, 19—дифференциал

Управление тормозами колес шасси производится при открытом кране 8 с помощью редукционного клапана 17 и дифференциала 19. Сжатый воздух из баллона воздушной системы 6 проходит через кран 8, поступает к редукционному клапану 17, понижающему давление, а далее идет к дифференциалу 19, а от него к правому или левому колесу 18 или к обоим колесам одновременно. Открытие редукционного клапана 17 и регулирование давления воздуха, поступающего к тормозным цилиндрам колес, производится с помощью гашетки, установленной на ручке управления самолетом. Дифференциал 19 управляется педалями.

Управление закрылками производится сжатым воздухом, поступающим из баллона 6 (при открытом кране 8) к крану закрылков 15. В зависимости от положения крана 15 воздух поступает в ту или иную полость цилиндра управления закрылками 13 (т. е. на выпуск или уборку закрылков).

Двигатель запускается сжатым воздухом, который поступает из бортового баллона в цилиндры. Пусковое распределение двигателя состоит из следующих основных частей:

пускового воздухо-распределителя 7, который при запуске направляет сжатый воздух по цилиндрам в период такта расширения,

кнопки запуска 9,

трубок, подводящих воздух к цилиндрам,

пусковых клапанов, через которые воздух под давлением поступает в цилиндры двигателя.

Сжатый воздух из бортового баллона 6 при открытом кране 8 поступает к редукционному клапану 12, который обеспечивает поступление воздуха к электровоздушному клапану ЭК-48 с давлением не более 25 ат. При нажатии на кнопку запуска 9 (на приборной доске) клапан ЭК-48 направляет сжатый воздух к пусковому распределителю 7. От пускового воздухо-распределителя сжатый воздух, поступая через пусковые клапаны в цилиндры двигателя, вращает его вал, а подача в нужный момент искры вызывает воспламенение смеси и запуск двигателя.

Допустимое травление воздуха в воздушной системе не более 5 ат в течение 8 час при начальном давлении в баллоне 6 50 ат и при закрытом кране сети 8.

## АГРЕГАТЫ ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ

### Компрессор АК-50М

Компрессор АК-50М установлен на задней крышке двигателя. В полете к компрессору подводится воздух для охлаждения. В дефлекторе двигателя с правой стороны сделан специальный фланец с отверстием диаметром 44 мм для подвода воздуха к компрессору. От дефлектора к компрессору воздух идет по патрубку из сплава АМЦА толщиной 1 мм, покрытого эмалью А-12. Для обеспечения обдува между обрезом патрубка и ребрами АК-50М должен быть зазор не более 5 мм.

#### Основные данные компрессора АК-50М

Диаметр цилиндра первой ступени	46 мм
Диаметр цилиндра второй ступени	40 мм
Ход поршня	20 мм
Ход всасывающего, перепускного и нагнетающего клапанов	0,7—1,1 мм
Рабочее давление, создаваемое компрессором	50 кг/см <sup>2</sup>
Скорость воздуха, подаваемого для охлаждения компрессора	Не менее 20 м/сек
Температура цилиндра	Не выше 110°C
Передающее число от двигателя к компрессору	0,9
Производительность компрессора (время напечения баллона емкостью 8 литров до давления 50 кг/см <sup>2</sup> при 1900 оборотов в минуту)	35 минут
Гарантийный срок работы до первой переборки	200 час
Сухой вес компрессора	Не более 3 кг

Двухступенчатый воздушный компрессор АК-50М (рис 65) состоит из картера, эксцентрикового валика шатуна, поршня с кольцами и цилиндра. Цилиндр компрессора двухступенчатый, он состоит из цилиндра первой ступени 3 и цилиндра второй ступени 4. В верхней части цилиндра первой ступени установлен всасывающий клапан 2. Клапан закрывается предохранительным колпачком с сеткой, фильтрующей воздух на всасывании. В специальной бобышке-алюминиевой рубашки цилиндра первой ступени и установлен нагнетательный клапан 1 со штуцером, от этого штуцера идет шланг к фильтру-отстойнику ФТ-9900 для отвода воздуха, сжатого во второй ступени цилиндра 4, в воздушную систему самолета.

При работающем двигателе поршень компрессора 5, соединенный с шатуном 6, совершает возвратно-поступательное движение. При движении поршня вниз объем камеры цилиндра первой ступени 3 увеличивается и в этой камере создается разрежение, вследствие этого открывается всасывающий клапан 2 и в цилиндр поступает воздух из атмосферы. В это же время объем камеры цилиндра второй ступени 4 уменьшается и происходит сжатие находящегося в камере воздуха. Воздух, сжатый в камере цилиндра второй ступени, открывает нагнетательный клапан 1, проходит в воздушную систему самолета к фильтру-отстойнику ФТ-9900.

При движении поршня 5 вверх объем камеры цилиндра первой ступени 3 будет уменьшаться, а поступивший в нее воздух будет сжиматься до  $6 \text{ кг/см}^2$ , объем камеры цилиндра второй ступени 4 увеличивается и в ней создается разрежение. Под влиянием разности давлений открывается перепускной клапан и воздух, сжатый в камере цилиндра первой ступени, по каналам в поршне поступит в камеру цилиндра второй ступени.

При следующем движении поршня 5 вниз перепускной клапан закроется и произойдет вторичное сжатие воздуха в камере второй ступени и нагнетание его по гибкому шлангу к фильтру-отстойнику воздушной системы.

Компрессор поставляют запломбированным. При его разборке до картера необходимо поставить поршень в нижнее мертвое положение.

Следует иметь в виду, что в целях усиления клапана впуска, а также устранения возможности ослабления затяжки и отворачивания гайки клапана впуска при работе компрессора, завод, начиная со второй серии, устанавливает на компрессор АК-50М усиленный клапан впуска.

При установке компрессора необходимо тщательно проверить совпадение отверстий отвода и подвода масла. Смазывается компрессор от двигателя. Масло собирается в специальную ванну в передней половине картера компрессора, смазывает цилиндр, задний шариковый подшипник, головки шатуна. Отработанное масло стекает в крышку, а из нее в маслоотстойник двигателя.

### Фильтр-отстойник ФТ-9900

Фильтр-отстойник ФТ-9900 (пневматический агрегат № 57—685) крепится двумя болтами на передней стороне правой нижней части противопожарной перегородки. Фильтр (рис 66) состоит из корпуса 2 и сливного крана с маховичком 4.

Фильтр-отстойник предназначен для собирания влаги, находящейся в воздухе, нагнетаемом АК-50М, и для слива ее через кран, ФТ-9900 расположен в самой нижней точке воздушной системы. Воздух от компрессора АК-50М поступает в фильтр через штуцер 3, а выходит из фильтра через штуцер 1. В связи с тем, что ось выходного штуцера расположена выше оси входного штуцера, масло и вода оседают в фильтре. В закрытом положении сливной кран своей конусной частью закрывает отверстие в штуцере фильтра. Для слива конденсата из фильтра поворачивают маховичок 4, тогда отверстие в штуцере открывается.

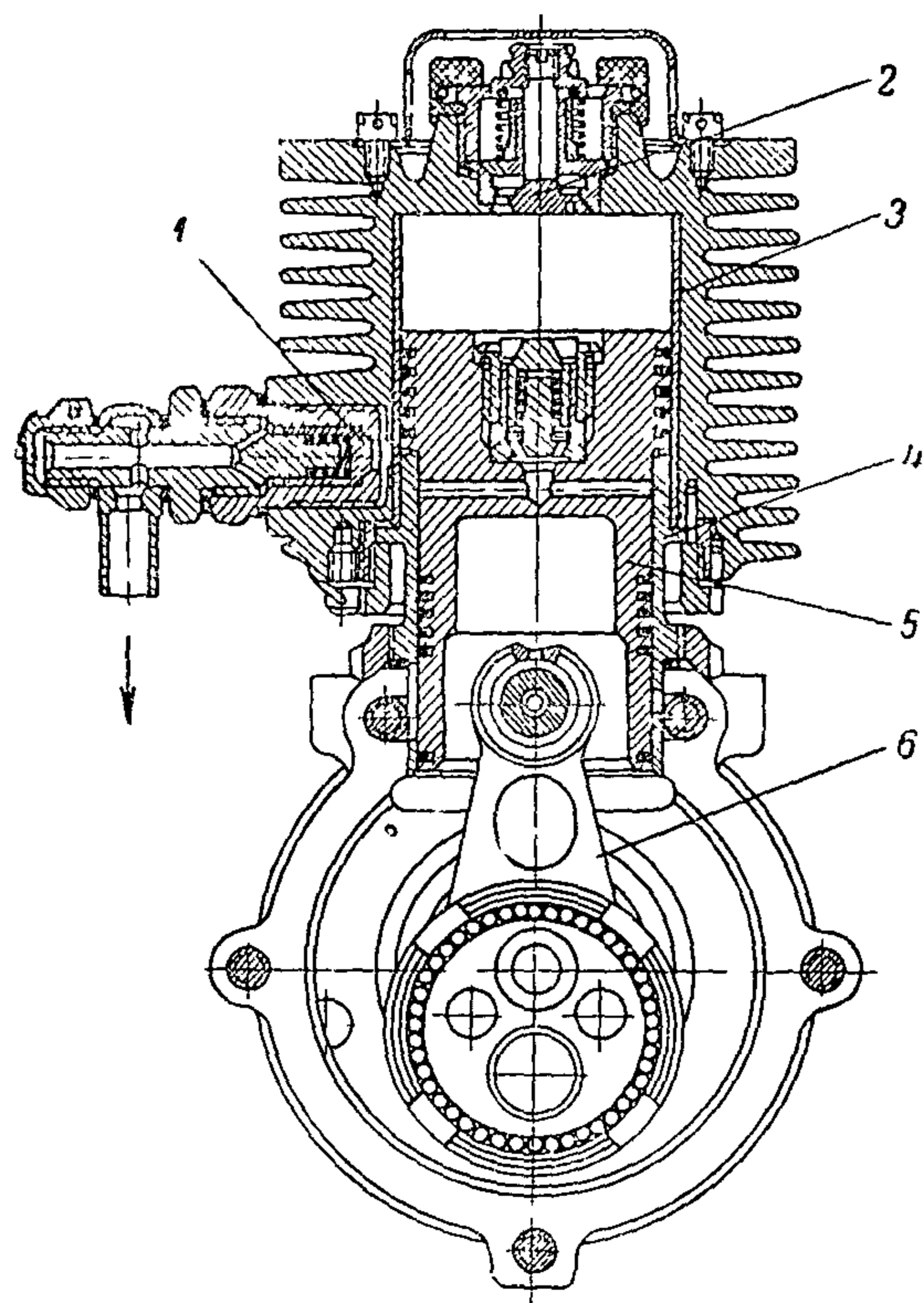


Рис 65 Компрессор АК-50М  
1—нагнетательный клапан, 2—всасывающий клапан, 3—цилиндр первой ступени, 4—цилиндр второй ступени, 5—поршень, 6—шатун

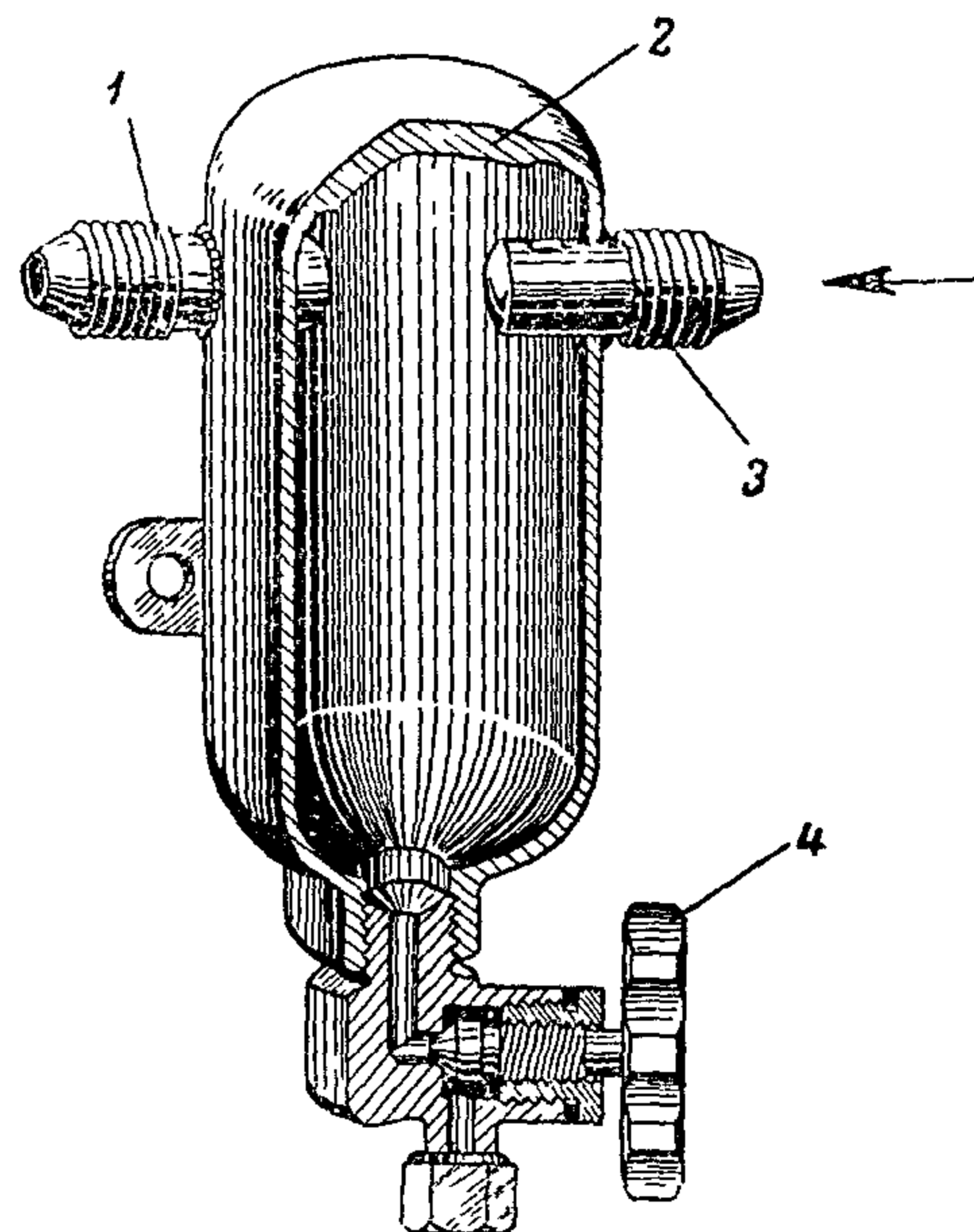


Рис 66 Фильтр-отстойник ФТ-9900  
1 и 3—штуцеры, 2—корпус, 4—маховичок сливного крана

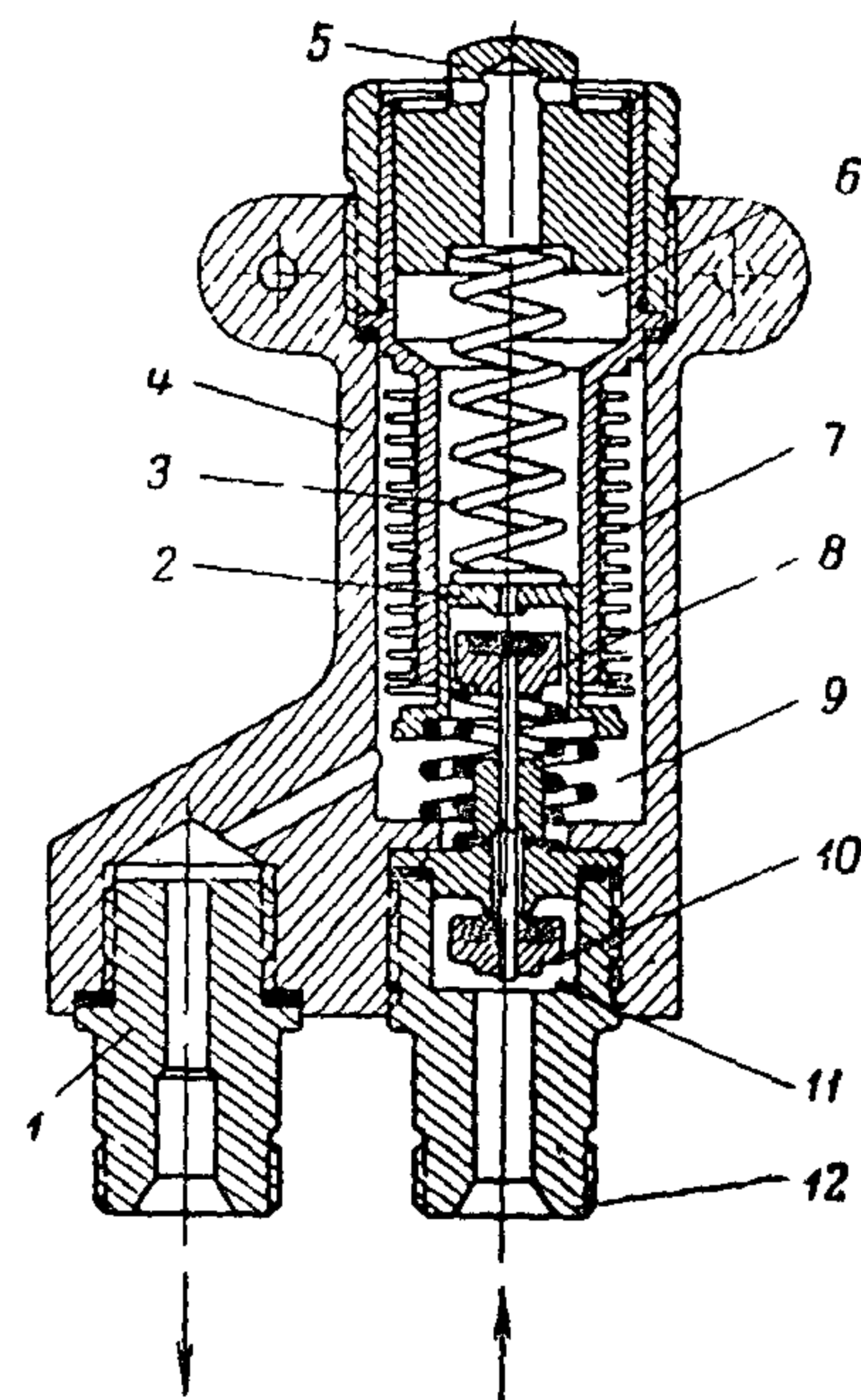


Рис 67 Редукционный клапан 51-7 (ПУ-6)

1—штуцер подвода воздуха к дифференциалу, 2—мембранный поршень, 3—редукционная пружина, 4—корпус, 5—толкач, 6—верхняя полость, 7—мембрана, 8—клапан выпуска, 9—средняя полость, 10—клапан впуска, 11—нижняя полость, 12—штуцер подвода воздуха от баллона

В закрытом положении маховичок сливного крана контрится проволокой

### Редукционный клапан 51-7 (ПУ-6)

Пневматический агрегат управления тормозами колес 51-7 (ПУ-6) служит для уменьшения давления воздуха, поступающего из баллона К редукционному клапану 51-7 подводится воздух с давлением до 50 ат, а от клапана к дифференциалу сжатый воздух идет с давлением до 6 ат

Для тормозных лыж ПУ-6 регулируется на 10 — 12 ат.

Клапан ПУ-6 крепится тремя болтами к кронштейну на раскосе нижней фермы фюзеляжа, расположенном между левым узлом крепления переднего подкоса и фермой шасси

Клапан 51-7 (рис. 67) состоит из корпуса 4, клапана впуска 10, клапана выпуска 8, трех полостей — верхней 6, средней 9 и нижней 11. Верхняя полость 6 сообщается с атмосферой через отверстия в толкаче 5. Средняя полость 9 сообщается с левым штуцером 1, направляющим воздух к дифференциалу, и отделена от верхней полости мембранным поршнем 2, а от нижней — перемычкой с отверстием в центре, которое закрыто клапаном впуска 10. В нижнюю полость клапана 11 при открытом кране сети поступает воздух из баллона воздушной системы через штуцер 12.

На рис. 67 клапан показан в положении «расторжено». В этом положении гашетка управления тормозами отпущена и средняя полость 9 сообщается с верхней через центральное отверстие в мембранном поршне 2.

При нажатии гашетки управления тормозами колес толкач 5 опускается вниз, сжимает пружину 3 и перемещает вниз мембранный поршень 2, отверстие в поршне закрывается резиновой прокладкой клапана выпуска 8 и таким образом прекращается сообщение между средней и верхней полостями клапана 51-7.

Дальнейшее движение мембранного поршня вниз открывает клапан впуска 10 и сжатый воздух поступает в среднюю полость 9 и далее в дифференциал до тех пор, пока давление воздуха на мембранный поршень снизу не сожмет пружину 3 на ход, необходимый для закрытия впускного клапана 10.

С изменением хода гашетки, а следовательно, и толкача 5, меняется степень сжатия пружины 3 и, соответственно, давление воздуха, проходящего к тормозам колес. После выключения гашетки снимаются силы, действующие на толкач, все детали принимают положение, соответствующее растормаживанию, и воздух из тормозной системы через штуцер 1, среднюю и верхнюю полости клапана и отверстия в толкаче выпускается в атмосферу.

### Редукционный клапан VI-39 (ПУ-7)

Редукционный клапан ПУ-7 обладает повышенной чувствительностью и скоростью затормаживания и растормаживания по сравнению с клапаном ПУ-6. Достигается это тем, что в редукционном клапане ПУ-7 вместо одного клапана впуска и одного клапана выпуска имеются большой и малый клапаны впуска, большой и малый клапаны выпуска.

На рис. 68 показан редукционный клапан ПУ-7 в положении «расторжено». Тормозная система сообщается с атмосферой через открытый малый клапан выпуска 7. Доступ сжатого воздуха из баллона закрыт большим и малым клапанами впуска. Если нажать на толкач 1, то редукционная пружина перемещает поршень 3 вниз. Поршень, упирающийся своим седлом в большой клапан выпуска 6, перемещает этот клапан до соприкосновения с малым клапаном выпуска и разъединяет тормозную

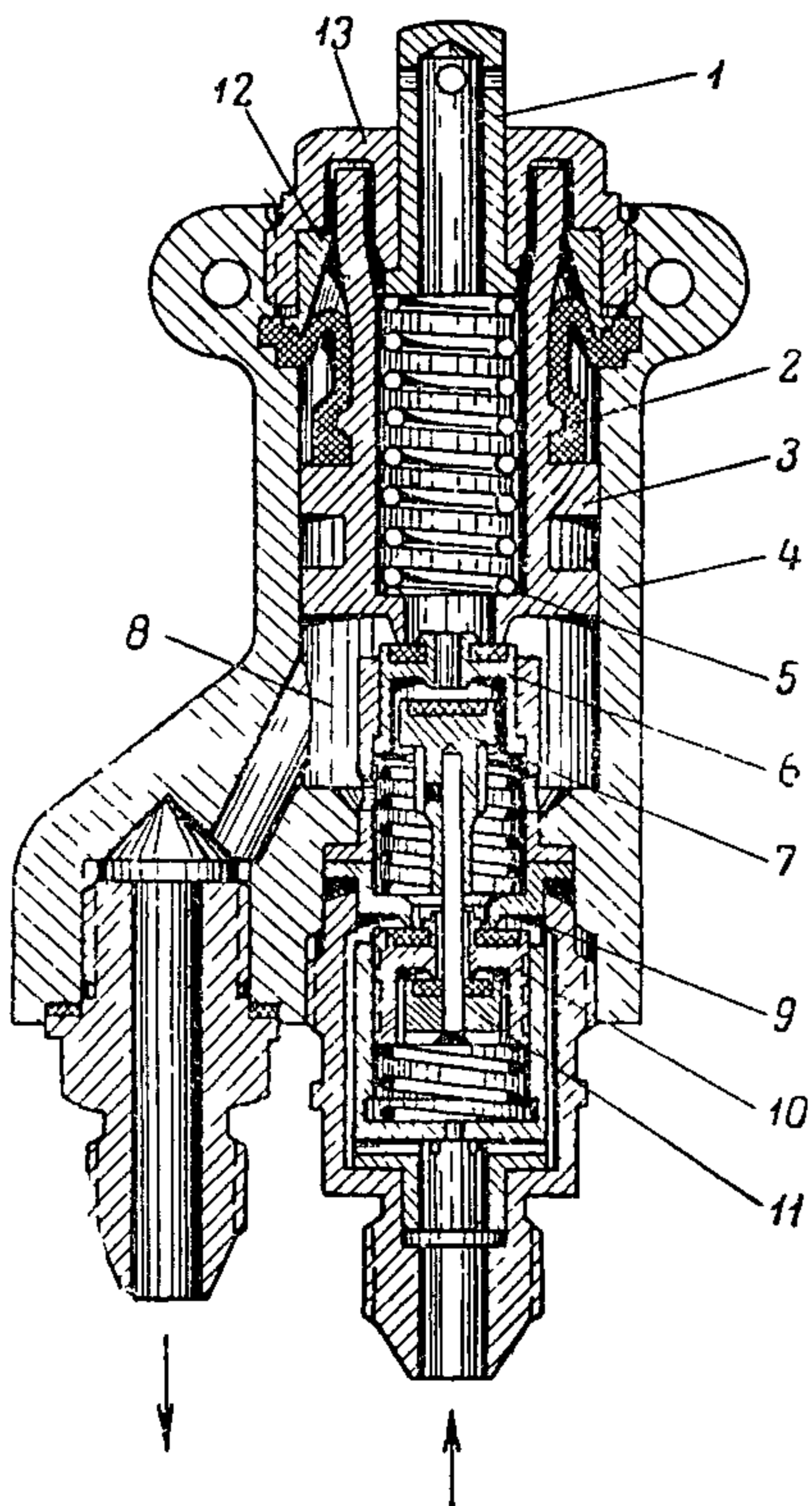


Рис 68 Редукционный клапан VI-39 (ПУ-7)

1—толкатель, 2—мембрана, 3—поршень, 4—корпус, 5—пружина, 6—большой клапан выпуска, 7—малый клапан выпуска, 8—средняя полость, 9—нижняя полость, 10—большой клапан впуска, 11—малый клапан впуска, 12—кольцо, 13—гайка

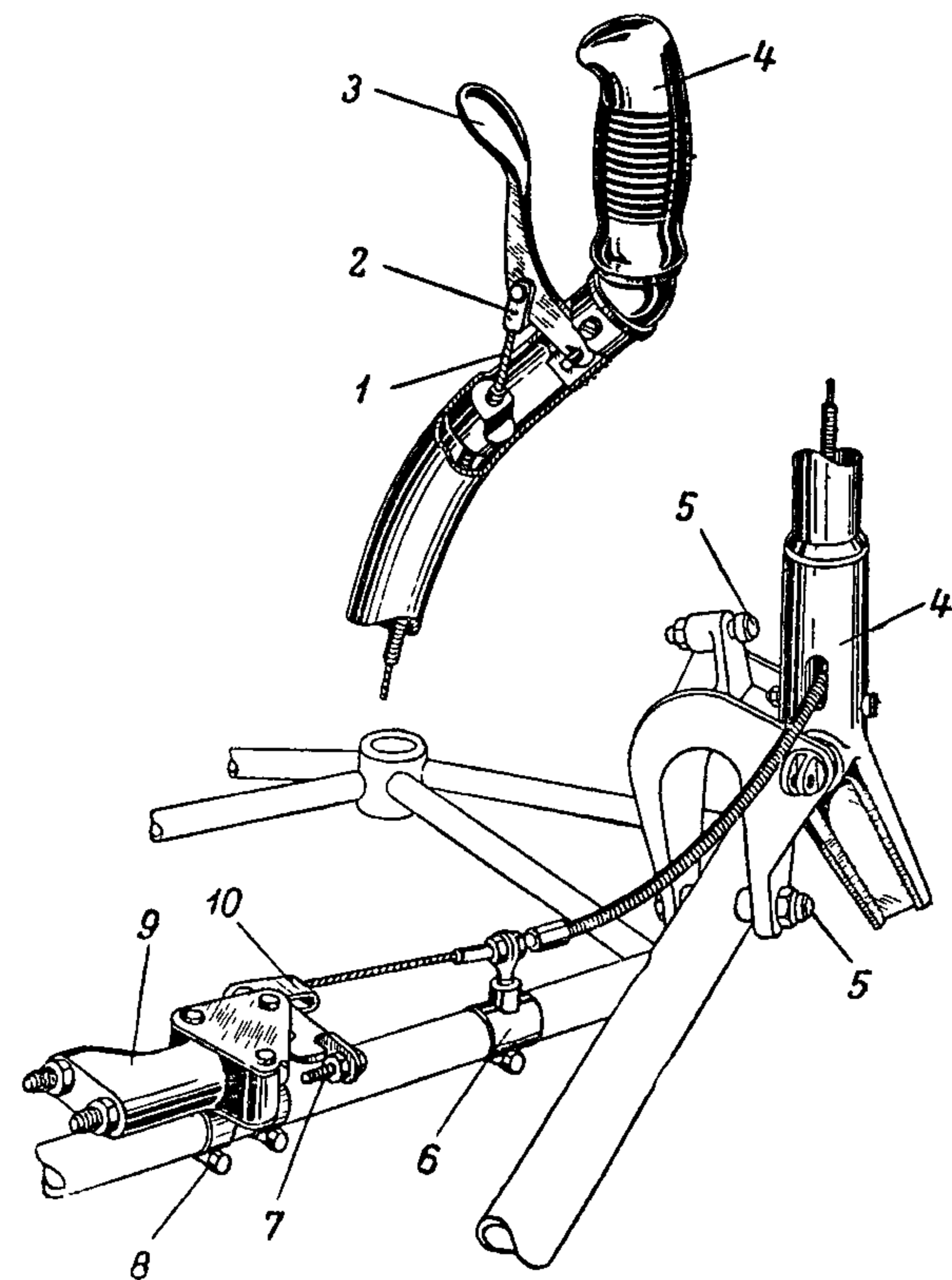


Рис 69 Механизм управления клапаном ПУ-6  
1—трос, 2—серьга, 3—гашетка, 4—ручка управления, 5—упоры, ограничивающие ход ручки, 6—кронштейн бoudенодержателя, 7—ограничительный болт, 8—кронштейн крепления клапана, 9—клапан ПУ-6, 10—серьга



систему от атмосферы. При дальнейшем движении толкача вниз открывается малый клапан впуска 11. Сжатый воздух из баллона идет через нижнюю и среднюю полости клапана ПУ-7 к дифференциалу. При открытии малого впускного клапана давление сжатого воздуха под большим клапаном впуска сразу резко падает и, вследствие разности давлений над клапаном и под ним, большой клапан впуска 10 открывает большое отверстие для прохода воздуха, что значительно ускоряет процесс затормаживания.

Если требуется быстро растормозить систему, то необходимо быстро снять нагрузку с толкача. Тогда поршень поднимается вверх, седло поршня отходит от большого клапана выпуска 6, открыв большое отверстие для выпуска сжатого воздуха в атмосферу, и таким образом ускоряется процесс растормаживания.

Вследствие того, что проходные отверстия малых клапанов впуска и выпуска значительно меньше, чем у редукционного клапана ПУ-6, чувствительность клапана ПУ-7 выше, а благодаря наличию больших клапанов впуска и выпуска скорости торможения и растормаживания значительно больше.

Редукционный клапан ПУ-7 отличается также резиновой, так называемой «чулочной» мембраной, служащей подвижным уплотнением для поршня.

Механизм управления клапаном ПУ-6 показан на рис. 69.

### Баллон сжатого воздуха

Бортовой баллон сжатого воздуха представляет собой шар диаметром 230 мм, емкостью 6 л. Баллон сварен из двух полусферических обечаек, отштампованных из листовой стали С-20 толщиной 3 мм. При штамповке допускается уменьшение толщины материала до 2,5 мм.

Баллон имеет 3 штуцера.

Установлен баллон на передней стороне правой верхней части противопожарной перегородки. Крепление баллона к специальному гнезду на противопожарной перегородке осуществляется тремя лентами, расположенными под углом 120°. Верхняя лента имеет тандер. Между баллоном и лентами проложены профилированные резиновые прокладки. Баллон рассчитан на рабочее давление 50 ат с трехкратным запасом прочности.

После изготовления баллон подвергается термической обработке до предела прочности на растяжение не ниже 35 кг/мм<sup>2</sup> и относительного удлинения не ниже 20 %.

При изготовлении баллона разрешается подварка трещин, образовавшихся при штамповке полусфер. Количество трещин должно быть не более трех, а длина каждой не более 25 мм.

После термообработки, обдувки песком и очистки внутренней поверхности баллона производят рентгено-просвечивание не менее 25 % общей длины сварного шва баллона.

Каждый баллон испытывается на прочность в течение 1 минуты гидравлическим давлением водой в 75 ат (150 % рабочего давления), затем давление снижается до рабочего (50 ат) и производится осмотр баллона. Баллон признается выдержавшим гидравлическое испытание на прочность, если на нем не будет обнаружено разрыва, деформации, течи или потения.

В случае обнаружения течи разрешается подварка не более двух раз в одном и том же месте. Устранение дефектов производят в соответствии с инструкцией ВИАМ на сварку. После подварки баллон вновь подвергается термообработке и повторному гидравлическому испытанию.

После гидравлического испытания на прочность баллон сжатого воздуха подвергается в течение 2 минут испытанию на герметичность возду-



хом при давлении внутри баллона 50 ат Баллон погружают в ванну с водой Травление воздуха не допускается

После испытания баллон сушится в электропечи в течение 30 минут при температуре 100—110°C и продувается сжатым воздухом Затем внутренняя поверхность покрывается олифой и баллон сушится до образования пленки

Снаружи баллон сжатого воздуха покрывается синей масляной эмалью А-12 Из 100 баллонов испытывают на прочность до разрушения 1—3 баллона. Испытание производят водой Разрушение должно произойти при давлении не менее 150 ат

### Обратный клапан

Обратный клапан (рис 70) крепится к бортовому баллону и состоит из корпуса клапана 1, в котором расположен клапан 2, прижимаемый к входному отверстию пружиной 3

Поступающий из компрессора АК-50М воздух под давлением отжимает клапан 2, сжимая пружину 3 и преодолевая сопротивление воздуха, и далее через штуцер 4 проходит в баллон сжатого воздуха Стрелки на рисунке показывают направление движения воздуха При неработающем компрессоре клапан 2 прижимается к гнезду корпуса 1 пружиной 3 и давлением воздуха в баллоне

### Редукционный клапан на 50 ат

Редукционный клапан на 50 ат (рис 71) расположен рядом с прямоточным фильтром и состоит из корпуса 5, в котором смонтирован клапан 2 с пружиной 4, упирающейся в гайку 3 К штуцеру 1 подводится воздух от компрессора К штуцеру 6 поступает воздух при зарядке воздушной системы от бортового штуцера

Воздух от компрессора или от бортового зарядного штуцера проходит через редукционный клапан и по штуцеру 7 идет в баллон воздушной системы

Редукционный клапан отрегулирован на 50 ат, при этом начало травления воздуха через выпускное отверстие диаметром 2 мм в гайке 3 должно происходить при давлении свыше 55 ат

Травление должно полностью прекратиться при давлении 50—55 ат. Травление в течение 5 минут при давлении 50 ат недопустимо

После регулировки гайка 3 контрится контргайкой и проволокой

При давлении воздуха в редукционном клапане выше отрегулированного клапан 2 сжимает пружину 4 и отходит от гнезда, пропуская воздух, который через отверстие в гайке 3 выходит в атмосферу (на рис 71 показано пунктирной стрелкой)

### Прямоточный фильтр

Прямоточный фильтр 57-685 (рис 72) расположен между обратным клапаном и редукционным клапаном на 50 ат Он состоит из корпуса 1, крышки 2 и штуцеров 3 В корпусе смонтированы войлочные прокладки 5, сетки 6 и пружины 4 Фильтр предназначен для очистки сжатого воздуха, подаваемого из компрессора АК-50М или аэродромного баллона в баллон воздушной системы, от песка, окалина, механических примесей и масла

Направление движения воздуха показано на рис 72 стрелками

### Дифференциал 59-7 (Д-1)

Пневматический агрегат управления тормозами — дифференциал 59-7 установлен в тормозной системе колес для того, чтобы обеспечить воз-

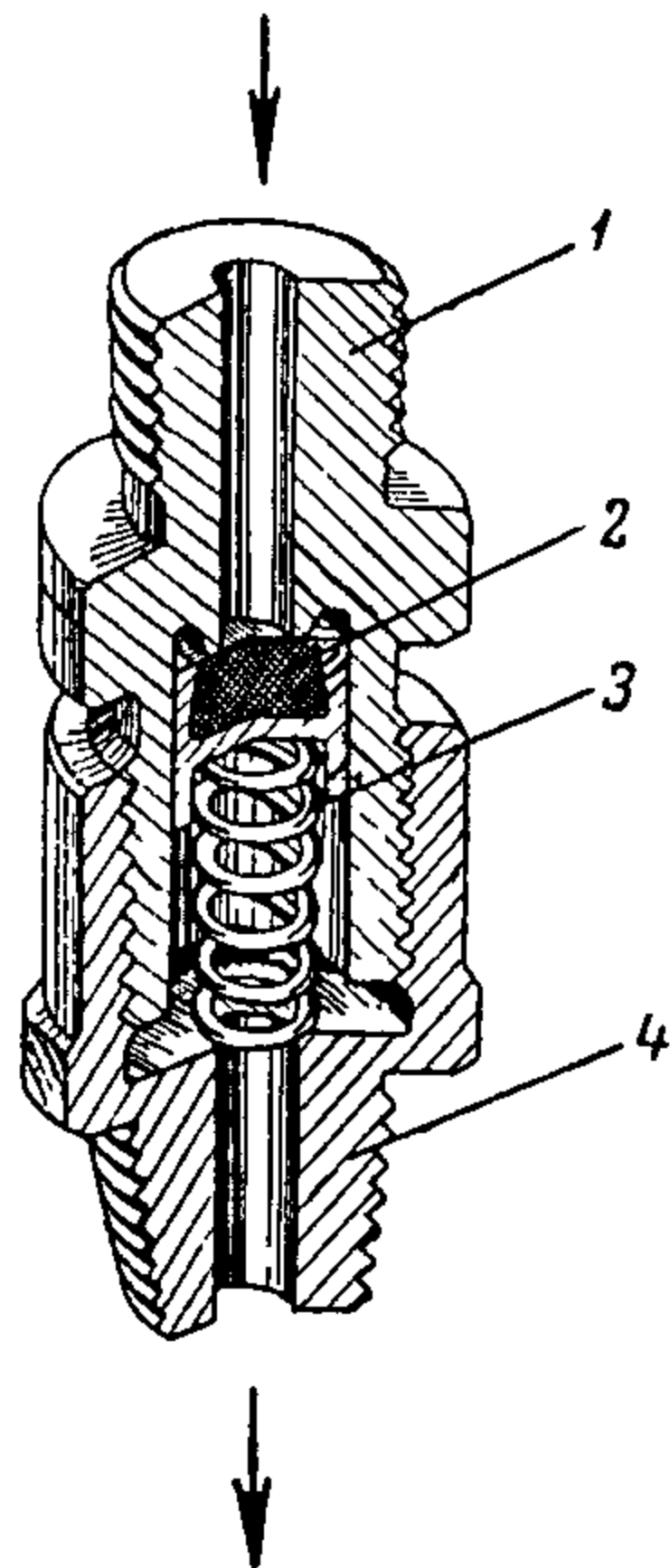


Рис 70 Обратный клапан

1—корпус, 2—клапан, 3—пружина, 4—штуцер

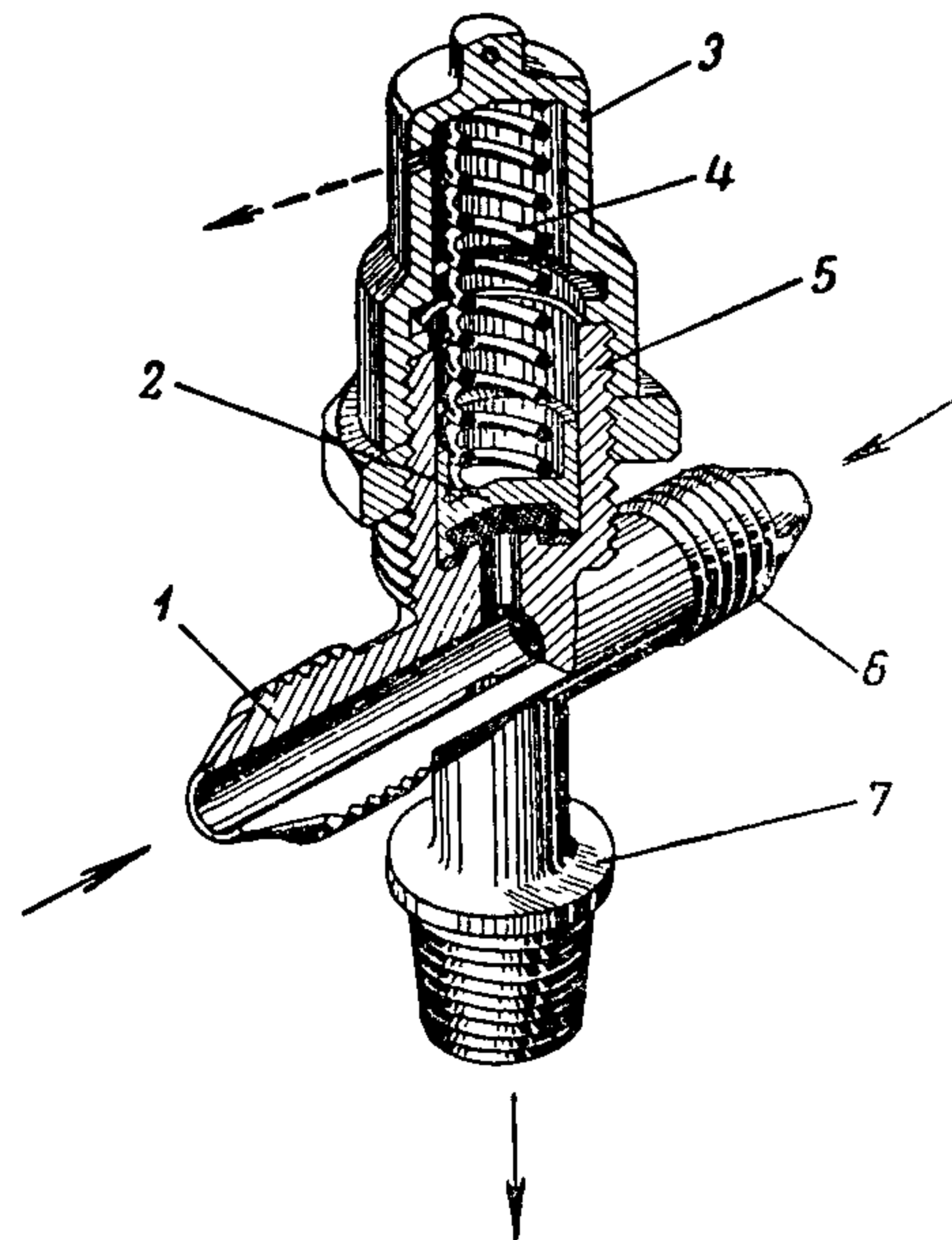


Рис 71 Редукционный клапан на 50 ат

1—штуцер подвода воздуха от компрессора, 2—клапан, 3—гайка, 4—пружина, 5—корпус, 6—штуцер подвода воздуха от бортового зарядного штуцера, 7—штуцер подвода воздуха к фильтру

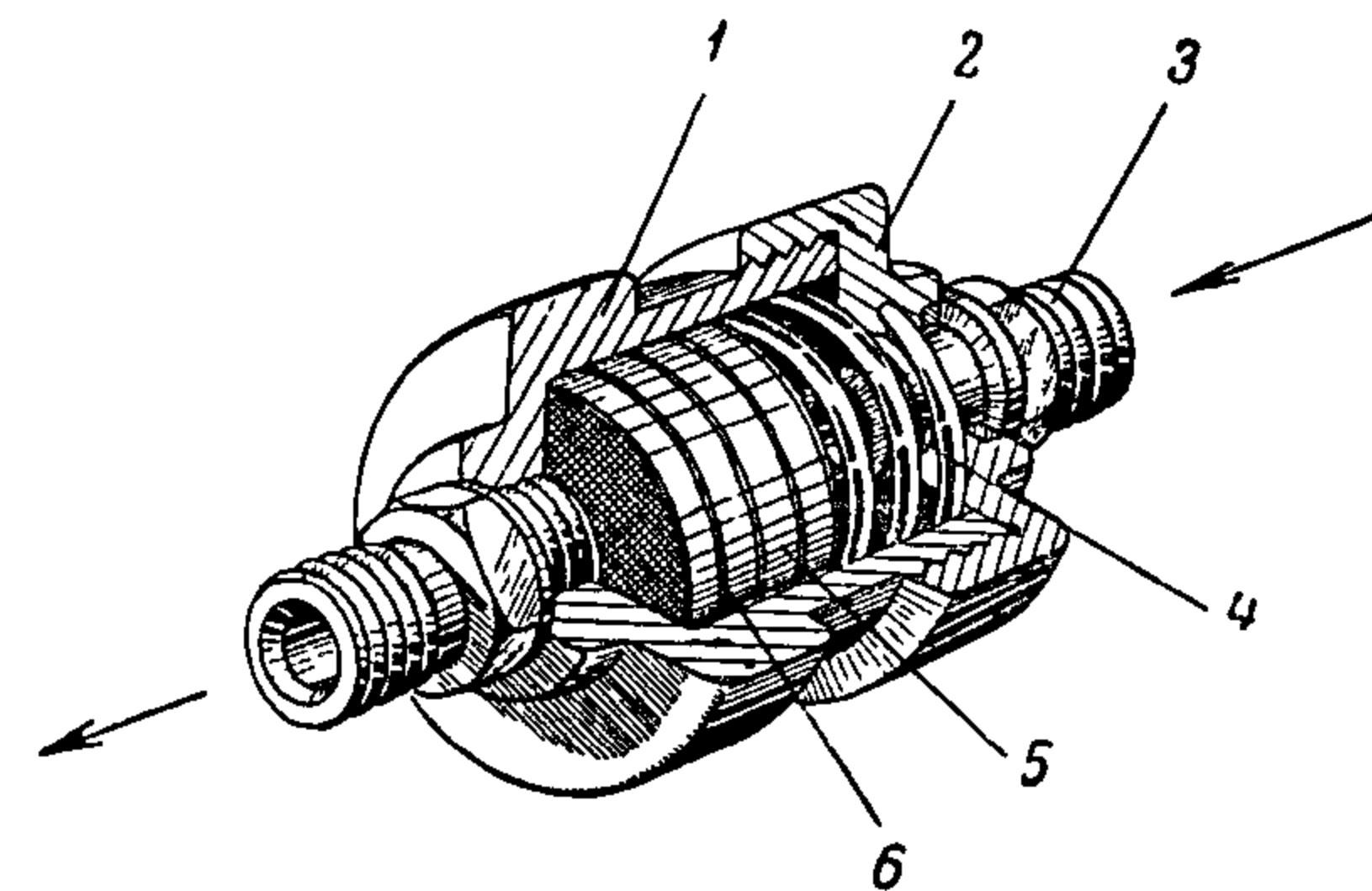


Рис 72 Прямоточный фильтр  
1—корпус, 2—крышка, 3—штуцер, 4—пружина, 5—войлочная прокладка, 6—сетка

возможность отдельного управления тормозным устройством правого или левого колеса или обоих колес вместе

Дифференциал установлен на кронштейне, приваренном к раскосу нижней фермы фюзеляжа, расположенному между трубой, связывающей узлы крепления передних подкосов шасси, и 2-й рамой

Корпус дифференциала 59-7 (рис. 73) состоит из двух половин правой и левой. Каждая половина имеет 3 камеры: верхнюю 4, среднюю 6 и нижнюю 10

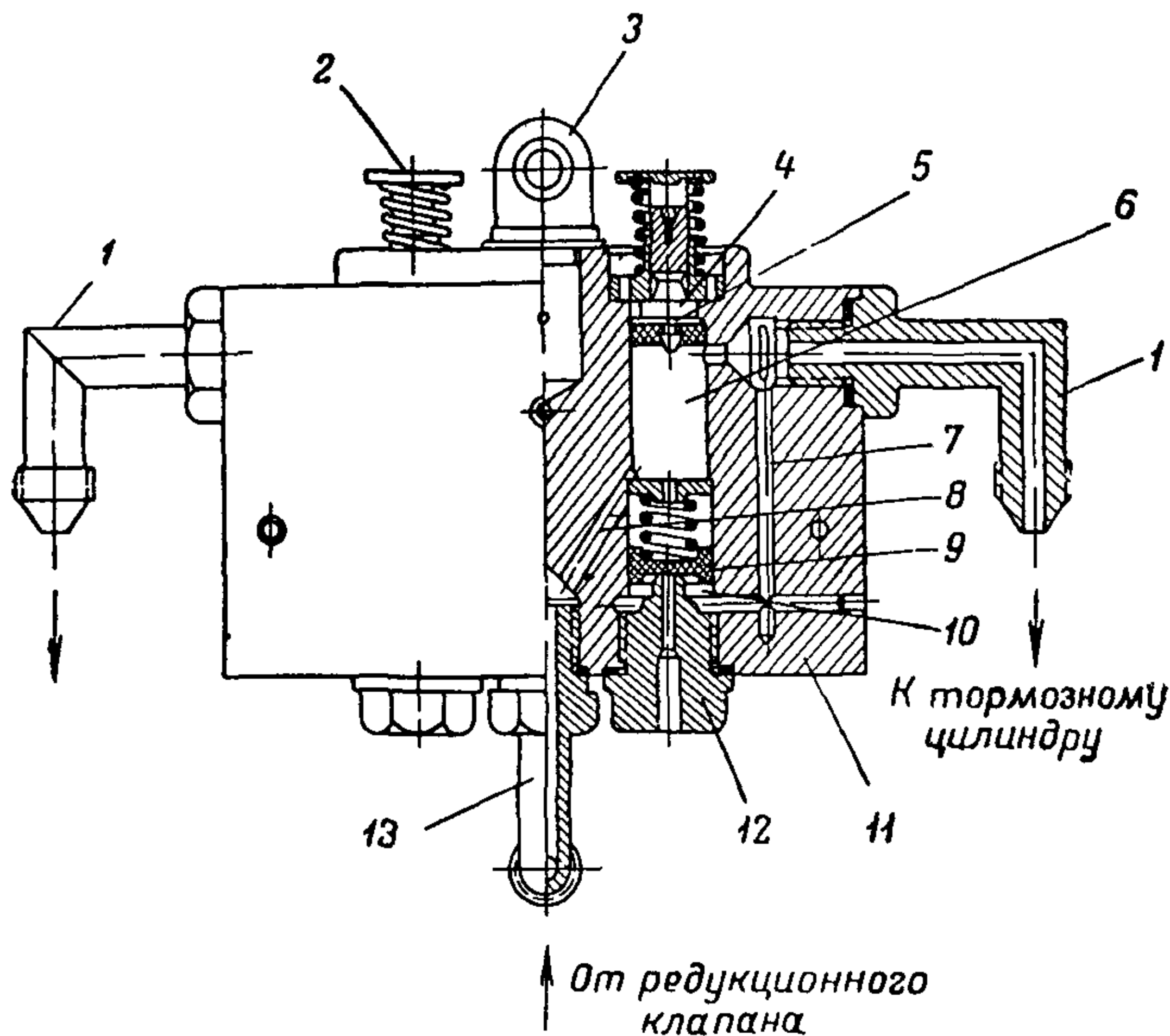


Рис 73 Дифференциал 59-7 (Д-1)

1—штуцер выхода воздуха в тормозной цилиндр, 2—тарелка, 3—узел крепления рычага, 4—верхняя камера, 5—поршень, 6—средняя камера, 7—соединительный канал, 8—косой канал, 9—предохранительный клапан, 10—нижняя камера, 11—корпус, 12—пробка, 13—штуцер подвода воздуха от клапана 51-7

Верхнюю камеру от средней отделяет поршень 5, а между средней и нижней камерой находится предохранительный клапан 9

К узлу 3 крепится двуплечий рычаг, связанный с управлением руля поворота. При нейтральном положении управления рулем поворота, а следовательно, и рычага, сжатый воздух при включенной тормозной гашетке поступает в дифференциал от клапана 51-7 к штуцеру 13, далее по косым каналам 8 проходит в средние камеры 6 и затем через штуцеры 1 идет к тормозным цилиндрам обоих колес.

При отклонении рычага от нейтрального положения он нажимает на одну из тарелок 2 и, сжимая пружину, перемещает вниз поршень 5. При опускании поршня 5 ниже бокового отверстия воздух, находящийся в тормозной системе одного колеса, сообщается с атмосферой через штуцер 1 и верхнюю камеру 4. Таким образом, в этом случае при включенной тормозной гашетке тормозится только одно колесо.

Следует иметь в виду, что небольшой поворот (от нейтрального положения) рычага (до 7°) вокруг узла 3 не вызывает растормаживания одного из колес.

Сообщение нижней камеры 10 с атмосферой через каналы в пробке 12 закрыто манжетой предохранительного клапана 9.

При отпущенной тормозной гашетке происходит растормаживание обоих колес независимо от того, в каком положении находится управление



Дифференциал ПУ-8 обладает следующими ценными качествами

1 Автоматически регулирует равенство объемов тормозных устройств правого и левого колес при прямом торможении независимо от возможной разности этих объемов

2 В зависимости от угла поворота педалей руля поворота автоматически устанавливает разность давлений в тормозных устройствах колес, сохраняя эту разность независимо от изменения давления воздуха, подводимого к дифференциалу. Таким образом, поворот педалей на определенный угол определяет разность тормозных моментов на колесах. Этим облегчается управление самолетом на земле при предотвращении самопроизвольных разворотов, а также значительно сокращается расход сжатого воздуха

3 Детали дифференциала, за исключением рычага 5, в полете не работают, что значительно увеличивает его долговечность

### Кран управления закрылками

Кран управления выпуском и уборкой закрылков (рис 75) золотникового типа, четырехходовой. Кран состоит из корпуса 1, золотника 7, оси 2, ручки 3 с пружинным стопорным штифтом 5, стопора 4, гайки 6, подпятника 8 и шарика 9.

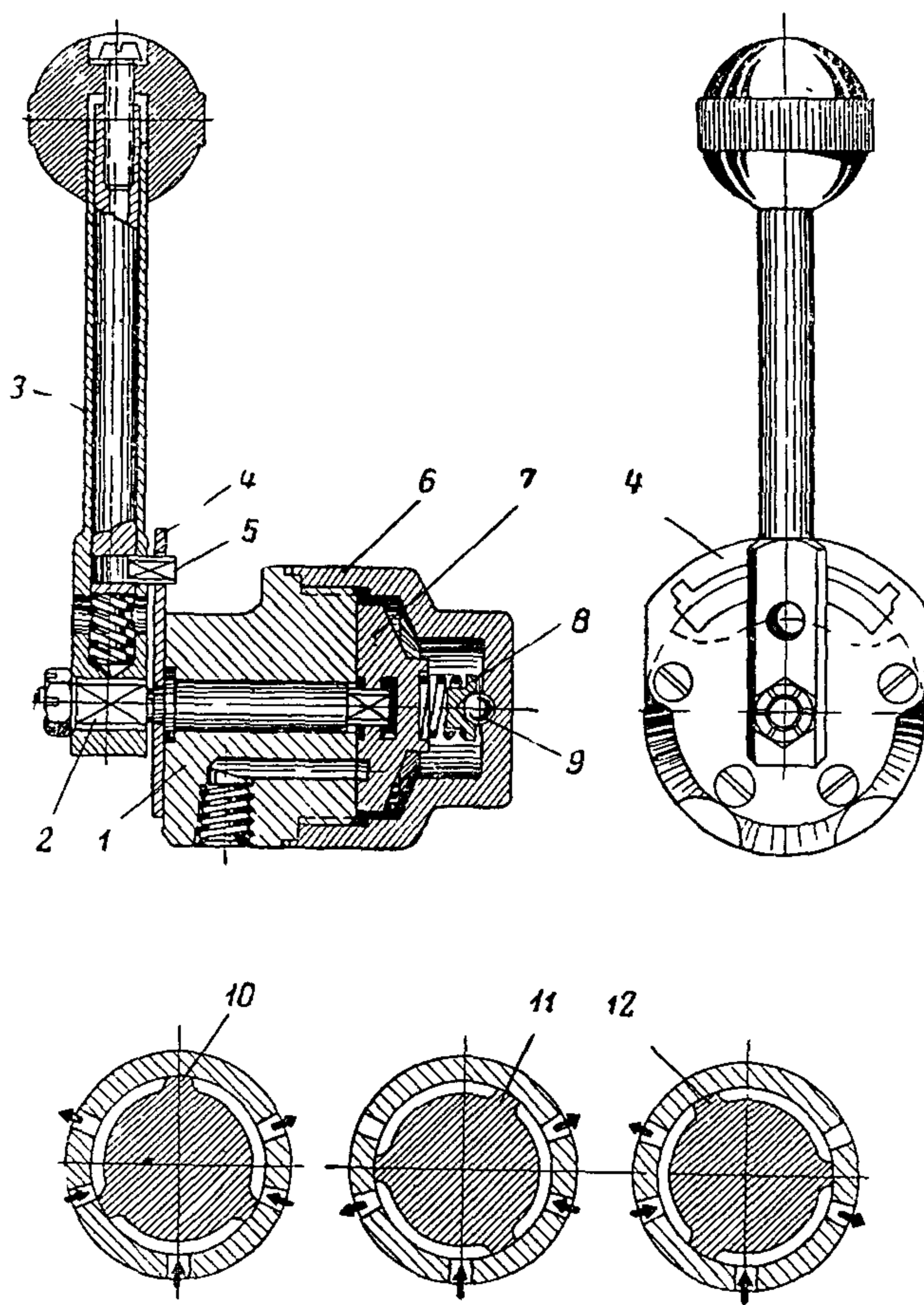


Рис 75 Кран управления закрылками

1—корпус, 2—ось, 3—ручка, 4—стопор, 5—стопорный штифт  
6—гайка, 7—золотник, 8—подпятник, 9—шарик, 10—нейтральное положение золотника крана, 11—положение золотника при выпуске закрылков, 12—положение золотника при уборке закрылков

На рис 75 показан кран управления закрылков самолета Як-12Р, имеющий 3 гнезда в стопоре 4, стопор крана на самолете Як-12М имеет 4 гнезда, соответствующие положению ручки крана при выпуске закрылков на  $40^\circ$ , при выпуске на  $20^\circ$ , нейтральному положению и подъему

При открытом крае воздушной сети сжатый воздух из бортового баллона подводится к корпусу 1 и затем проходит к золотнику 7

Золотник 7 и ручка 3 неподвижно насажены на ось крана 2, при повороте ручки 3 поворачивается ось 2 и вместе с нею золотник 7

В нейтральном положении ручки крана золотник 7 перекрывает все каналы. В этом положении 10 воздух через кран не проходит. При нейтральном положении ручки 3 риска на стопоре 4 совпадает с риской на оси 2. Чтобы установить ручку крана управления закрылками на выпуск, необходимо нажать на головку ручки 3 вдоль ее оси для того, чтобы сжать пружину и вывести стопорный штифт 5 из гнезда в секторе стопора 4, затем следует повернуть ручку крана назад от нейтрального положения. На самолете Як-12Р для выпуска закрылков поворачивают ручку примерно на  $40^\circ$ , а на самолете Як-12М — на  $30^\circ$  или  $60^\circ$ , при выпуске закрылков на взлете на  $20^\circ$  поворачивают ручку на  $30^\circ$ , а при выпуске закрылков на  $40^\circ$  при посадке ручку поворачивают на  $60^\circ$ . При этом золотник крана открывает проход для воздуха из бортового баллона в полость цилиндра закрылков. Одновременно кран сообщает другую полость цилиндра с атмосферой. После выпуска закрылков кран ставят в нейтральное положение. При уборке закрылков ручку крана поворачивают вперед от нейтрального положения на  $40^\circ$  на самолете Як-12Р и на  $30^\circ$  на самолете Як-12М.

Кран управления закрылками расположен на левом борту кабины около сиденья пилота на кронштейне (со стяжным хомутом), приваренном к левой вертикальной стойке 2-й рамы фюзеляжа.

### Электровоздушный клапан ЭК-48

Электровоздушный клапан ЭК-48 предназначен для подачи сжатого воздуха в пусковой воздухораспределитель двигателя. Клапан ЭК-48 (рис 76) состоит из входного штуцера 1, корпуса 2, пружины 3, клапана впуска 4 с резиновым уплотнением 5, выходного штуцера 6, сервоклапана 8 с резиновым уплотнением 7, резинового уплотнения клапана выпуска 9, поршня выпускного клапана 10, рычага 11, якоря 12, электромагнита 13 и штепселя 14.

Клапан ЭК-48 имеет три камеры: камеру впускного клапана А, камеру выпускного клапана Б и камеру поршня В. Расположен клапан ЭК-48 на передней стороне противопожарной перегородки под маслобаком и крепится к ней кронштейном при помощи двух болтов. К штуцеру 1 присоединен трубопровод от редукционного клапана на 25 ат. К штуцеру 6 присоединен трубопровод, идущий к пусковому распределителю двигателя, к корпусу штепселя клапана подведена электросеть самолета.

На рис 76 показано такое положение клапана, когда воздух не поступает к пусковому распределителю двигателя.

При запуске двигателя нажатием кнопки на приборной доске включают электровоздушный клапан ЭК-48. Ток, проходя по катушке соленоида клапана, создает электромагнитное поле. Якорь 12 электромагнита 13, соединенный тягой с сервоклапаном, втягивается в катушку и сжимает пружину 15, которой он прижимается к калиброванному отверстию впускного клапана 4. При этом сервоклапан 8 своей тыловой частью закрывает отверстие для выхода воздуха в атмосферу.

Воздух, проходя через калиброванное отверстие клапана впуска 4, поступает из камеры А в камеру В и давит на поршень выпускного клапана 10. Так как площадь поршня 10 больше площади впускного клапана

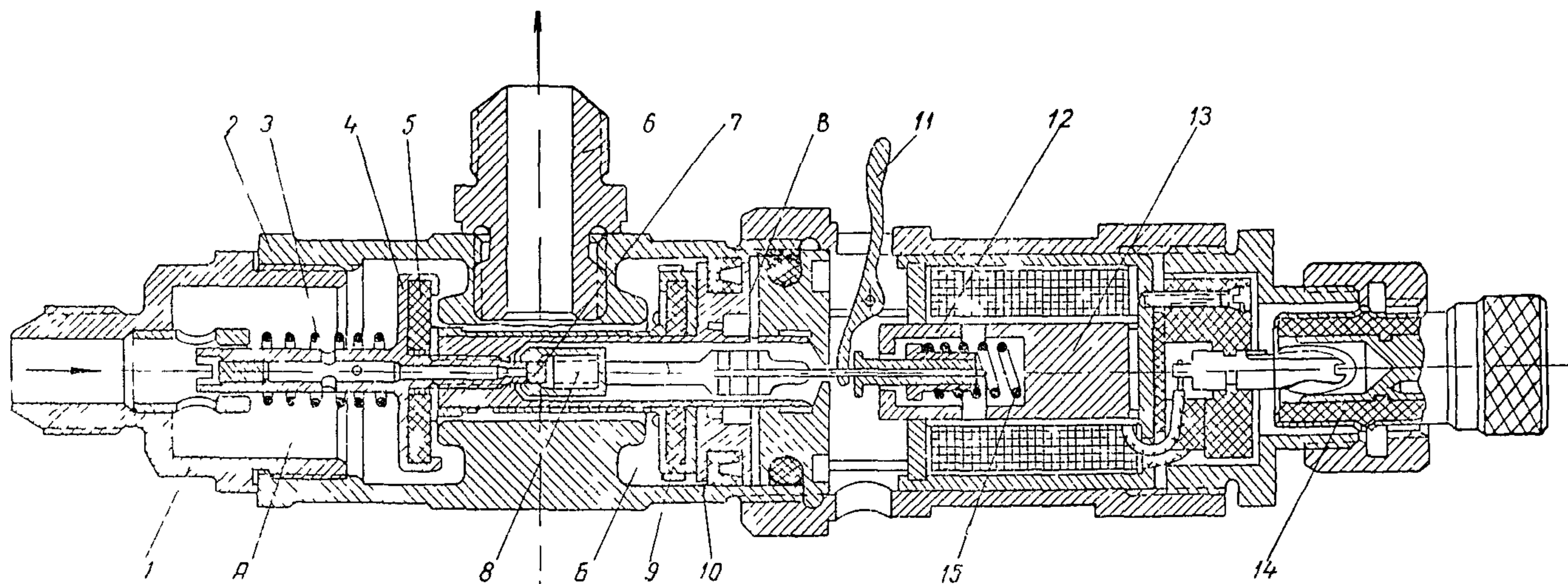


Рис 76 Электровоздушный клапан ЭК-48

1—входной штуцер, 2—корпус, 3—пружина, 4—клапан впуска, 5—резиновое уплотнение клапана впуска, 6—выходной штуцер, 7—резиновое уплотнение сервоклапана, 8—сервоклапан, 9—резиновое уплотнение клапана выпуска, 10—поршень выпускного клапана, 11—рычаг, 12—якорь, 13—электромагнит, 14—штырь, 15—пружина



на 4, то поршень 10, передвигаясь в корпусе клапана, сжимает пружину 3 впускного клапана и открывает его, закрывая при этом часть камеры Б уплотнением 9 клапана выпуска

Воздух из камеры А поступает в камеру Б и через штуцер 6 идет в пусковой распределитель двигателя

При прекращении подачи электрического тока к ЭК-48 под действием пружин клапаны будут возвращены в исходное положение, показанное на рисунке, и воздух из самопуска уйдет через отверстия в камере Б в атмосферу

В клапане ЭК-48 предусмотрено дополнительное механическое открытие сервоклапана 8 при помощи рычага 11

#### Технические характеристики клапана ЭК-48

Номинальное напряжение срабатывания при давлении воздуха от 10 до 70 кг/см <sup>2</sup>	27 в
Минимальное напряжение срабатывания при давлении 70 кг/см <sup>2</sup> не более	20 в
При отсутствии давления не более	22 в
Потребляемая сила тока при напряжении 24 в не более	3,5 а
Травление воздуха в рабочем положении при напряжении 24 в и давлении от 10 до 70 кг/см <sup>2</sup> в сек не более	200 см <sup>3</sup>
Травление воздуха в нерабочем положении при давлении от 0 до 70 кг/см <sup>2</sup> не допускается Минимальное давление срабатывания при напряжении 22 в не более	10 кг/см <sup>2</sup>

#### Управление закрылками

Отклонение закрылков во взлетное положение, а также при посадке и уборке их производится (рис 77) с помощью крана 4, цилиндра 3, вала 1 и тяг 2 Сжатый воздух от крана управления закрылками 4 поступает в цилиндр 3 Шток цилиндра передает движение тягам 2 и валу 1, при этом происходит выпуск или уборка закрылков

#### Цилиндр управления закрылками

Цилиндр управления закрылками (рис 77) установлен между фюзеляжем и левой половиной крыла Цилиндр установленный на самолете Як-12Р (рис 78), состоит из цилиндра 9, двух поршней 3 и 6, внутреннего 10 и внешнего штоков 8 и шариковых замков 2 и 5

При сборке внутренние поверхности цилиндра и резиновые уплотнения поршней смачивают спиртоглицериновой смесью (70% глицерина, 20% спирта, 10% воды) Поршень в цилиндре должен начать перемещаться при давлении не более 3 ат, открытие шарикового замка 2 должно происходить при давлении, не превышающем 5 ат

Шариковые замки 2 и 5 испытывают под растягивающей нагрузкой 200 кг Цилиндр 9 испытывают на герметичность под давлением воздуха 50 ат в три штуцера поочередно в течение 5 минут Осевой люфт в шариковых замках не должен превышать 0,25 мм В один и тот же цилиндр комплектуют шарики в пределах отклонений по диаметру до 0,05 мм

Работа цилиндра управления закрылками происходит следующим образом

1 При выпуске закрылков сжатый воздух от крана подается в штуцер 1, под давлением воздуха поршень 3 передвигается вправо и открывает шариковый замок 2 Далее поршень 3 продолжает двигаться вместе со штоками 8 и 10 до упора у штуцера 4, при этом закрылки будут выпущены на 40°

2 При необходимости отклонить закрылки на 90° воздух подается от крана к штуцеру 4, под давлением воздуха поршень 6 при движении вправо сжимает пружину и затем открывает шариковый замок 5

3 Уборка закрылков происходит при поступлении сжатого воздуха от

крана к штуцеру 7, при этом детали цилиндра занимают первоначальное положение, которое было до выпуска закрылков, а закрылки убираются.

На рис. 79 показан цилиндр управления закрылками, устанавливаемый на самолете Як-12М

Цилиндр состоит из корпуса 1, поршня 4, скользящего поршня 6 и штока с тягой 9. Цилиндр имеет 3 штуцера 3, 5 и 7. На рисунке показано положение деталей цилиндра при убранных закрылках и закрытом шариковом замке 2.

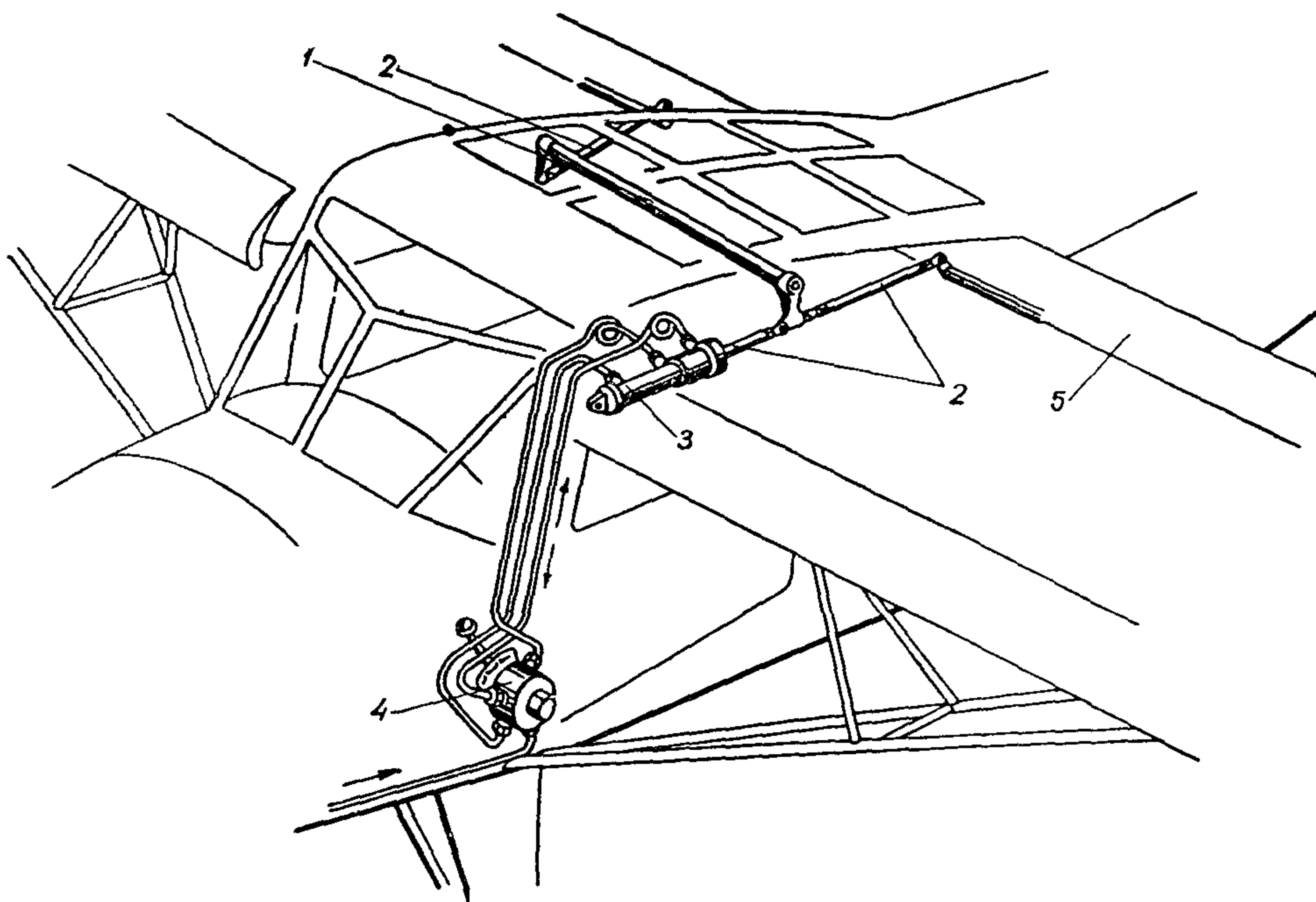


Рис 77 Схема управления закрылками

1—вал управления закрылками, 2—тяга, 3—цилиндр, 4—кран, 5—закрылок

Перед сборкой цилиндра все детали, кроме резиновых колец, промывают в бензине. Резиновые кольца смачивают спиртоглицериновой смесью. После сборки каждый цилиндр испытывают:

1 На прочность гидравлическим давлением 75 ат, подавая жидкость в каждый штуцер с выдержкой в течение 3 минут.

2 На герметичность давлением воздуха в 50 ат, подавая его в каждый штуцер с выдержкой в течение 5 минут, утечка воздуха не допускается.

Шариковый замок должен иметь продольный люфт в пределах от 0,3 до 0,8 мм. В один и тот же цилиндр комплектуются шарики в пределах отклонения по диаметру до 0,02 мм.

На самолете Як-12М цилиндр управления закрылками работает следующим образом:

1 Для выпуска закрылков на 20° сжатый воздух от крана поступает в штуцеры 3 и 7, при этом под давлением воздуха поршень 4 передвигается вправо, открывает шариковый замок 2 и продолжает двигаться до упора бурта штока 10 в скользящий цилиндр 6. Воздух, поступающий в штуцер 7, прижимает скользящий поршень 6 к упору во внутренней полости корпуса цилиндра у штуцера 5. Площадь поршня 6 значительно больше площади поршня 4, вследствие чего поршень 6 является надежным упором для штока и тяги 9.

2 При выпуске закрылков на 40° воздух от крана подается только в

Рис 78 Цилиндр управления закрылками

1, 4, 7—штуцеры, 2 и 5—шариковые замки, 3 и 6—поршни, 8—внешний шток, 9—цилиндр, 10—внутренний шток

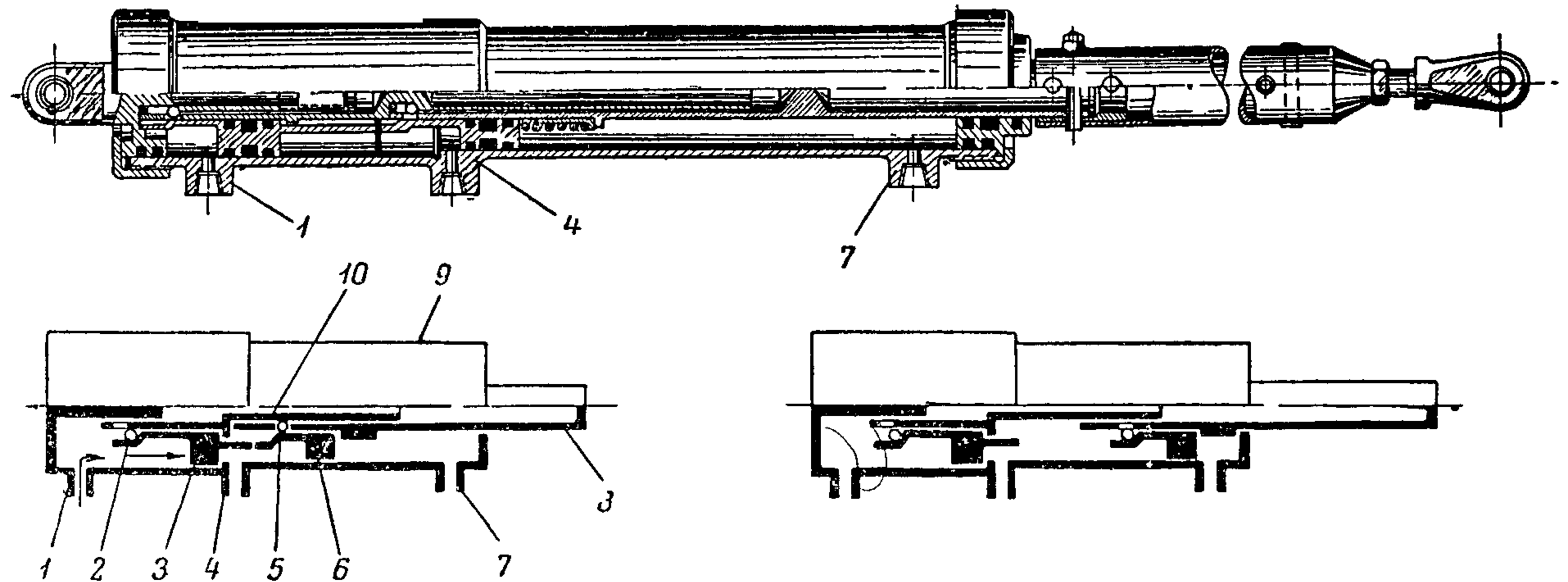
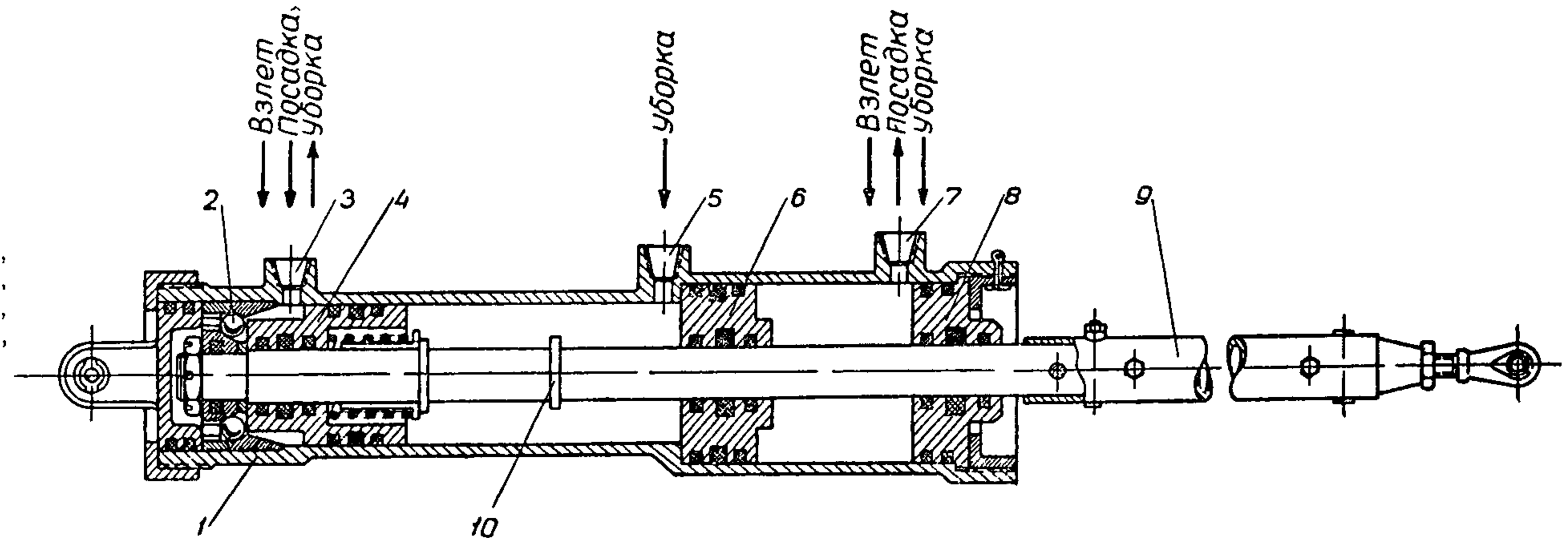


Рис 79 Цилиндр закрылков Як-12М

1—корпус, 2—шариковый замок, 3—штуцер, 4—поршень, 5—штуцер, 6—скользящий поршень, 7—штуцер, 8—неподвижный поршень, 9—тяги, 10—упор



штуцер 3, поршень 4 под давлением воздуха передвигается вправо. Бурт штока 10 передвигает вправо поршень 6.

3 При уборке закрылков сжатый воздух поступает от крана к штуцерам 5 и 7, при этом поршни 6 и 4 передвигаются влево до тех пор, пока все детали цилиндра займут первоначальное положение, показанное на рисунке 79. При этом закрылки полностью убираются и шариковый замок 2 закрывается.

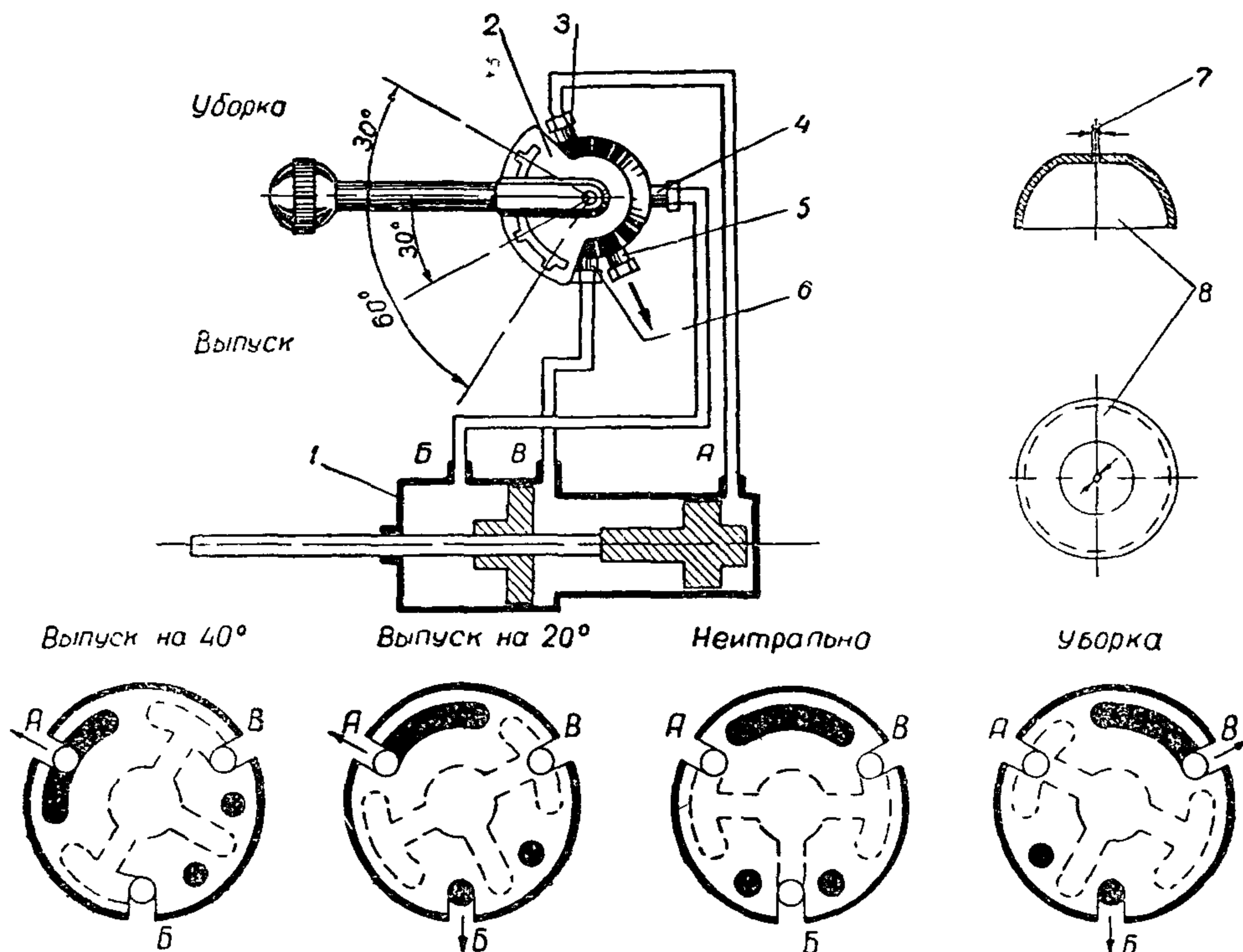


Рис 80 Схема установки демпферов

1—корпус цилиндра, 2—кран закрылков, 3—штуцер выпуска на 20°, 4—штуцер выпуска на 40°, 5—штуцер подвода воздуха, 6—штуцер уборки, 7—жиклер, 8—демпфер, А, Б, В—штуцеры

На кранах и цилиндрах закрылков самолета Як-12М установлены демпферы для смягчения ударов при выпуске или уборке закрылков. С машины № 02530 введено изменение, заключающееся в том, что на цилиндрах закрылков демпферы не ставятся, а на кране закрылков ставятся 3 демпфера на штуцере уборки 6 (рис 80) — с проходным сечением 0,3 мм, на штуцере 3 выпуска закрылка на 20° — с проходным сечением 0,4 мм, а на штуцере 4 выпуска на 40° — 0,3 мм. Для отличия демпферов по проходным отверстиям введено анодирование их. Демпферы с отверстием 0,3 мм анодируют в светло-желтый цвет, а демпферы с отверстием 0,4 мм имеют бесцветное анодирование.

### Трубопроводы

В воздушной системе применяются трубки из АМГМ диаметром 6×4 мм и 8×6 мм.

В таблице приведены новое и старое обозначения рукавов воздушной системы на самолетах Як-12Р и Як-12М.

Рукава	по ТУ 1707-55	по ТУ 1707-50р
От компрессора до фильтра-отстойника	5Г6-100	РВД 6×17
От ЭК-48 до пускового воздухо-распределителя двигателя	5Г6-100	РВД 6×17
На участке между дифференциалом и колесами	5Г4-120	РВД 4×45

## Глава VIII. ВИНТОМОТОРНАЯ УСТАНОВКА

### КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ ДВИГАТЕЛЯ АИ-14Р

На самолетах Як-12Р и Як-12М установлен звездообразный девятицилиндровый четырехтактный двигатель воздушного охлаждения АИ-14Р. Двигатель имеет планетарный редуктор с передаточным числом 1 0,787, снижающий обороты винта, и центробежный нагнетатель с неуправляемым механическим приводом.

Двигатель АИ-14Р (рис 81) состоит из картера, цилиндровой группы, кривошипно шатунного механизма, нагнетателя, редуктора, системы приводов агрегатов, систем газораспределения, топливоподачи, зажигания, запуска и смазки.

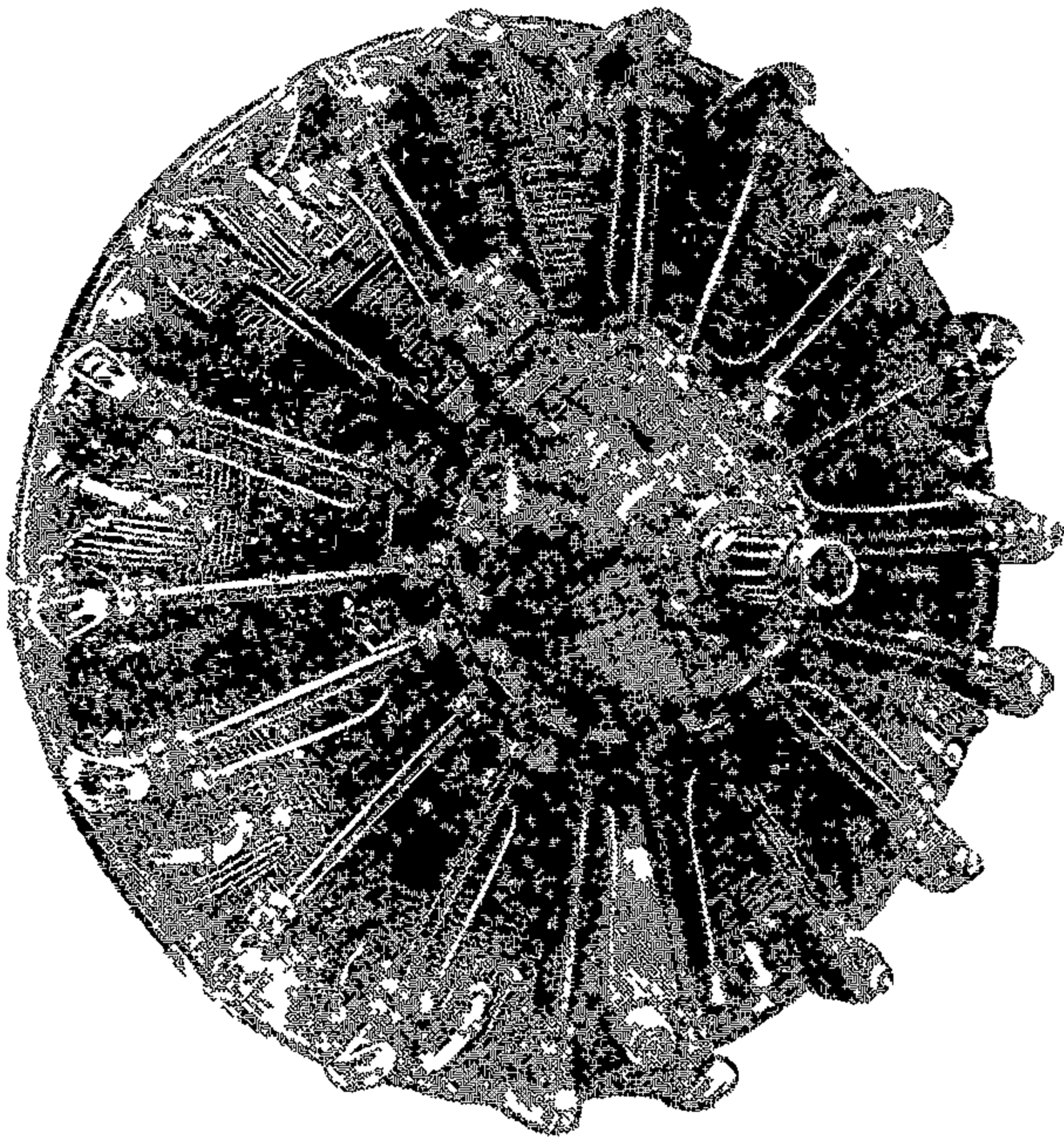


Рис 81 Двигатель АИ-14Р

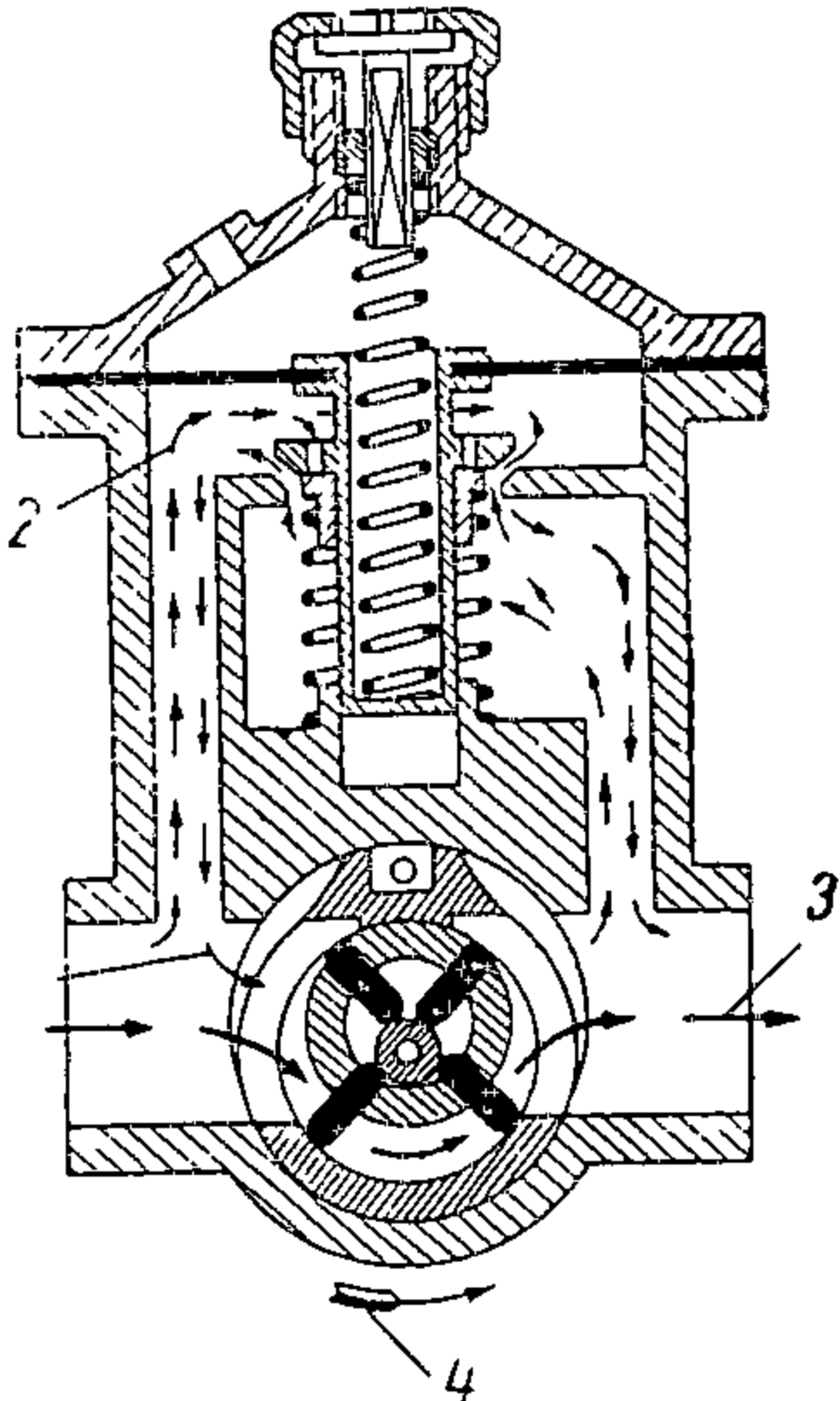


Рис 82 Бензиновый насос 702М

1—путь изливка горючего, 2—путь горючего при заливке, 3—путь горючего от фильтра к карбюратору, 4—направление вращения ротора насоса

На задней крышке двигателя установлены два магнето, генератор, компрессор, масляный насос, бензонасос 702М (рис 82), воздухо-распределитель и привод к счетчику оборотов. В полости задней крышки размещены приводы ко всем агрегатам.

Смазка клапанного механизма коромысел осуществляется консистентной смазкой СТ (НК-50).

В систему охлаждения силовой установки самолетов Як-12Р и Як-12М входят: обребование цилиндров мотора, воздушные дефекторы, установлен

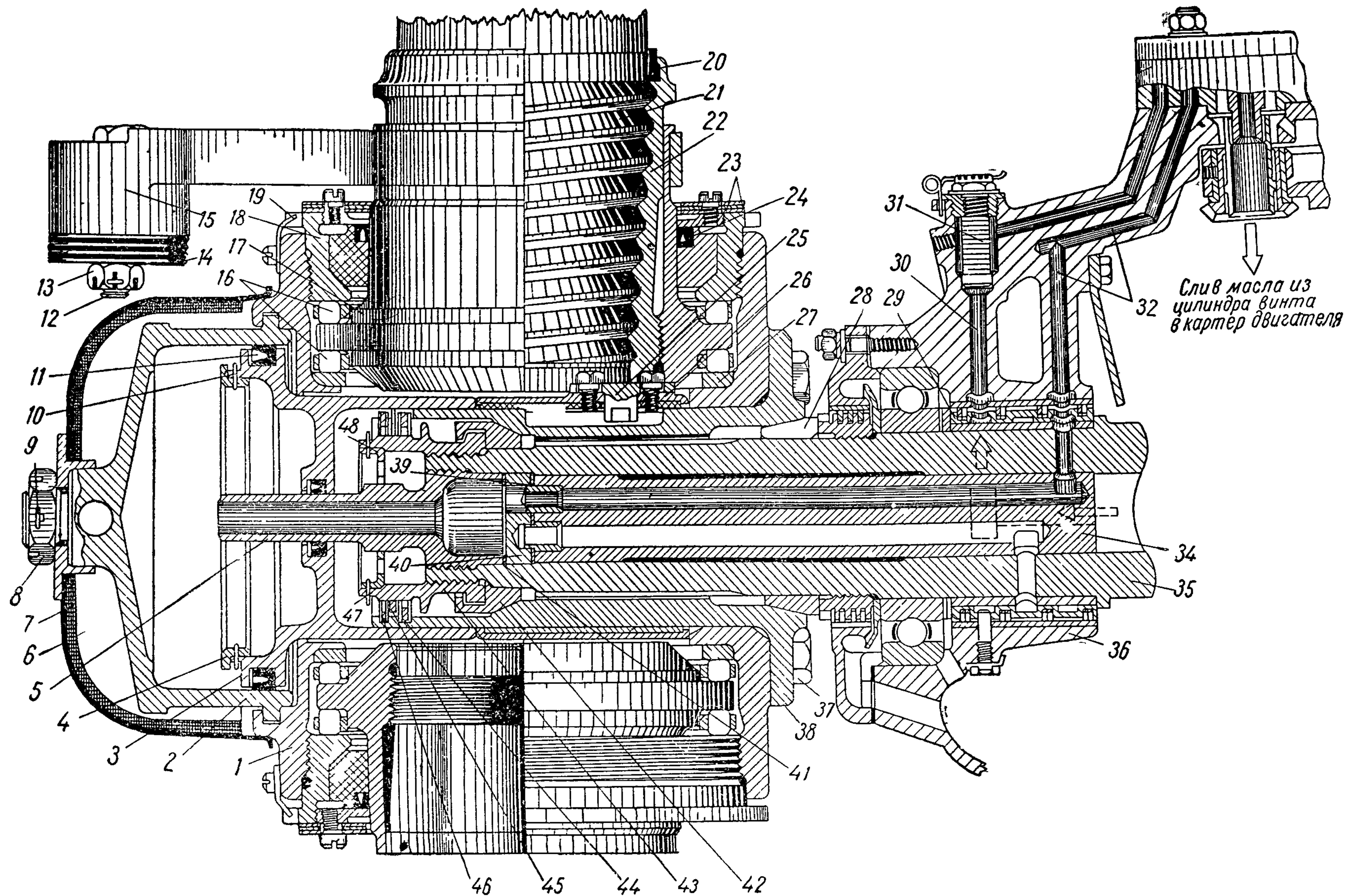


Рис 83 Воздушный винт В-530

1—корпус, 2—цилиндр, 3—поршень, 4—ограничительное кольцо, 5—штуцер, 6—отеплитель, 7—фетр, 8—гайка, 9—шплинт, 10—шплинт, 11—манжета, 12—болт груза, 13—гайка болта груза, 14—шайбы противовеса, 15—противовес, 16—роликоподшипник, 17—переходный стакан, 18—гайка корпуса, 19—контрольная пластина, 20—кольцо лопасти, 21—лопасть Д-11, 22—стакан лопасти, 23—балансирующие пластины, 24—текстильный вкладыш, 25—шпонка поводка, 26—поводок, 27—упорное кольцо, 28—задний конус, 29—маслораспределительная втулка, 30—канал подачи масла к регулятору

оборотов Р 2, 31—фильтр регулятора, 32—канал подачи масла в цилиндр винта от регулятора оборотов, 33—фланец регулятора оборотов, 34—маслопроводящая втулка винта, 35—вал двигателя АИ 14Р, 36—картер редуктора, 37—болт ступицы, 38—ступица, 39—алюминиевая прокладка, 40—переходник, 41—прокладка штуцера, 42—передний конус, 43—затяжная гайка, 44—кольцо съёмник винта, 45—контрольная звездочка, 46—контрольное кольцо, 47—шплинт, 48—контрольная шайба штуцера



ные в междуреберные пространства цилиндров, жалюзи капота, патрубок обдува компрессора АК-50М, патрубок охлаждения генератора, воздушно-масляный радиатор, количество воздуха, проходящего через радиатор, регулируется створкой, установленной за радиатором и управляемой из кабины пилота

### **ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ ОТЛИЧИЯ ДВИГАТЕЛЯ АИ-14Р ВТОРОЙ СЕРИИ**

Двигатели АИ-14Р второй серии, в отличие от первой, имеют следующие основные конструктивно-технологические изменения:

1. Цилиндр с утолщенным креплением седел клапанов, свечных втулок и усиленной резьбой в соединении головки с гильзой.
2. Клапан впуска усиленный с уточненной зоной поверхностной закатки штока
3. Коленчатый вал с азотированной шатунной шейкой
4. Ведущий валик задней крышки усиленный
5. Система заливки бензина с улучшенной герметичностью соединения форсунок с трубками
6. Распределитель сжатого воздуха с улучшенной конструкцией маслоуплотнения валика привода счетчика оборотов
7. Дефлекторы улучшенной конструкции
8. Поршень штампованный вместо литого
9. Бензонасос с улучшенным уплотнением

### **ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНЫЕ ОТЛИЧИЯ ДВИГАТЕЛЯ АИ-14Р ТРЕТЬЕЙ СЕРИИ**

Завод выпускает третью серию двигателей АИ-14Р со сроком службы до первого ремонта 500 часов

Двигатели АИ-14Р третьей серии, в отличие от второй, имеют следующие основные конструктивно-технологические изменения

#### **Цилиндры**

1. На гильзе цилиндра количество охлаждающих ребер увеличено на 3 ребра за счет уменьшения расстояния между ними
2. Направляющие втулки клапанов изготовлены с увеличенными буртиками для посадки внутренней пружины клапана, в связи с чем изъяты шайбы под внутреннюю пружину
- Изменено крепление направляющих втулок клапанов — вместо стопоров на наружной посадочной поверхности втулок сделаны две уплотняющие кольцевые канавки
3. Тарелочки клапанов изготовлены из стали 37ХНЗА вместо 38ЛД
4. Уплотняющая прокладка крышек клапанных коробок установлена резиновая вместо пробковой
5. Ось натяжного барабана тросов крепления крышек клапанных коробок развальцована с двух сторон вместо одной
6. Ганки шгуцера выходного патрубка изготовлены с измененной конструкцией вырезов под ключ

#### **Поршни**

1. Две верхние канавки поршня имеют трапецевидную форму для установки клиновидных колец
2. Поршневые кольца изготовлены из чугуна ХТВ вместо ХНВ
3. Боковая поверхность поршня графитирована



### **Задняя крышка**

1 Двигатели выпускаются с генератором ГСК-1500 или ГС-10-350М. На двигателе с генератором ГСК-1500 установлена фрикционная муфта (изел № 14-223-80), тарированная на момент 8 кгм.

На двигатель с генератором ГС-10-350М установлена фрикционная муфта (изел № 10-13-90), тарированная на момент 2,5 кгм.

Замена генераторов должна производиться вместе с заменой фрикционной муфты.

Перетарировка фрикционных муфт при замене генераторов не допускается.

Фрикционная муфта № 14-213-80 и 10-13-90 взаимозаменяемы при эксплуатации с соответствующими генераторами при вышеуказанной тарировке.

2 В приводе магнето изъята гайка крепления валика с поводком.

3 Изменен подвод масла к маслососу — штуцер подвода масла выполнен отдельно от фильтра маслососа.

4 Изменены штуцеры подвода, отвода и замера давления масла.

5 Заменена прокладка маслососа. Вместо резиновой прокладки установлена паранитовая.

### **Кулачковая шайба**

1 Введена цементация рабочей поверхности зубьев.

2 Изменен профиль кулачков.

### **Маслоотстойник**

Фильтр маслоотстойника выполнен с шестигранной головкой под гаечный ключ вместо корончатой головки под шлицевой ключ.

### **Передний суфлер**

Суфлер носка картера увеличен по длине и изменен по форме для удобства заливки масла.

### **Нагнетатель**

1 На смесесборнике введен штуцер для заливки бензина при запуске, в связи с чем изъят заливочный коллектор и всасывающие трубы цилиндров № 1, 2, 3, 7, 8 и 9 изготовлены без бобышек под форсунки бензозаливочного коллектора.

2 На двигатель установлен карбюратор К-14А вместо К-14БП.

### **Система зажигания**

1 Сегменты коллектора зажигания изготовлены из стальной трубы вместо алюминиевой.

2 На двигатель установлены магнето М-9 вместо БСМ-9-25°.

3 Установлены муфты магнето МР-09 вместо МР-08.

### **Система запуска**

Трубки распределителя сжатого воздуха стальные вместо медных.

### **Всасывающие трубы**

1. Всасывающие трубы цилиндров 1, 2, 3, 7, 8 и 9 изготовлены без бобышек под форсунки бензозаливочного коллектора.

2 Всасывающие трубы цилиндров 4, 5 и 6 изготовлены с измененными сливными пробками.

## Моторама

На двигателе установлена моторама измененной конструкции, обеспечивающая монтаж генератора ГСК-1500

### ВОЗДУШНЫЙ ВИНТ В-530

На самолетах Як-12Р и Як-12М установлен двухлопастной автоматический воздушный винт левого вращения В-530 (рис 83) Работая совместно с регулятором постоянных оборотов, винт автоматически поддерживает заданное число оборотов двигателя на всех режимах полета

Механизм изменения шага винта — гидроцентробежный, работает по прямой схеме действия Это значит, что поворот лопастей в сторону увеличения шага происходит под действием моментов центробежных сил противовесов, установленных на винте, а в сторону уменьшения шага — под действием момента, создаваемого давлением масла на поршень цилиндра винта

Установленные на винт противовесы создают при вращении винта момент, который стремится повернуть лопасти в сторону увеличения шага.

Момент, создаваемый давлением масла на поршень цилиндра винта, преодолевает момент от центробежных сил противовесов и не дает лопастям свободно поворачиваться на большой шаг

Под действием этих моментов лопасти устанавливаются в определенном положении так, чтобы шаг винта соответствовал заданному летчиком числу оборотов двигателя и режиму полета

Получение заданного постоянного числа оборотов осуществляется настройкой регулятора постоянных оборотов, производимой летчиком с помощью штурвала, установленного на приборной доске в кабине самолета

В случае неисправности маслосистемы, когда давление масла в системе винта может резко понизиться, лопасти винта перейдут на большой шаг, обеспечивая при этом возможность продолжать полет

### Конструкция винта

Винт В-530 состоит из узлов корпуса, крепления лопастей, узла цилиндра, лопастей и деталей для установки винта на двигатель

#### Узел корпуса

К узлу корпуса (рис 84) относятся корпус 1, ступица 2, поводок 3, две шпонки 4 с винтами 5, два болта 6 с гайками 7 и четыре винта, крепящие ступицу

Корпус 1 служит для закрепления всех узлов и деталей винта, а также для установки его на вал двигателя Корпус сделан неразъемным из высококачественной стали 40ХНМА и представляет собой цилиндр с двумя рукавами под лопастные гнезда.

В передней части корпуса имеются выступы А замка для крепления узла цилиндра и проточка Б для его центрирования Задняя стенка корпуса имеет фланец, к которому крепится ступица

В рукавах под лопастные гнезда выполнена внутренняя нарезка для гайки крепления стакана лопасти.

Ступица изготовлена из стали 38ХА. Внутренняя поверхность ступицы имеет шлицы для установки винта на вал двигателя и конические проточки под передний и задний конусы, служащие для посадки и центрирования винта на носке вала

В передней части ступицы проточены две канавки: передняя В служит для контрольного кольца, задняя Г для установки кольца-съемника. На переднем торце ступицы профрезерованы 5 пазов Е под выступ контрольной звездочки

На наружной цилиндрической поверхности ступицы вдоль оси профрезерованы два паза, в которых скользят шпонки 4, предохраняющие поводок 3 от поворота при его движении вдоль оси ступицы

Задняя часть ступицы заканчивается фланцем с шестью отверстиями под болты крепления ступицы к корпусу и двумя отверстиями для запрессовки установочных пальцев

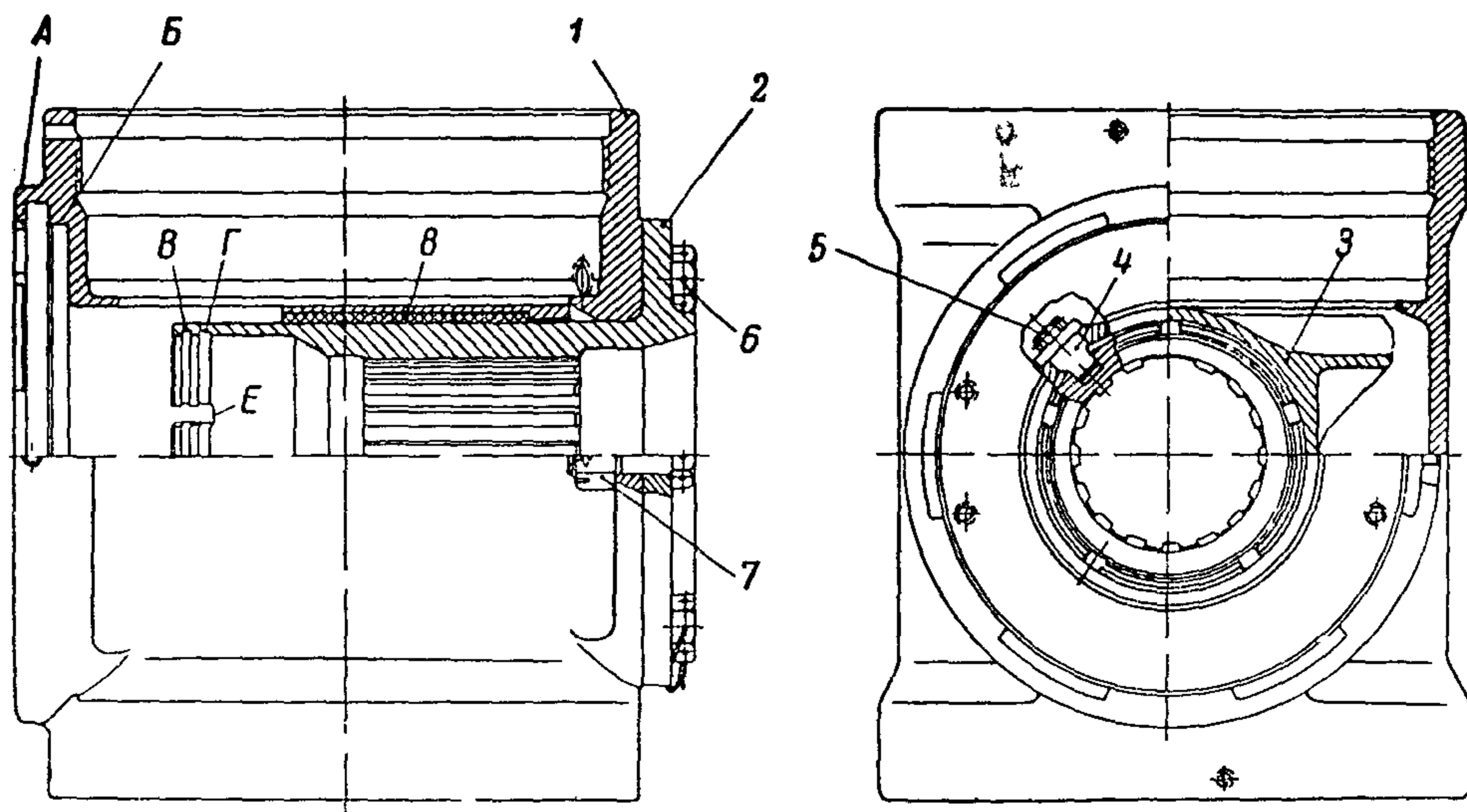


Рис 84 Узел корпуса

1—корпус, 2—ступица, 3—поводок, 4—шпонка, 5—винты крепления шпонки, 6—болт, 7—гайка, 8—втулка, А—выступ замка крепления узла цилиндра, Б—проточка для центрирования цилиндра, В—проточка для установки контрольного кольца, Г—проточка для кольца-съемника, Е—паз для выступа контрольной звездочки затяжной гайки

Поводок изготовлен из стали 40ХНМА. Для уменьшения трения при передвижении по наружной поверхности ступицы в поводок запрессована текстолитовая втулка 8. От поворота поводок предохраняют две шпонки 4, которые скользят в пазах ступицы. Поводок имеет две проушины, в которые входят сухари, одетые на пальцы переходных стаканов лопастей.

#### Узел крепления лопасти

К узлу крепления лопасти (рис 85) относятся переходный стакан 5, противовес 4, гайка корпуса 3, упорные роликоподшипники 2 и упорное кольцо подшипника 1. Узел обеспечивает надежное крепление и возможность поворота лопасти в корпусе винта.

Переходный стакан (в который устанавливается лопасть) в лопастном гнезде корпуса внутренней поверхностью своего бурта опирается на роликоподшипник 2, который в свою очередь опирается на кольцо 1, лежащее на бурте корпуса. Так образован упорный подшипник, обеспечивающий поворот лопасти.

На наружной поверхности бурта стакана установлен такой же роликоподшипник, на который опирается своим торцом гайка корпуса 3. Это — упорный подшипник, воспринимающий центробежную силу лопасти.

В гайку корпуса запрессован текстолитовый вкладыш 6, служащий подшипником, воспринимающим радиальные нагрузки в лопастном гнезде.

Требуемый натяг в упорных подшипниках лопастного гнезда создается затяжкой гайки корпуса 3.

Опорные поверхности кольца бурта стакана и торца гайки корпуса цементированы.

Для предотвращения выброса смазки из винта, в гайке корпуса установлена резиновая манжета 7. Манжета находится в канавке, проточенной в текстолитовом вкладыше, и прижимается гайкой 8, ввернутой в гайку корпуса. На торце гайки 8 винтами крепятся балансировочные пластины 23 (см рис. 83), подбором которых устраняется статическая несбалансированность собранного винта.

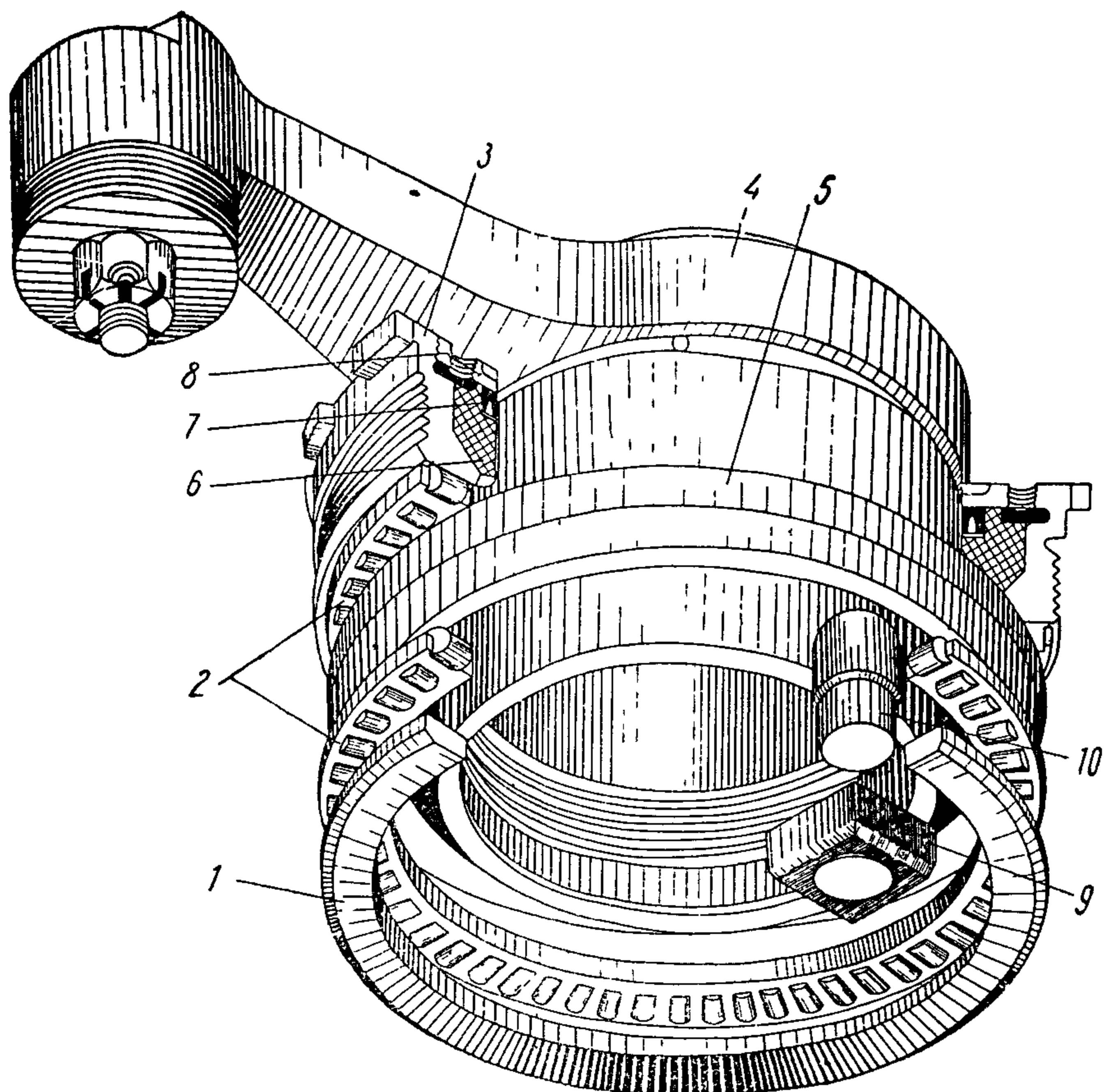


Рис. 85 Узел крепления лопасти

1—упорное кольцо подшипника, 2—ролик подшипника, 3—гайка корпуса, 4—противовес, 5—переходный стакан, 6—текстолитовый вкладыш, 7—резиновая манжета, 8—гайка, 9—бронзовый сухарь, 10—палец

Гайка корпуса контрится пластиной 19 прикрепленной двумя винтами к корпусу винта.

Внутренняя поверхность переходного стакана имеет резьбу и опорные пояски для установки и крепления конька лопасти.

Наружная поверхность верхней части переходного стакана имеет проточку и буртик для установки противовеса и три осевых разреза, позволяющих зажимать лопасть в стакане.

На торце стакана (см рис. 85) нанесена шкала, по которой лопасть устанавливается под необходимым углом, для чего риска на стакане лопасти совмещается с соответствующим делением шкалы.

На нижнем торце переходного стакана эксцентрично расположен палец 10, на который устанавливается бронзовый сухарь 9, который входит в проушину поводка. Поводок перемещаясь вдоль оси ступицы, синхронно поворачивает оба переходных стакана, а вместе с ними и лопасти. На проточке переходного стакана устанавливается противовес 4. Противовес кре-

пится на стекане болтом, зажимающим хомут противовеса и одновременно фиксирующим положение лопасти в стекане.

Противовес при вращении винта создает момент, поворачивающий лопасть на большой шаг

### Узел цилиндра

Узел цилиндра (рис 86) состоит из цилиндра 1, поршня 5, ограничительного кольца 2 и двух резиновых манжет 4 и 6.

Цилиндр 1 изготовлен из дуралюмина марки Д1. На торце цилиндра имеются выступы Д для крепления его к корпусу винта.

На переднем торце цилиндра имеется хвостовик с отверстием под вороток для поворота цилиндра в замке корпуса винта при монтаже. Хвостовик используется также для крепления отоплителя.

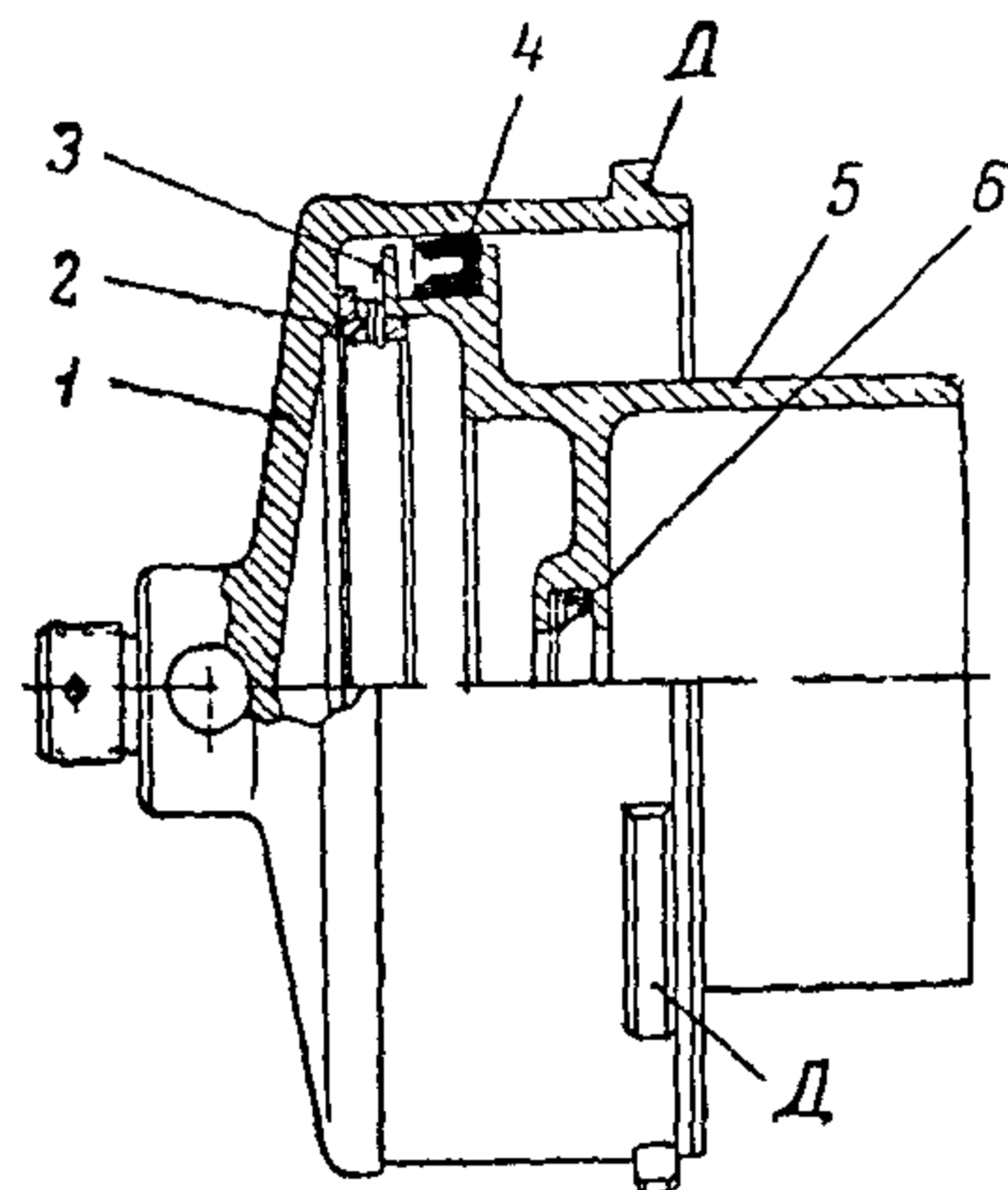


Рис 86 Узел цилиндра  
1—цилиндр, 2—ограничительное кольцо, 3—шплинт 2,5×15, 4—резиновая манжета, 5—поршень, 6—резиновая манжета, Д—выступы для крепления цилиндра к корпусу винта

В цилиндре перемещается поршень 5, изготовленный из дуралюмина Д1. Цилиндр винта гидравлически связан с регулятором оборотов Р-2. Под давлением масла, подаваемого из насоса регулятора в полость цилиндра, поршень 5 перемещается вправо и своим торцом двигает в ту же сторону поводок, который уменьшает шаг лопастей.

При увеличении шага лопастей под действием моментов противовесов поворот лопастей вызывает перемещение поводка влево. В этом случае поводок заставляет двигаться влево поршень 5, нажимая на его торец. Масло из цилиндра выжимается поршнем и по маслоканалам винта двигателя и регулятора оборотов сливается в картер двигателя.

Движение поршня 5 влево ограничивается тем, что ограничительное кольцо 2 упирается в дно цилиндра. Ограничительное кольцо крепится на поршне двумя шплинтами 3.

Для уплотнения поршня в цилиндре служит манжета 4. Уплотнение поршня при его движении по штуцеру маслопровода осуществляется установкой манжеты 6. Манжеты изготовлены из специальной маслостойкой резины. Установку манжет 4 и 6 необходимо производить, как указано на рис. 83.

Для соединения поршня цилиндра с корпусом необходимо совместить выступы Д на цилиндре с прорезями А замка на корпусе, после чего повернуть цилиндр до сцепления замка и зафиксировать его в этом положении шпонкой. Шпонка крепится к корпусу двумя винтами, головки которых контрятся проволокой.

### Лопасть

Лопasti винта (рис 87) веслообразной формы.

Исследованиями установлено, что веслообразные лопасти обладают лучшими аэродинамическими характеристиками, чем обычные лопасти.

Объясняется это тем, что вследствие применения на концевых участках винта тонких профилей с очень малой кривизной веслообразные лопасти обладают более высокими значениями критических чисел  $M$ . Условия прочности позволяют применять на концевых сечениях веслообразных лопастей профили с меньшей относительной толщиной, чем профили на кон-

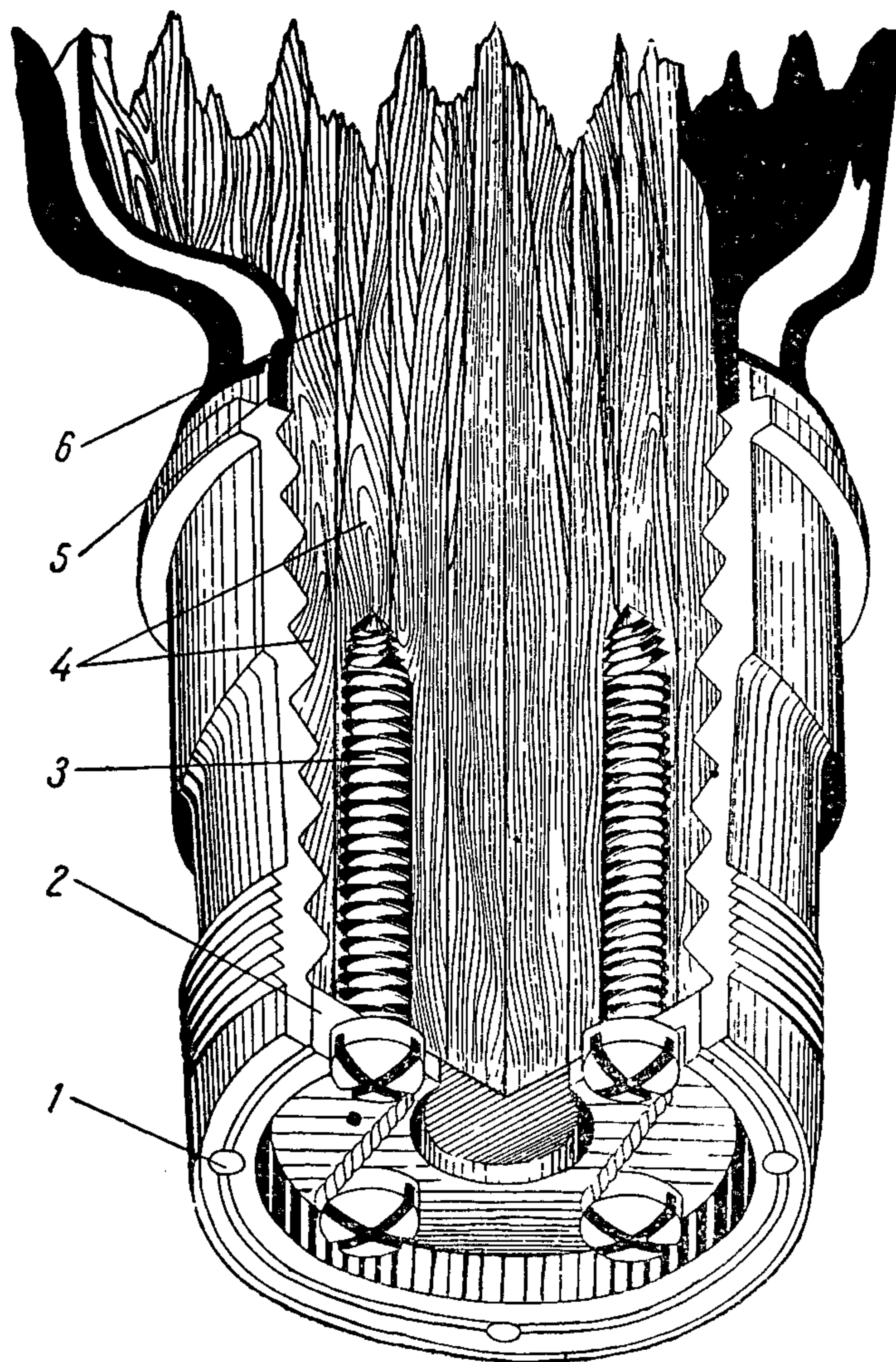


Рис 87 Крепление лопасти в стакане  
1—штифт, 2—стальная шайба, 3—болт, 4—дельта древесины, 5—резиновое кольцо, 6—сосновые дроки пера лопасти

цевых участках винта с овальной формой лопастей. Для изготовления лопастей применены древесные пластики. Лопасти из древесных пластиков, обладая меньшим весом, по сравнению с металлическими, снижают нагрузку на силовые элементы втулки и усилия, действующие на детали механизма изменения шага лопастей.

Достаточная прочность обеспечивается применением для изготовления комлевой части лопасти дельта-древеси́ны ДСП-10—прессованного березового шпона, пропитанного смолой СКС 1. Перо лопасти изготовлено из сосновых планок.

Доски дельта-древеси́ны 4 комлевой части склеиваются на ус с сосновыми дробками 6 пера лопасти. Комлевая часть имеет коническую резьбу трапецевидного профиля, на которую со специальным уплотняющим цементом наворачивается стальной стакан лопасти.



Для предотвращения люфта, могущего возникнуть при низких температурах, вследствие различных коэффициентов линейного расширения дельта-древеси́ны и металла, в торец лопасти устанавливается стальная шайба 2 и четыре болта 3

Перо лопасти оклеивается двумя слоями березовой фанеры, поверх которой смоляным лаком приклеивается ткань рединка, и покрывается нитрокраской

Оклейка фанерой увеличивает жесткость лопасти, а специальное смоляное покрытие предохраняет лопасть от действия влаги и защищает древесину от механических повреждений. Для создания герметичности в месте выхода лопасти из стакана установлено резиновое кольцо 5.

Передняя кромка усилена металлической оковкой, прикрепленной к лопасти медными заклепками, головки которых пропаиваются

Для установки лопасти во втулке под определенным углом на стакане нанесены две взаимноперпендикулярные риски. При заворачивании лопасти осевая риска совмещается со средним делением шкалы на переходном стакане, а риска, перпендикулярная осевой, — с плоскостью торца бурта переходного стакана

### Детали для установки винта на вал двигателя

Для центровки винта на валу двигателя устанавливается передний стальной (сталь 38ХА) конус 1 (рис 88), изготовленный из двух половин, и задний конус 2, изготовленный из бронзы Бражм 10-3-1, для лучшего прилегания к носку вала он сделан разрезным

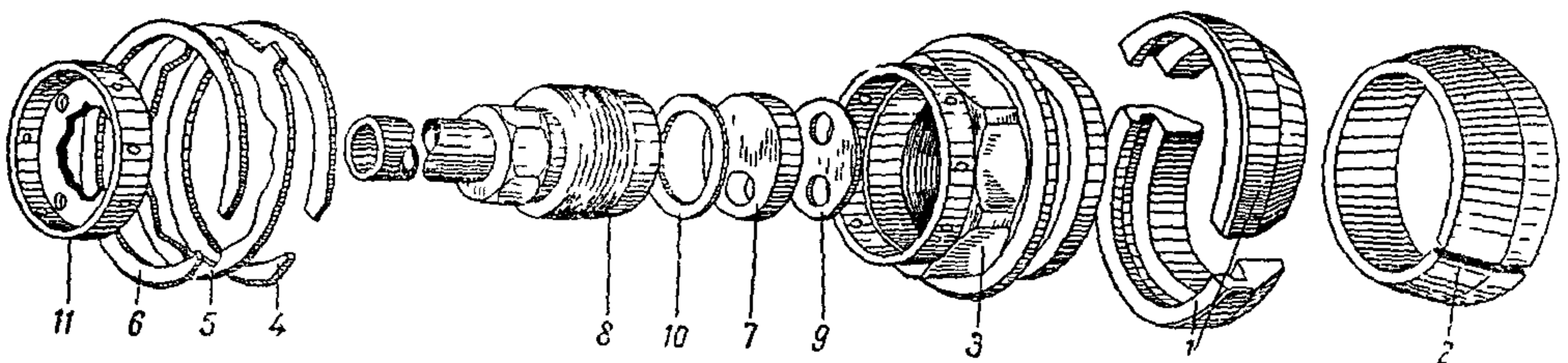


Рис 88 Детали для установки винта на вал двигателя

1—передний конус, 2—задний конус, 3—затяжная гайка, 4—кольцо-съемник, 5—контрольная звездочка, 6—контрольное кольцо, 7—переходник, 8—штуцер, 9 и 10—прокладки, 11—контрольная шайба

Винт крепится на носке вала двигателя затяжной гайкой 3. Снаружи гайки имеется шестигранник под ключ и два бурта

На одном бурте устанавливаются половинки переднего конуса, а второй бурт, упираясь при отвинчивании гайки в кольцо-съемник 4, установленное в проточке ступицы, стягивает винт с вала двигателя. Поверхность затяжной гайки омеднечена

Затяжная гайка после заворачивания контролируется контрольной звездочкой 5. Контрольная звездочка имеет один выступ и 12-гранное отверстие. Звездочка надевается на шестигранник затяжной гайки, а выступ входит в один из пяти пазов в ступице

От выпадания звездочка предохраняется контрольным кольцом 6, установленным в канавке ступицы

В двигателе АИ-14Р предусмотрен двухканальный подвод масла к воздушному винту. В связи с тем, что винт В-530 одноканальный, в носок вала двигателя устанавливается переходник 7, заглушающий один масляный канал

Для соединения масляной системы регулятора с рабочей полостью цилиндра винта в носок вала ввернут штуцер 8. Герметичность соединения



штуцера и переходника с носком вала обеспечивается постановкой прокладок 9 и 10.

Штуцер контрится контровой шайбой 11. Шайба садится на шестигранник штуцера и крепится двумя шплинтами к затяжной гайке 3.

### КОНСТРУКЦИЯ РЕГУЛЯТОРА ОБОРОТОВ Р-2

Регулятор постоянного числа оборотов предназначен для автоматического управления воздушным винтом. Изменяя угол установки лопастей винта в зависимости от числа оборотов двигателя, регулятор поддерживает постоянным число оборотов, заданное пилотом.

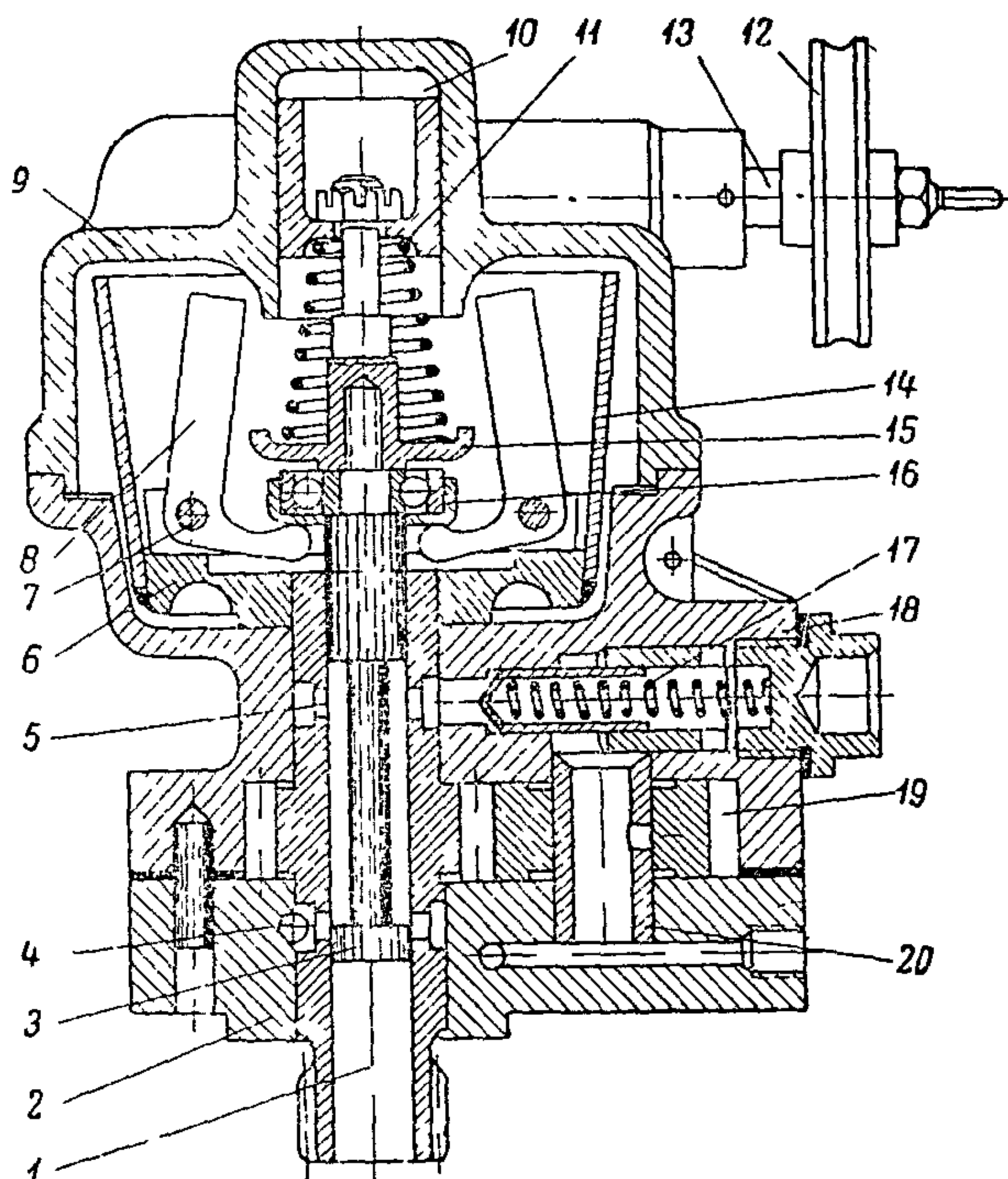


Рис 89 Регулятор оборотов Р-2

1—ведущий вал, 2—корпус передачи, 3—золотник регулятора, 4 и 5—отверстия, 6—кронштейн, 7—ось, 8—грузик, 9—верхний корпус, 10—рейка, 11—пружина, 12—поводок или ролик, 13—валик, 14—колокол, 15—опора, 16—шарикоподшипник, 17—редукционный клапан, 18—корпус, 19—шестерня, 20—ось

Регулятор Р-2 (рис 89) состоит из корпуса передачи 2, корпуса масляного насоса 18, верхнего корпуса регулятора 9. Внутри корпусов смонтированы шестеренчатый масляный насос, золотник, узел центробежного регулятора, редукционный клапан и горизонтальный вал управления золотником регулятора.

Масляный насос состоит из двух стальных цилиндрических шестерен. Ведущая шестерня выполнена за одно целое с валом 1, ведомая шестерня 19, вращается на пустотелой оси 20, запрессованной в корпус передачи 2. Через ось 20 редукционный клапан перепускает излишек масла во всасывающую сторону масляного насоса.

Стальной ведущий вал 1 в нижней части имеет шлицы для соединения с валом привода двигателя. Внутри вала выполнено точно обработанное отверстие для золотника регулятора 3. Два поперечных отверстия 5 в верхней части вала сообщают внутреннюю полость его с нагнетающей полостью масляного насоса. В нижней части вала шесть поперечных отверстий 4 сообщают внутреннюю полость вала с каналом подвода масла к цилиндру винта.

В корпусе передачи 2 имеется отверстие, сообщающее всасывающую полость масляного насоса с магистралью двигателя, а в корпусе масляного насоса 18 просверлено отверстие, соединяющее нагнетающую полость насоса через ведущий вал с цилиндром винта.

Золотник регулятора 3, управляющий движением масла, имеет в нижней части цилиндрический буртик, точно притертый к внутреннему отверстию ведущего валика. На верхний конец золотника напрессован шарикоподшипник 16, наверху опора конической пружины 15, надета пружина 11 и рейка 10, закрепленная гайкой

Узел центробежного регулятора управляет ходом золотника и состоит из стального кронштейна 6, стального тонкостенного колокола 14, приваренного к кронштейну 6, двух грузиков 8, качающихся на осях 7, закрепленных в ушках кронштейна

Кронштейн приводится во вращение ведущим валиком 1, на котором он жестко закреплен.

Короткие плечи грузиков 8, нажимая при вращении на нижнюю плоскость наружной обоймы шарикоподшипника 16, поднимают или опускают золотник регулятора 3 в зависимости от величины развиваемых ими центробежных сил

Верхний корпус регулятора 9 является крышкой всего агрегата В центральной расточке корпуса перемещается рейка 10 золотника, в боковой расточке смонтирован горизонтальный валик управления 13, в средней части которого нарезана зубчатая шестерня, сцепляющаяся с зубьями рейки золотника

Опорами для валика 13 служат с одной стороны отверстие в корпусе, а с другой — подшипник, ввернутый в корпус. На выступающем из корпуса конце валика 13 закреплен поводок или ролик 12, имеющий по наружному диаметру проточку для троса управления регулятором из кабины летчика

В корпусе маслонасоса в специальном гнезде смонтирован редукционный клапан 17, перепускающий масло на вход в маслонасос в тех случаях, когда винт работает на равновесных оборотах и масло не расходуется.

## РАБОТА МЕХАНИЗМА ВИНТА

Изменение угла установки лопастей винта в пределах рабочего диапазона может быть автоматическим и принудительным

Автоматическое изменение угла установки лопастей обуславливает поглощение винтом мощности двигателя при оборотах, равных заданным

Постоянное число оборотов двигателя задается предварительным сжатием пружины регулятора оборотов

Каждому предварительному сжатию пружины регулятора соответствует только одно определенное постоянное число оборотов двигателя. При этом установившемся числе оборотов, называемом равновесными оборотами, золотник регулятора своими буртиками перекрывает каналы, подводящие масло к винту. Вследствие этого масло, находящееся в цилиндре винта, оказывается запертым и удерживает лопасти в зафиксированном положении

## АВТОМАТИЧЕСКОЕ ИЗМЕНЕНИЕ ШАГА ВИНТА

### Равновесные обороты

На рис. 90 показана принципиальная схема работы механизма винта В-530 с регулятором постоянных чисел оборотов Р-2 при равновесных оборотах, т. е. при установившемся режиме работы винтомоторной группы, когда мощность двигателя и скорость самолета не меняются и регулятор поддерживает постоянное число оборотов

При равновесных оборотах центробежные силы вращающихся грузиков 20 регулятора уравнивают усилие сжатия пружины 19 (см. позиции на рис. 91). Золотник регулятора 21 находится в покое и своим

буртиком перекрывает окно канала 17 подачи масла к цилиндру винта. Вследствие этого масло, находящееся в цилиндре винта, будет заперто. Лопастей винта под действием моментов центробежных сил противовесов 6 стремятся повернуться на большой шаг, а закрытое золотником масло в полости А цилиндра винта удерживает их от поворота, вследствие чего шаг винта остается неизменным.

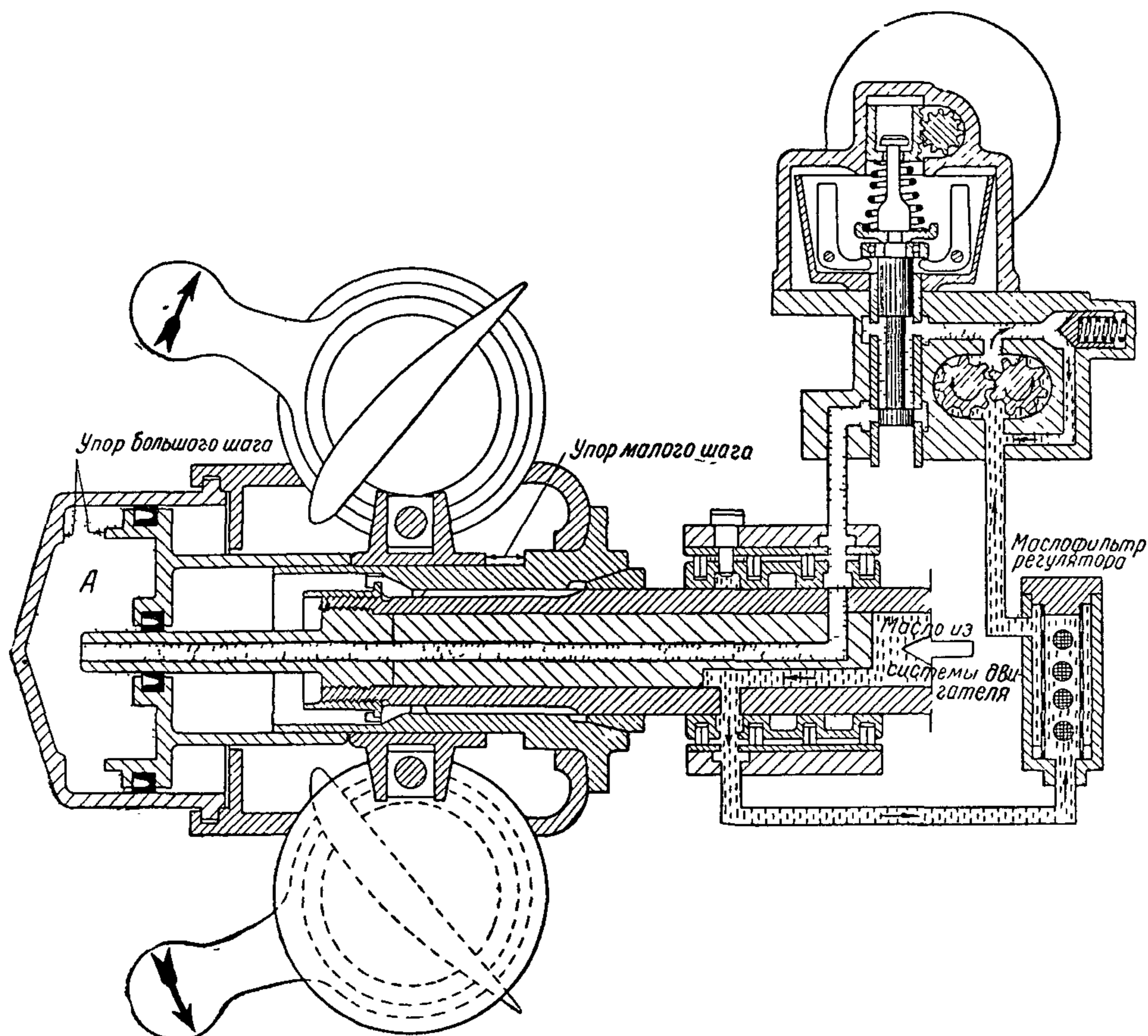


Рис 90 Схема работы механизма винта В-530 с регулятором постоянных оборотов Р-2 (положение деталей механизма винта и регулятора при равновесных оборотах)

Масло, подаваемое насосом 22 регулятора, не расходуется, а прокачивается через редукционный клапан 23 обратно на вход в масляный насос регулятора.

Всякое отклонение числа оборотов от заданных нарушает равенство между силой сжатия пружины 19 и центробежной силой, развиваемой вращающимися грузиками 20, что вызывает перемещение золотника 21.

### Поворот лопастей на малый шаг

На рис 91 показана принципиальная схема работы механизма винта В-530 с регулятором постоянных оборотов Р-2 в том случае, когда по какой-либо причине установленный регулировкой режим работы двигателя нарушился и число оборотов мотора уменьшилось.

При уменьшении числа оборотов против заданных уменьшится и число оборотов ведущего валика регулятора 24. Центробежная сила, развиваемая вращающимися вместе с валиком 24 грузиками 20, станет меньше силы натяжения пружины 19, золотник регулятора 21, под действием из-

быточной силы пружины 19 опустится вниз и полость А цилиндра винта соединится с насосом 22 регулятора

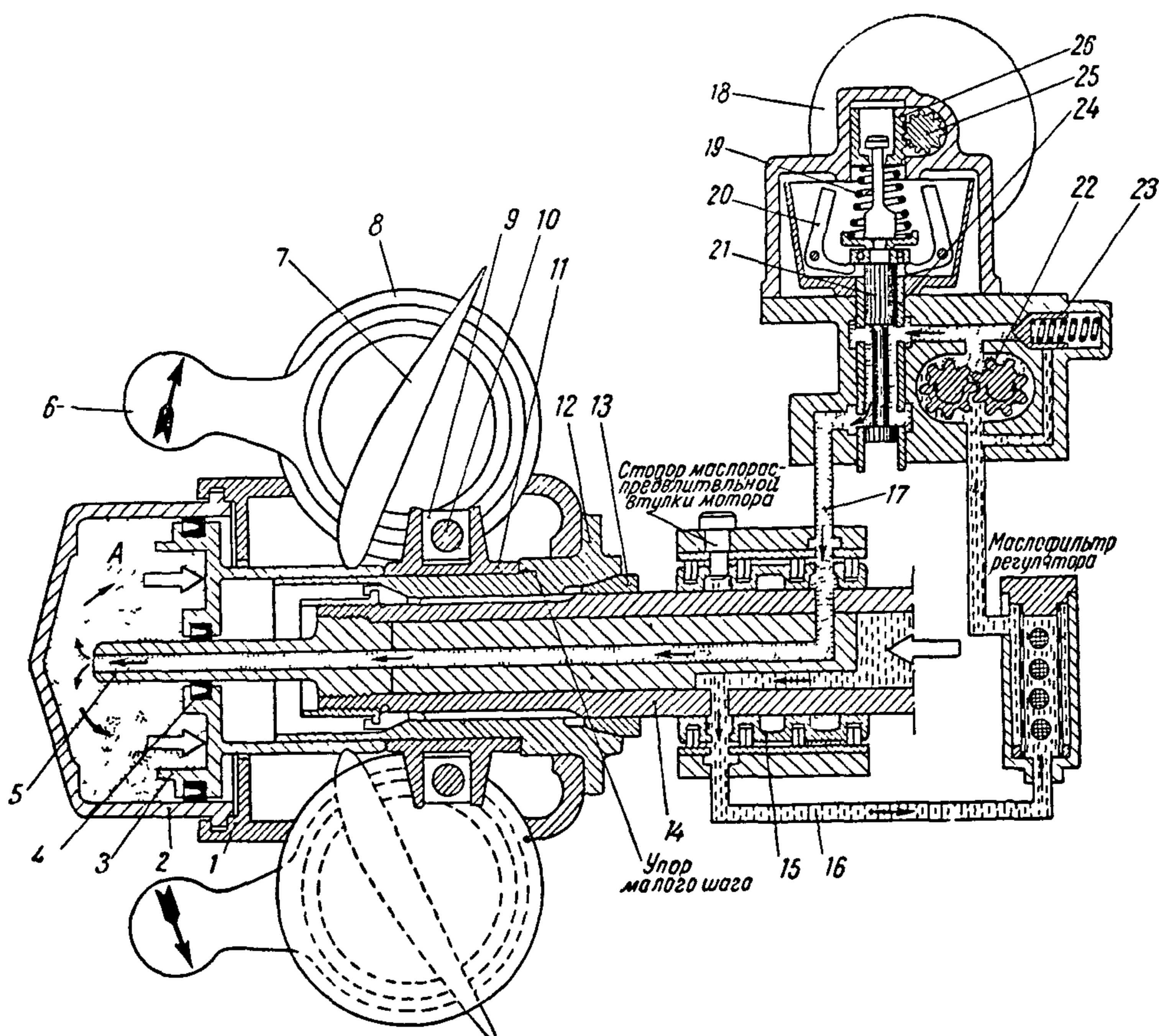


Рис 91 Схема работы механизма винта В-530 с регулятором постоянных оборотов Р-2 (положение деталей механизма винта и регулятора при переходе лопастей на малый шаг)

1—корпус винта, 2—цилиндр, 3—поршень, 4—уплотнительная манжета, 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 двигателя, 16—канал подачи масла к регулятору оборотов, 17—канал подачи масла от насоса регулятора к винту, 18—поводок или ролик регулятора, 19—коническая пружина, 20—грузик регулятора, 21—золотник регулятора, 22—маслонасос регулятора, 23—редукционный клапан, 24—ведущий валик регулятора, 25—шестерня горизонтального валика управления, 26—зубчатая рейка золотника А—полость, в которую поступает масло из насоса регулятора для перевода лопастей на малый шаг

Масло из насоса регулятора по каналу 17 будет поступать в полость А цилиндра винта и давить на поршень 3. Под действием давления масла поршень 3 будет перемещаться вправо. Движение поршня 3 вызовет перемещение вправо поводка 11, на который поршень 3 нажимает своим торцом.

Поступательное движение поводка 11 посредством сухарей 9 и эксцентрично расположенных на стаканах лопастей пальцев 10 будет вызывать поворот лопастей в сторону малого шага.

При уменьшении шага лопастей винта число оборотов мотора начнет возрастать. По мере увеличения числа оборотов возрастают центробежные силы грузиков регулятора и, преодолевая силу натяжения пружины 19, перемещают золотник 21 регулятора вверх. При числе оборотов мотора,

равном заданному, наступит равновесие между силой натяжения пружины и центробежными силами грузиков. Золотник регулятора своим буртиком перекроет окно регулятора и прекратит подачу масла из насоса регулятора в полость А цилиндра винта.

Поворот лопастей на малый шаг прекратится и двигатель будет развивать заданные обороты.

### Поворот лопастей на большой шаг

На рис. 92 показана принципиальная схема работы механизма винта В-530 с регулятором Р-2 в том случае, когда по какой-либо причине установленный режим работы нарушился и число оборотов двигателя увеличилось.

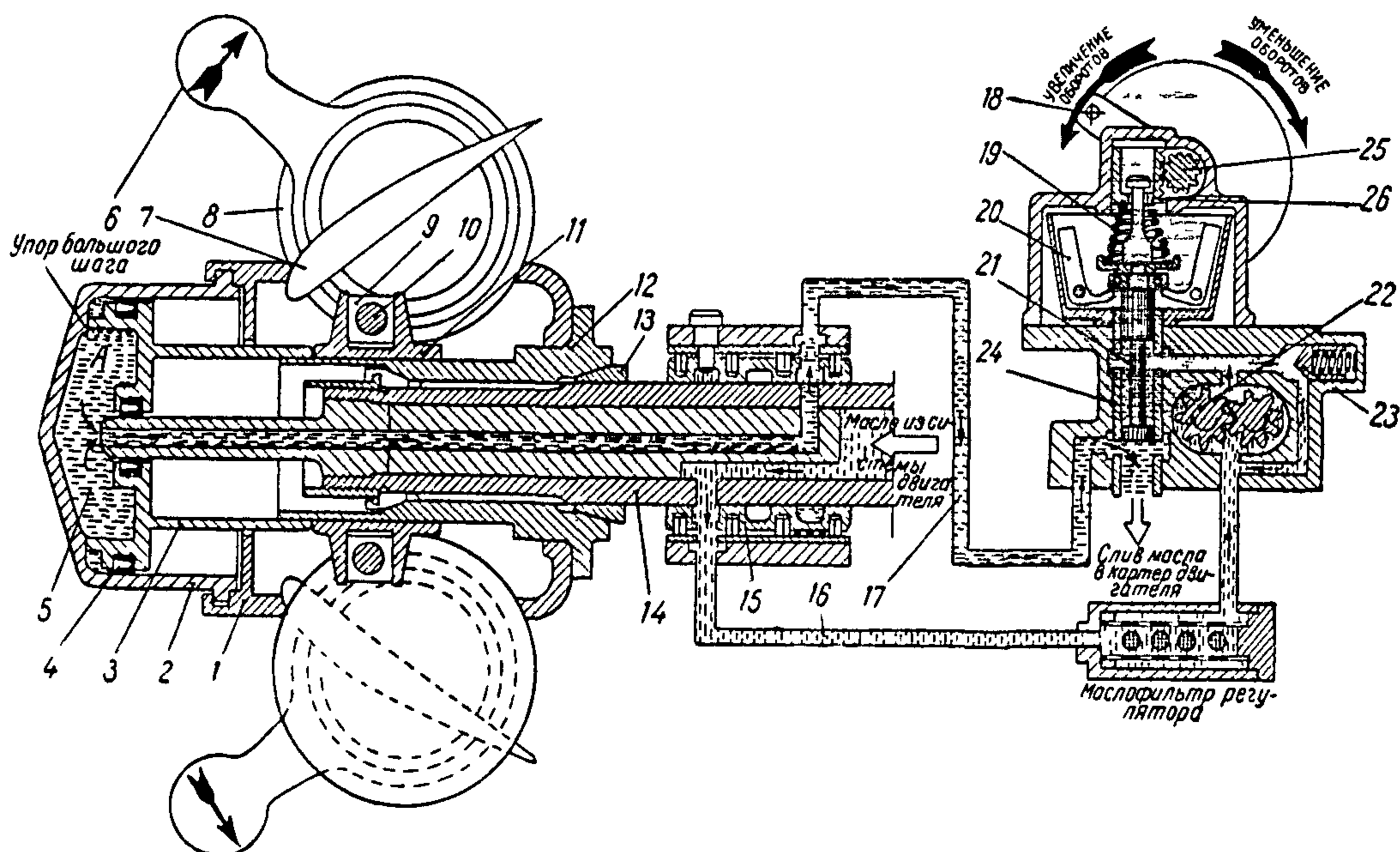


Рис. 92. Схема работы механизма винта В-530 с регулятором постоянных оборотов Р-2 (положение деталей механизма винта и регулятора при переходе лопастей на большой шаг).

1—корпус винта, 2—цилиндр, 3—поршень, 4—уплотнительная манжета, 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 двигателя, 16—канал подачи масла к регулятору оборотов, 17—канал подачи масла от насоса регулятора к винту, 18—ролик регулятора или поводок, 19—коническая пружина, 20—грузик регулятора, 21—золотник регулятора, 22—маслонасос регулятора, 23—редукционный клапан, 24—ведущий валик регулятора, 25—шестерня горизонтального валика управления, 26—зубчатая рейка золотника, А—полость, в которую поступает масло из насоса регулятора для перевода лопастей на малый шаг.

При увеличении числа оборотов против заданного увеличится и число оборотов ведущего валика регулятора 24. Центробежная сила, развиваемая вращающимися вместе с валиком 24 грузиками 20, превзойдет силу натяжения пружины 19, золотник 21 регулятора под действием избыточной центробежной силы грузиков переместится вверх.

В этом положении золотник своим нижним буртиком закроет доступ маслу из насоса регулятора к винту и соединит полость А цилиндра винта через канал 17 и окно регулятора с картером двигателя.

Под действием центробежного момента противовесов лопасти винта



будут переходить на большой шаг, при этом масло из цилиндра винта поршнем 3 будет выжиматься по каналу 17 через окно регулятора оборотов на слив в картер двигателя

При увеличении шага лопастей винта число оборотов двигателя будет уменьшаться. По мере уменьшения числа оборотов также будут уменьшаться центробежные силы грузиков регулятора и пружина будет перемещать золотник регулятора вниз. При числе оборотов двигателя, равном заданному, золотник своим буртиком перекроет окно канала 17 подачи масла к винту, слив масла из цилиндра винта прекратится и дальнейшее увеличение шага винта приостановится. Масло в полости А винта окажется запертым и будет зафиксирован шаг винта, требуемый для заданного числа оборотов мотора.

Таким образом происходит автоматическое изменение шага лопастей винта при всяком отклонении числа оборотов двигателя от заданных, при этом шаг лопастей автоматически изменяется так, чтобы препятствовать отклонению оборотов от равновесных, т. е. при увеличении оборотов шаг винта увеличивается, а при уменьшении оборотов шаг винта уменьшается.

### ПРИНУДИТЕЛЬНОЕ ИЗМЕНЕНИЕ ШАГА ВИНТА

Шаг винта и, следовательно, число оборотов двигателя пилот может изменять на земле и в воздухе с помощью штурвала управления винтом, расположенным в кабине самолета. Штурвал управления винтом тросовой проводкой связан с рычагом 18 (см. рис. 92) регулятора оборотов.

Поворот рычага, жестко закрепленного на горизонтальном валике управления, будет вызывать перемещение вверх или вниз зубчатой рейки золотника 26, сцепленной с шестерней валика.

При вращении штурвала управления винтом против часовой стрелки рычаг 18 повернется по часовой стрелке, рейка поднимется вверх и уменьшит силу натяжения пружины 19. Число оборотов двигателя уменьшится, так как для того, чтобы снова наступило равновесие между меньшей силой натяжения пружины и центробежными силами вращающихся грузиков 20, потребуется меньшее число оборотов ведущего валика регулятора 24.

При вращении штурвала управления винтом по часовой стрелке рычаг 18 повернется против часовой стрелки, рейка 26 опустится вниз (см. рис. 91) и увеличит силу натяжения пружины. Число оборотов двигателя увеличится, так как равновесие между увеличенной силой натяжения пружины 19 и центробежными силами грузиков 20 наступит при больших числах оборотов ведущего валика регулятора.

Для того чтобы полностью перевести лопасти в положение большого шага, пилот должен штурвал управления винтом полностью повернуть против часовой стрелки.

При этом (см. рис. 92) рычаг 18 повернется по часовой стрелке, золотник регулятора поднимется в верхнее крайнее положение и откроет канал 17, соединив цилиндр винта с картером двигателя. Под действием центробежных сил противовесов лопасти винта перейдут на большой шаг до упора, масло из цилиндра винта будет сливаться по каналу 17 в картер двигателя.

Для того чтобы полностью перевести лопасти в положение малого шага (максимальное число оборотов), пилот должен штурвал управления винтом полностью повернуть по часовой стрелке. При этом (см. рис. 91) рычаг 18 повернется против часовой стрелки, золотник регулятора 21 опустится в нижнее крайнее положение и соединит насос регулятора через канал 17 с полостью цилиндра винта. Поршень 3 под действием давления масла будет перемещаться вправо и двигать в ту же сторону поводок 11, который повернет лопасти в положение малого шага до упора.

Упором малого шага служит цилиндрический буртик корпуса винта, который ограничивает движение поводка 11 вправо при переходе лопастей на малый шаг

Большой шаг ограничивается тем, что ограничительное кольцо 4 (см рис. 83) упирается в дно цилиндра винта 2

## РАБОТА ВИНТА НА РАЗЛИЧНЫХ ЭТАПАХ ПОЛЕТА

Рассмотрим работу механизма винта на разбеге, наборе высоты и в горизонтальном полете

Для различных режимов полета в зависимости от скорости, потребляемой мощности и высоты полета необходимы различные, так называемые наивыгоднейшие углы установки лопастей, при которых можно получить высокий к п. д винта

С увеличением скорости полета угол атаки лопасти винта уменьшается (при одной и той же мощности двигателя), следовательно, механизм винта должен увеличивать шаг лопастей

При увеличении мощности двигателя увеличивается крутящий момент на валу и, следовательно, чтобы его поглотить, механизм винта должен увеличить шаг лопастей, т е затяжелить винт.

С подъемом на высоту мощность двигателя не остается постоянной, а уменьшается, т к. на самолете установлен не высотный двигатель. Чтобы сохранить обороты двигателя постоянными с подъемом на высоту, регулятор оборотов будет по мере набора высоты и снижения мощности двигателя уменьшать угол установки лопастей винта.

Таким образом с набором высоты углы установки все время будут автоматически изменяться, сохраняя постоянными заданное число оборотов двигателя

Перед взлетом пилот устанавливает штурвалом управления винтом взлетные обороты (2350 об/мин) и дает полный газ. Винт работает на самом малом шаге и двигатель дает взлетную мощность

При разбеге по мере нарастания скорости угол атаки лопастей уменьшается, винт должен бы увеличить обороты, но регулятор непрерывно поворачивает лопасти на больший угол, обороты остаются одни и те же, двигатель работает на взлетной мощности, а к п д винта при этом непрерывно растет

При наборе высоты регулятор поддерживает номинальные обороты (2050 об/мин) и двигатель дает все время номинальную мощность

Чтобы сохранить номинальную мощность, пилот по мере набора высоты должен приоткрывать дроссельную заслонку карбюратора

Если почему-либо угол атаки лопасти увеличится (пилот энергично взял на себя ручку управления самолетом), винт станет слишком тяжелым, обороты упадут. Тогда регулятор повернет лопасти на меньший угол, винт облегчится и обороты снова повысятся до номинальных—2050 об/мин

Наоборот, если угол атаки почему-либо слишком уменьшится и обороты возрастут, тогда регулятор затяжелит винт, повернув лопасти на больший угол (см рис 92) и обороты упадут до номинальных. Набрав высоту, пилот переходит в горизонтальный полет, используя, предположим, на самолете Як-12Р режим работы двигателя при 1550 об/мин и скорость самолета 140 км/час по прибору. Уменьшив рычагом газа мощность двигателя и вращая штурвал управления винтом против часовой стрелки, пилот, воздействуя на регулятор, изменяет силу сжатия пружины 19 так, чтобы равновесие между силой пружины и центробежными силами грузиков 20 наступило при 1550 оборотах в минуту. При этих оборотах и скорости механизм винта установит лопасти под углом, наивыгоднейшим для данного режима полета и обороты двигателя все время будут сохраняться равными 1550 об/мин



Предположим, что пилот в горизонтальном полете, не трогая штурвала управления винтом, увеличил мощность двигателя. Рассмотрим, что произойдет с винтом.

При увеличении мощности возрастет крутящий момент на валу двигателя, что вызовет повышение оборотов. Регулятор увеличит угол установки лопастей, сопротивление винта возрастет и обороты восстановятся. Но увеличение мощности также повысит скорость полета. С увеличением скорости угол атаки лопастей уменьшится, винт станет легче, регулятор вновь увеличит угол установки лопастей. Таким образом, автоматически установится шаг винта, требуемый для изменившегося режима полета.

### МОТОРНАЯ РАМА

Моторная рама (рис 93) представляет собой пространственную ферму, состоящую из сварного кольца 1 и 8 подкосов 3.

Кольцо, изготовленное из стали С-20, АТ-27-24, имеет 8 приваренных втулок с резиновой амортизацией 5 и шпильками 2 диаметром 10 мм, длиной 94 мм из стали марки 30ХГСА для крепления к смесесборнику двигателя и 8 узлов 4 для крепления подкосов моторамы к кольцу. Расположение верхних узлов 4 на кольце моторамы самолета Як-12М отличается от расположения этих узлов на мотораме самолета Як-12Р.

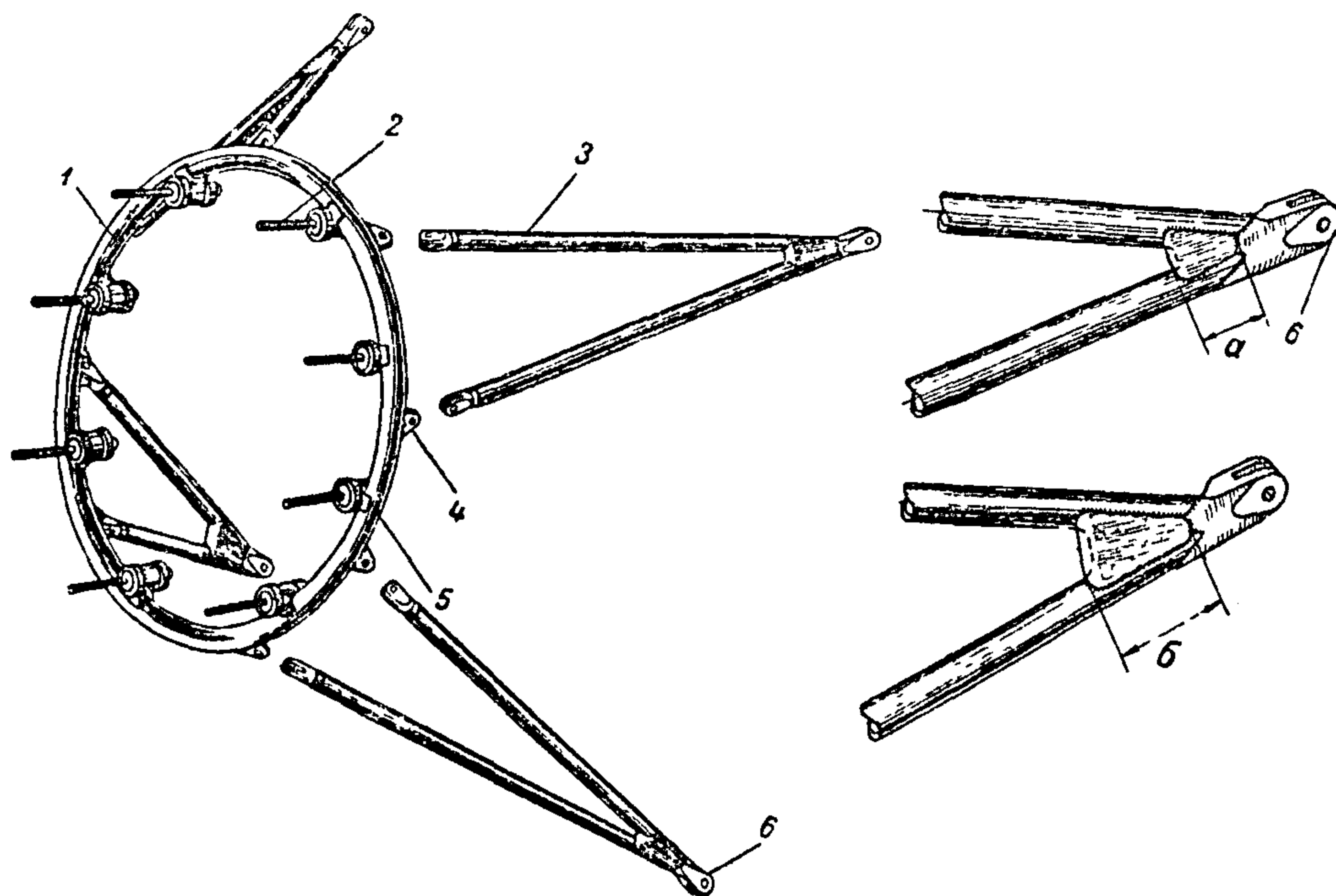


Рис 93 Моторная рама

1—кольцо моторамы, 2—шпилька, 3—подкос, 4—узел крепления подкоса к кольцу, 5—втулка с резиновой амортизацией, 6—вилка крепления моторамы к фюзеляжу, а—длина коробочки на мотораме самолета Як-12Р, б—длина коробочки на мотораме самолета Як-12М

Восемь патрубков смесесборника имеют обработанные бобышки под шпильки крепления двигателя к кольцу.

Для поглощения вибрации между втулками кольца и шпильками крепления двигателя установлены резиновые амортизаторы — втулки из Р-56 размером 38 × 26 × 18 мм (рис 94).

Подкосы пространственной фермы моторамы 3 и узлы 4 выполнены из стали 30ХГСА с термообработкой до временного сопротивления разрыву 70 — 90 кг/мм<sup>2</sup>.

К узлам на раме № 1 фюзеляжа подкосы крепятся с помощью 4 вилок 6, приваренных к каждой паре подкосов. К кольцу моторамы подкосы крепятся восемью болтами из ХГСА диаметром 8 мм, а к узлам первой рамы фюзеляжа — четырьмя болтами из ХГСА диаметром 10 мм с временным сопротивлением 70—90 кг/мм<sup>2</sup>. Двигатель подвешивается к раме на восьми узлах с резиновыми амортизаторами.

Сварку моторамы производят кислородно-ацетиленовой сваркой.

Кольцо моторамы можно варить КАС или АВС, после приварки всех деталей кольца подвергнуть термообработке, после термообработки узлы 4 из 30ХГСА должны иметь временное сопротивление 70—90 кг/мм<sup>2</sup>.

Подкос 3 варить КАС, допускается сварка АВС. Кольцо моторамы и подкосы опескоструивают не более одного раза, грунтуют и окрашивают А23М.

При стыковке моторамы с узлами на первой раме фюзеляжа допускается натяг в вертикальной и горизонтальной плоскости до 3 мм.

При установке двигателей АИ-14Р 3-й серии с генератором ГС-10-350 на самолеты Як-12Р, где ранее ставили двигатели АИ-14Р 1 и 2-й серий, необходимо заменить два верхних подкоса моторамы (чертеж № Р6402-00), установив взамен их верхние подкосы по чертежу № М6404-00. Верхние подкосы моторамы самолета Як-12М (№ М6404-00) внешне отличаются от подкосов моторамы самолета Як-12Р (№ Р6402-00) длиной коробочек, длина коробочки «б» на мотораме самолета Як-12М составляет 75 мм (рис 93), а на самолете Як-12Р она равна  $a = 45$  мм.

Кольцо моторамы крепится к двигателю на моторостроительном заводе. Двигатель АИ-14Р вместе с кольцом моторамы отправляется в эксплуатационное или ремонтное подразделение в деревянном ящике, к днищу которого он монтируется на упаковочных подкосах. Упаковочные подкосы по своему внешнему виду похожи на подкосы моторамы, но отличаются от последних геометрическими размерами и материалом.

При установке двигателя на самолет необходимо снять упаковочные подкосы и поставить вместо них подкосы моторамы, изготовленные заводом-поставщиком самолетов.

*Установка двигателя АИ-14Р на самолет на упаковочных подкосах категорически запрещается.* Следует иметь в виду, что упаковочные подкосы окрашены в серый или красный цвет, а подкосы моторамы для установки двигателя АИ-14Р на самолет окрашиваются в темно-зеленый цвет.

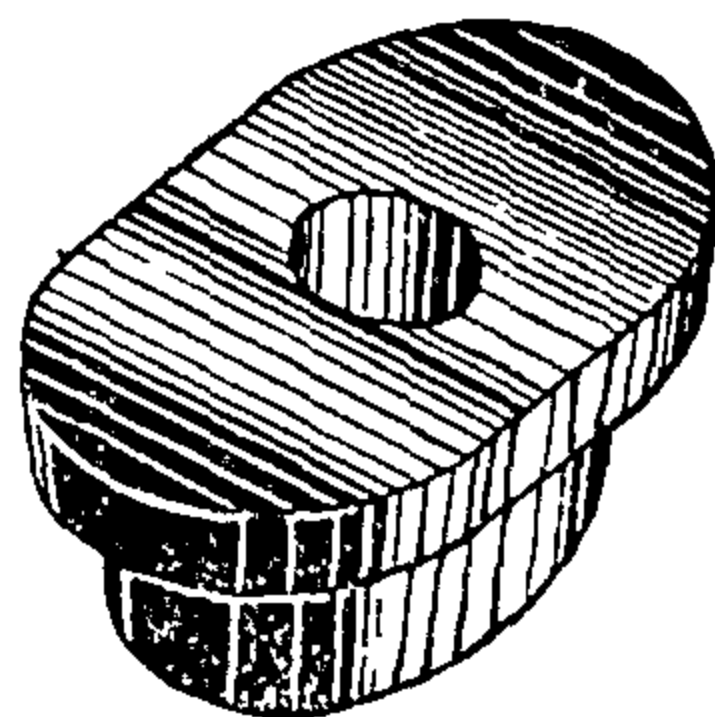


Рис 94. Резиновая втулка амортизации моторной рамы

## КАПОТ

Капотирование двигателя на самолетах Як-12Р и Як-12М выполнено (рис 95) с помощью верхней 1 и нижней 6 крышек.

Крышки склепаны из листов дуралюмина марки Д16АМ толщиной 0,8 мм и соединяются четырьмя стяжными замками 3.

На верхней крышке имеется лючок 2 для доступа к заливной горловине маслобака. На нижней крышке установлен лючок 7 для подвода теплого воздуха при подогреве двигателя. Кроме того, на нижней крышке имеется окно 4 для выхлопного патрубка и туннель 5 воздухозаборника карбюратора.

При открытии капота крышки поворачиваются на узлах крепления, обеспечивая свободный доступ к двигателю. В лобовой части капота устанавливаются жалюзи, управляемые рукояткой, расположенной на приборной доске.

Открывать и закрывать капоты рекомендуется только при вертикальном положении воздушного винта В-530. При открывании верхней крышки капота ее следует сначала поднять вверх, а затем сместить назад.

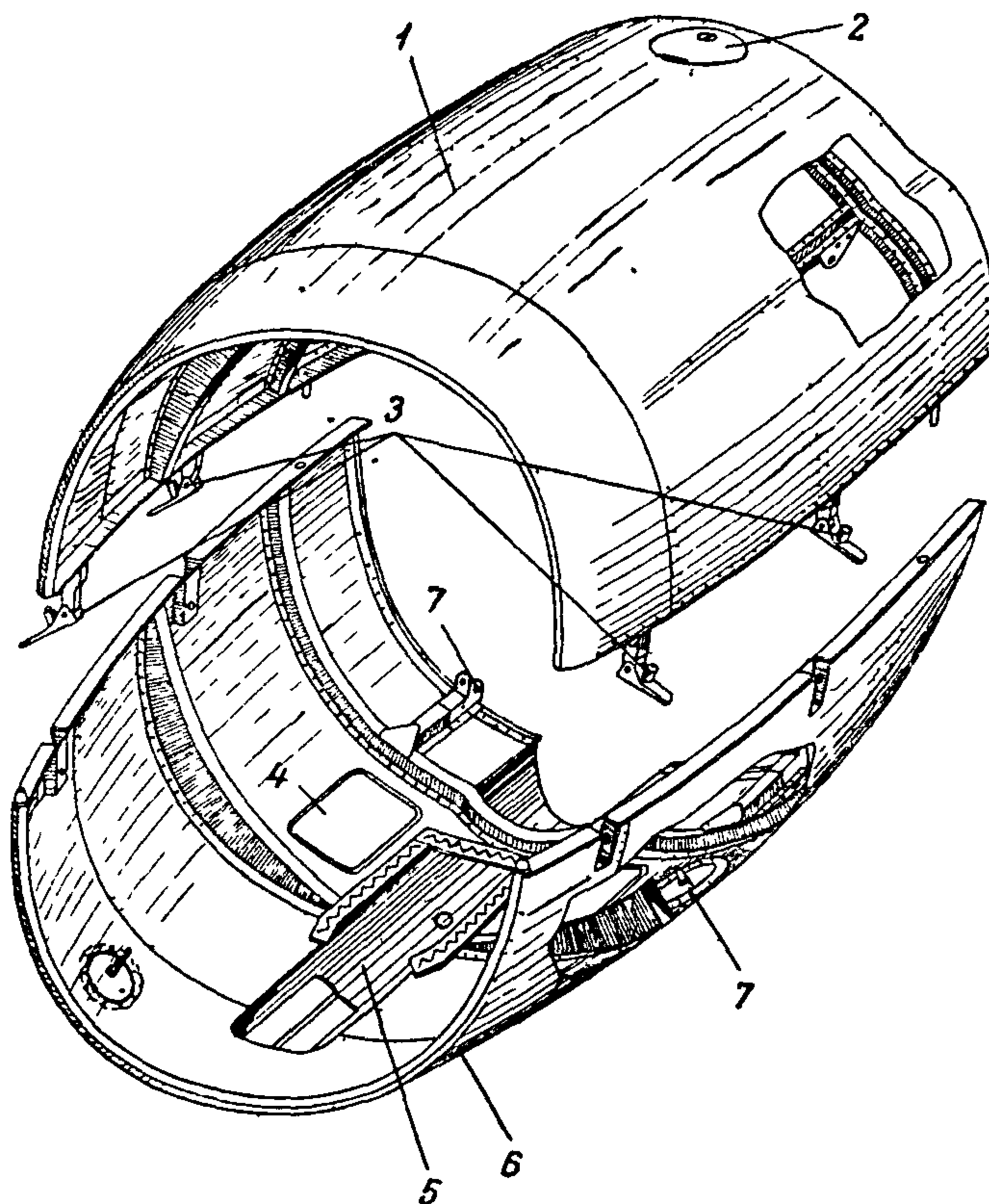


Рис 95 Капоты

1—верхняя крышка капота, 2—лючок для заправки маслабака, 3—стяжные замки, 4—окно для выхлопного патрубка, 5—туннель воздухозаборника карбюратора, 6—нижняя крышка капота, 7—лючок для подвода теплого воздуха при подогреве двигателя

Верхняя поверхность капота окрашена аэролаком второго покрытия защитного цвета АГТ-4, а нижняя — голубым второго покрытия АГТ-16.

### КОЛЛЕКТОР ВЫХЛОПА

Выхлопной коллектор изготовлен из листовой стали С20 и состоит из двух частей: левой и правой. В правую часть включен теплообменник для подогрева воздуха, поступающего в кабину самолета. Уплотнение в стыках секций выхлопного коллектора производится с помощью металлоасбестовой прокладки с хомутом. На концах секций приварены ограничительные фланцы.

### ЖАЛЮЗИ

Жалюзи двигателя Як-12Р (см. рис 96) состоят из наружного кольца 1, выштампованного из дуралюминового углового профиля, неподвижного кольца 2, выполненного из дуралюмина. Наружное кольцо имеет на внешнем венце проточку под ролики, а на фланце — четыре отверстия под шпильки крепления к носку двигателя. Подвижное дуралюминовое

кольцо 3 имеет на внутреннем венце три вильчатых выступа, расположенных под углом  $120^\circ$ , в которых смонтированы при помощи болтов шарикоподшипники 9. Кроме того, имеются восемнадцать створок 4, выполненных из листового дуралюмина, восемнадцать стальных спиц 5 диаметром 3 мм, рычаг 7, выполненный из стальной трубы, гибкая тяга 8 с регулируемым вильчатым наконечником, и одиннадцать кронштейнов 11 крепления жалюзи к установке.

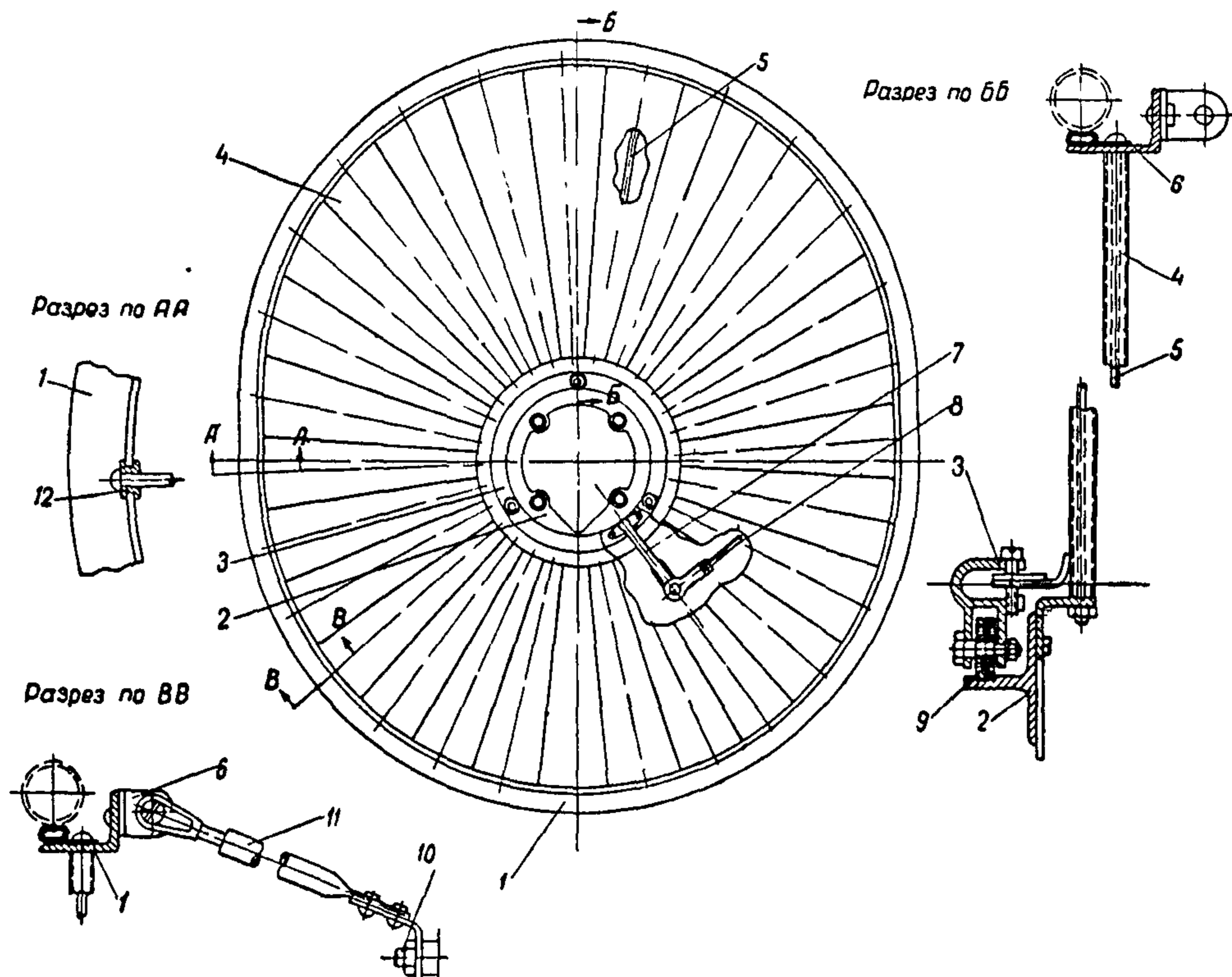


Рис 96 Жалюзи

1—наружное кольцо, 2—неподвижное кольцо, 3—подвижное кольцо, 4—створка, 5—спица, 6—кронштейн, 7—рычаг, 8—тяга, 9—ролик (шарикоподшипник), 10—шпилька, 11—кронштейн, 12—втулка

Неподвижное кольцо 2 при помощи четырех гаек закреплено на шпильках носка картера.

Наружное кольцо 1 крепится гайками к шпилькам, ввернутым в головки цилиндров, при помощи одиннадцати кронштейнов 11, имеющими регулируемые вильчатые болты, которыми они закреплены к кронштейнам 6 наружного кольца. Спицы 5, являющиеся осью вращения створок 4, вставлены через наружное кольцо в отверстия на ободе наружного кольца и отверстия во фланце неподвижного кольца и закреплены гайками.

Подвижное кольцо 3 тремя роликами, расположенными под углом  $120^\circ$ , может перемещаться относительно неподвижного кольца в проточке на ободе неподвижного кольца.

На наружном ободе подвижного кольца ввернуты 18 болтов, которые проходят в овальные отверстия кронштейнов, приклепанных к основанию каждой створки. При перемещении подвижного кольца относительно не-



Рис 97 Штурвал управления жалюзи

подвижного болты подвижного кольца при помощи указанных кронштейнов поворачивают одновременно все створки 4 на осях спиц 5

Для управления створками к подвижному кольцу с внутренней стороны жалюзи на двух болтах закреплен кронштейн 7, который при помощи гибкой тяги 8 соединен со штурвалом управления на приборной доске (рис 97) Гибкая тяга 8 проложена в направляющей медной трубке Штурвал управления оборудован стопорной пружиной

В процессе эксплуатации Як-12Р имеет место износ отверстий под спицы лепестков в наружном кольце жалюзи и выработка расточки в неподвижном кольце под ролики подвижного кольца

Выработка отверстий в ободе наружного кольца устраняется постановкой стальных пистонов под спицы створок, а выработка в неподвижном кольце — последующей расточкой

### ВСАСЫВАЮЩИЙ ПАТРУБОК

Система всасывания (рис 98) состоит из всасывающего патрубка 1 и труб 5.

Всасывающий патрубок 1 сварен из алюминиевого сплава в виде ко-роба и крепится анкерными болтами под картером двигателя

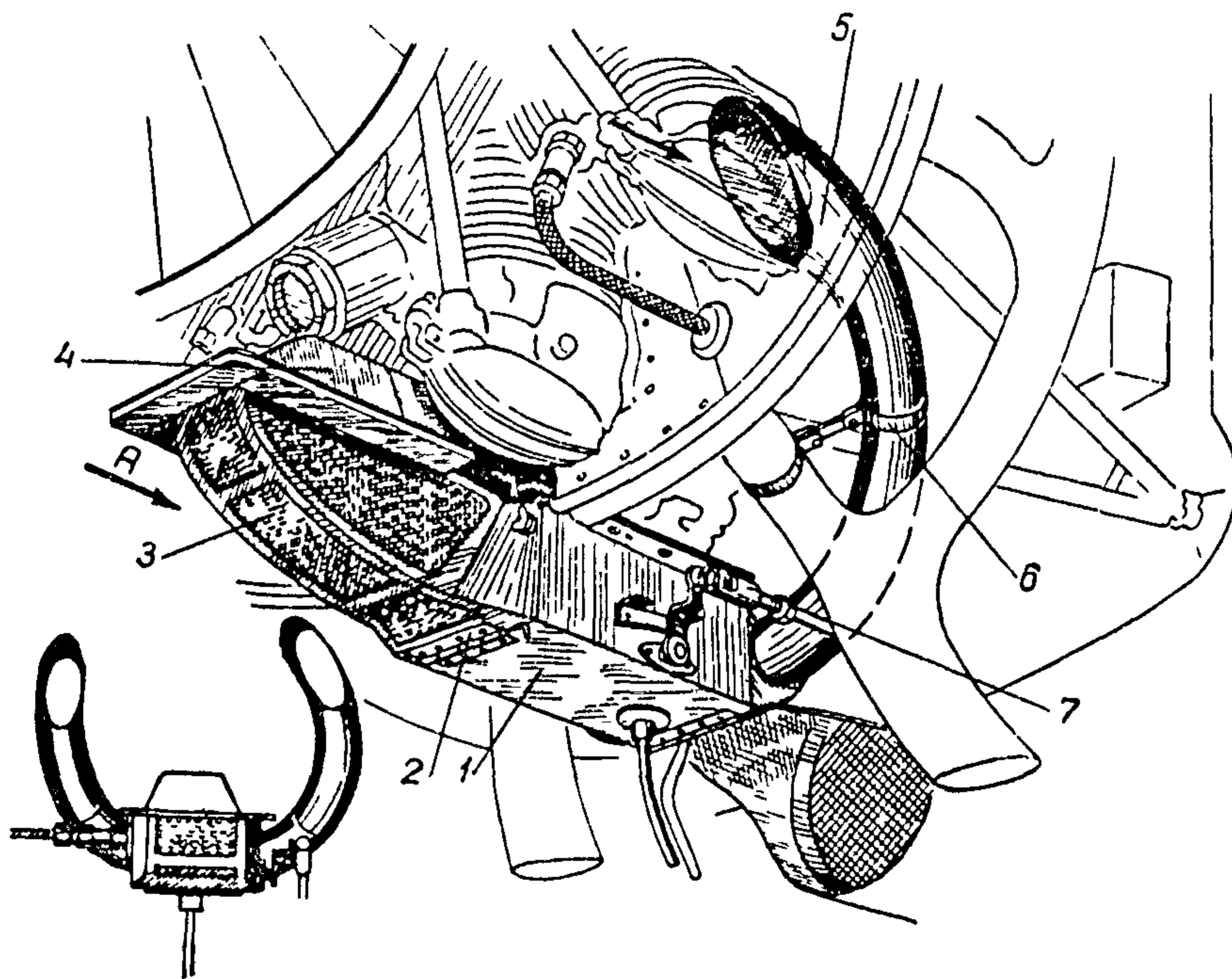


Рис 98 Всасывающий патрубок

1—всасывающий патрубок, 2—петельное соединение, 3—пылеотбойная сетка, 4—летний заборник, 5—зимние заборники, 6—хомут крепления заборника, 7—тяга управления заслонкой

Летний заборник 4 оборудован пылеотбойной сеткой 3, закрепленной петельным соединением 2, которое позволяет открыть книзу пылеотбойную сетку при техническом обслуживании В закрытом положении сетка удерживается специальным замком

Зимние заборники 5 представляют собой патрубки в виде изогнутых алюминиевых труб, заканчивающихся раструбами Заборники крепятся хомутами 6 к выхлопным патрубкам двигателя

Управление заслонкой всасывающего патрубка осуществляется гибкой

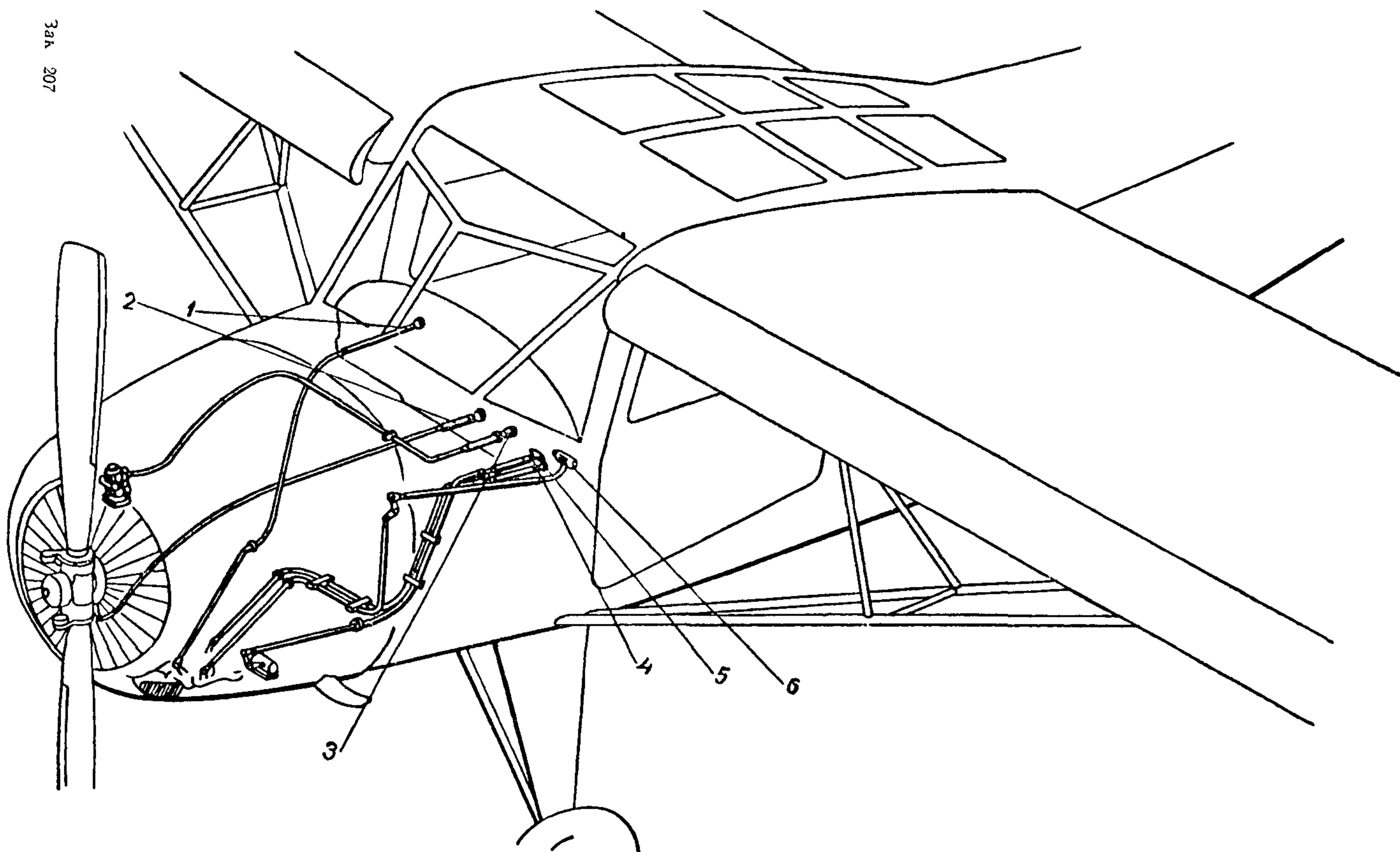


Рис 99 Управление двигателями

1—ручка управления подогревом воздуха, 2—штурвал управления жалюзи, 3—штурвал управления шагом винта, 4—ручка управления пожарным краном, 5—ручка управления высотным корректором, 6—ручка управления нормальным газом



тягой 7. Гибкая тяга проложена в направляющей медной трубке. Рукоятка управления находится на приборной доске. В процессе эксплуатации петельное соединение пылеотбойной сетки оказалось недостаточно прочным и заменено усиленным.

### УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ

Управление двигателем (рис 99) состоит из управления нормальным газом, высотным корректором, воздушным винтом и пожарным краном бензосистемы. Кроме того, на самолете установлено управление жалюзи, заслонкой всасывающего патрубка, подогрева воздуха и заслонкой масло-радиатора.

Проводка управления мягкая, в виде гибких тяг, проложенных в направляющих трубках из красной меди. Направляющие трубки в местах перегиба укреплены хомутами и кронштейнами. В местах прохода направляющих трубок через противопожарную перегородку поставлены сальниковые уплотнения с резиновыми втулками. Рукоятки управления выведены на приборную доску в кабину пилота.

В процессе эксплуатации выявлены тугой ход и заедание тяги управления нормальным газом в скользящей направляющей приборной доски. Этот дефект устранен заменой скользящей направляющей качалкой для рычага нормального газа, которая шарнирно закреплена на раскосе фермы фюзеляжа при помощи кронштейна.

На приборной доске изменено расположение рукояток управления заслонкой масло-радиатора и управления подогревом воздуха, поступающего в карбюратор для того, чтобы исключить касание тормозной гашетки ручки управления самолетом о рукоятки управления заслонкой масло-радиатора.

В системе управления шагом винта на корпус червячной передачи рукоятки установлен хомут, предотвращающий имевшие место случаи самопроизвольного выворачивания направляющих винтов червяка.

### БЕНЗИНОВАЯ СИСТЕМА

Система питания двигателя горючим (рис 100) состоит из двух бензиновых баков 8, пожарного крана 15, фильтра 18 со сливным краном, сливного крана 10, двух бензиномеров 13, трубок и рукавов.

Бензиновые баки размещены в правой и левой консолях крыла. Емкость каждого бензобака 90 л. Баки являются сообщающимися сосудами: задние части баков соединены трубками 11 диаметром 12×10 мм, а передние части — с помощью трубок 14, размером 12×10 мм.

Каждый бак имеет бензиномер 13, который показывает на земле и в полете количество бензина в баке. Кроме фильтра 18 со сливным краном на правой стороне имеется сливной кран 10.

Дренажные трубки бензосистемы соединяют верхние части баков и дренажные трубки бензиномеров. Дренаж бензиновой системы на самолете Як-12Р сообщается с атмосферой с помощью трубки, выведенной в антенную радиостанции (рис 101), а на самолете Як-12М дренажная трубка смонтирована на передней кромке антенны (рис 102).

На последних выпусках самолетов Як-12М дренажная система изменена: каждый бак имеет отдельный дренаж. Дренажной трубки, соединяющей верхние части бензиновых баков, нет. В новой системе дренажная трубка 5 соединяет верхний угольник бензиномера 7 с дренажным штуцером 2. Конец дренажной трубки закрыт обтекателем 1, расположенным на верхней части бака (рис 103).

Заправку обоих баков можно производить через одну заправочную горловину или через обе горловины. Пожарный кран клапанного типа.

На двигателях 1 и 2-й серии заливочная система состоит из заливоч-



ного насоса и коллектора подвода бензина с пятью трубками, бензин подводится к форсункам, ввернутым в бобышки, приваренные ко всасывающим трубам 1, 2, 3, 7, 8 и 9 цилиндров (рис 104)

На двигателях АИ-14Р 3-й серии всасывающие трубы изготовлены без бобышек под форсунки и вместо коллектора устанавливается рукав низкого давления РМНД с внутренним диаметром 4 мм. Рукав соединяет за-

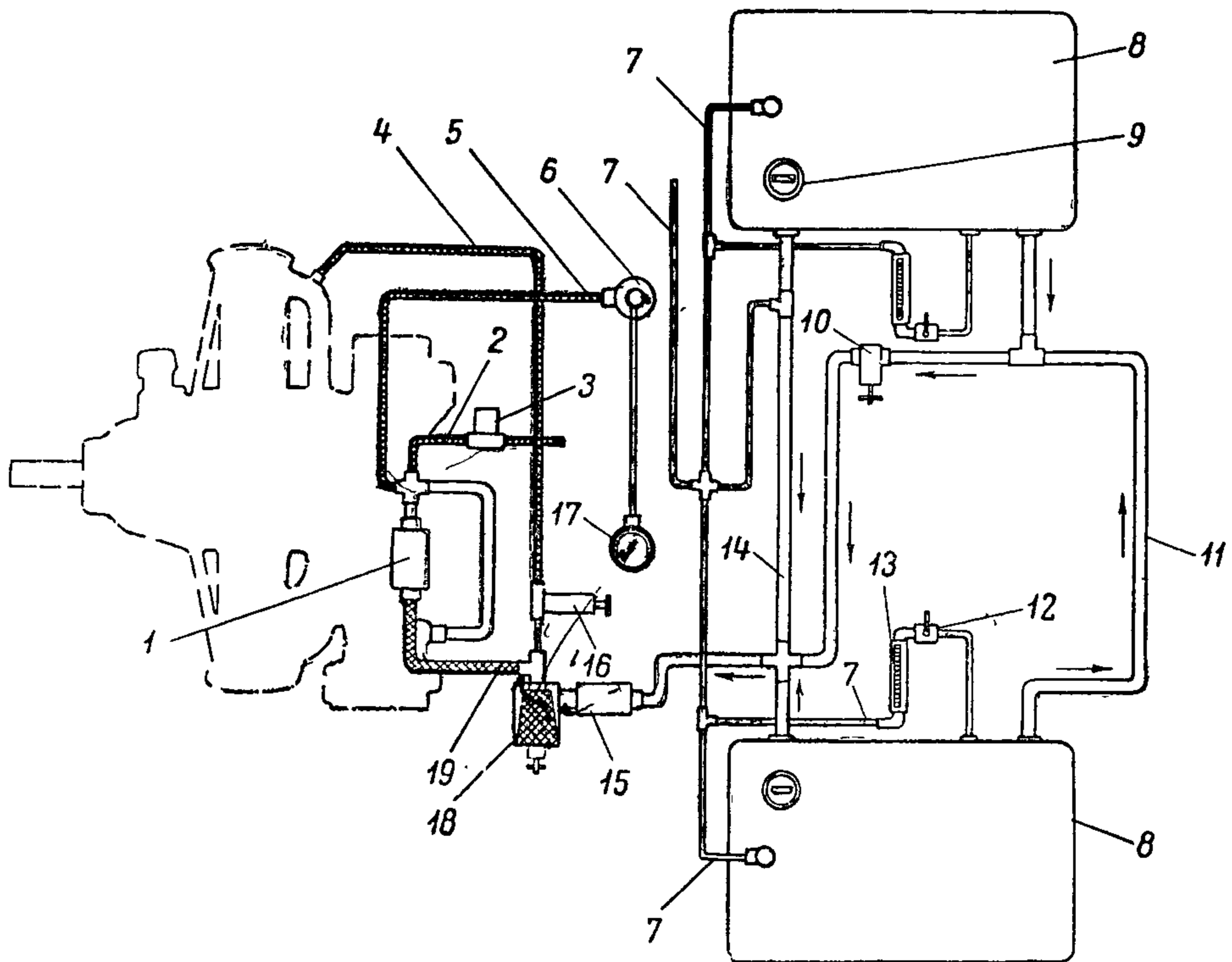


Рис 100 Схема бензосистемы

1—бензиновый насос, 2, 4, 5, 19—рукава, 3—кран разжижения масла бензином ЭКР-3 или клапан 772, 6—приемник давления бензина П-1Б, 7—дренажная трубка, 8—бак, 9—заливная горловина, 10—сливной кран, 11, 14—трубки, 12—перекрывной кран бензиномера, 13—бензиномер, 15—пожарный кран, 16—заливочный насос, 17—трехстрелочный электрический моторный индикатор ЭМИ-ЗК, 18—фильтр со сливной пробкой

ливной шприц с заливным штуцером на двигателе, находящемся между вторым и третьим патрубками смесесборника (рис 105)

Отстой и бензин сливаются из сливного крана 10 и сливного крана фильтра 18 (см рис 100). Трубопроводы должны монтироваться на самолете таким образом, чтобы обязательно иметь уклон в сторону точек слива.

На всех разъемных соединениях, которые необходимо демонтировать при съемке двигателя, нанесена красной краской полоса размером 20×3 мм.

На последних самолетах на участке от угольника на противопожарной перегородке к пожарному крану 15 вместо жесткого трубопровода устанавливается гибкий рукав.

После монтажа бензиновая система самолета испытывается на герметичность при избыточном давлении 0,2 ат. Не допускается падение давления в системе в течение 30 минут после отключения источника давления.

В бензосистеме имеются соединения

1. Соединение трубопроводов из сплава АМГМ с конической развальцовкой, состоящее из штуцера, накидной гайки и ниппеля.

2 Трубопроводов на дюритовых шлангах, имеющих по наружной поверхности одну отличительную полосу белого цвета.

3. Рукавов оплеточной конструкции с ниппелем, муфтой и гайкой из дуралюмина.

Давление топлива за насосом замеряется с помощью трехстрелочного электрического моторного индикатора ЭМИ-ЗК, установленного на приборной доске Приемник давления бензина П-1Б смонтирован на противопожарной перегородке. Бензин к приемнику давления поступает по рукаву низкого давления с внутренним диаметром 4 мм

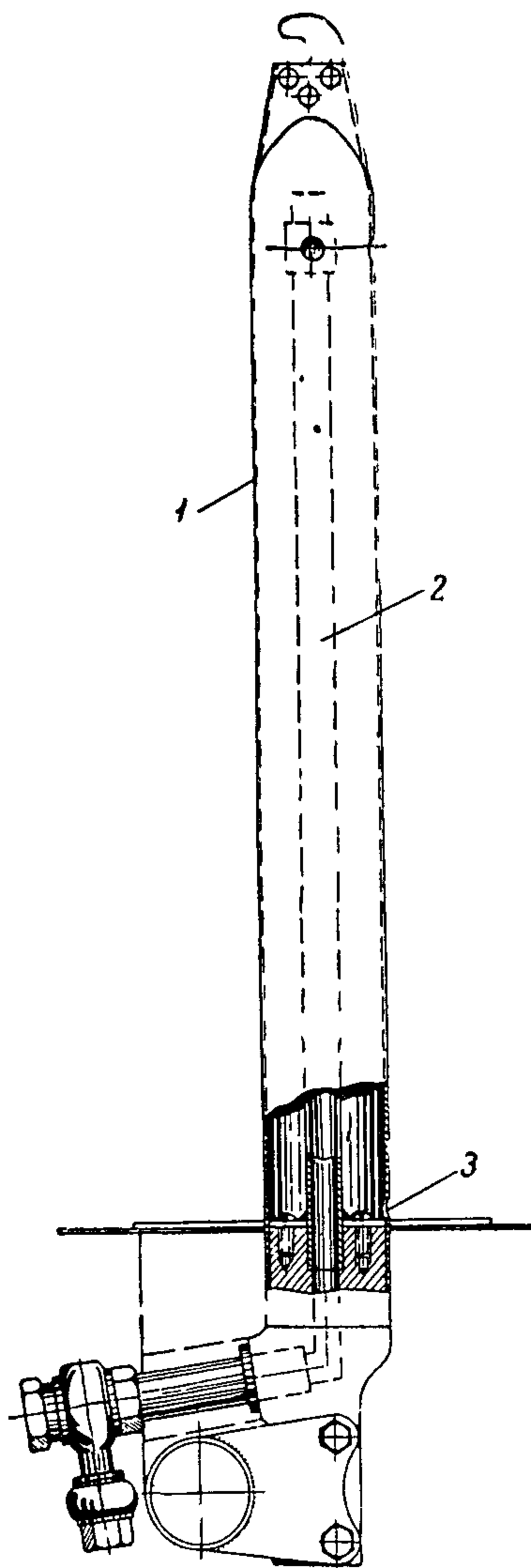


Рис 101 Дренажная трубка бензосистемы на самолете Як-12Р

1—антенна радиостанции, 2—дренажная трубка, 3—отверстие для слива влаги

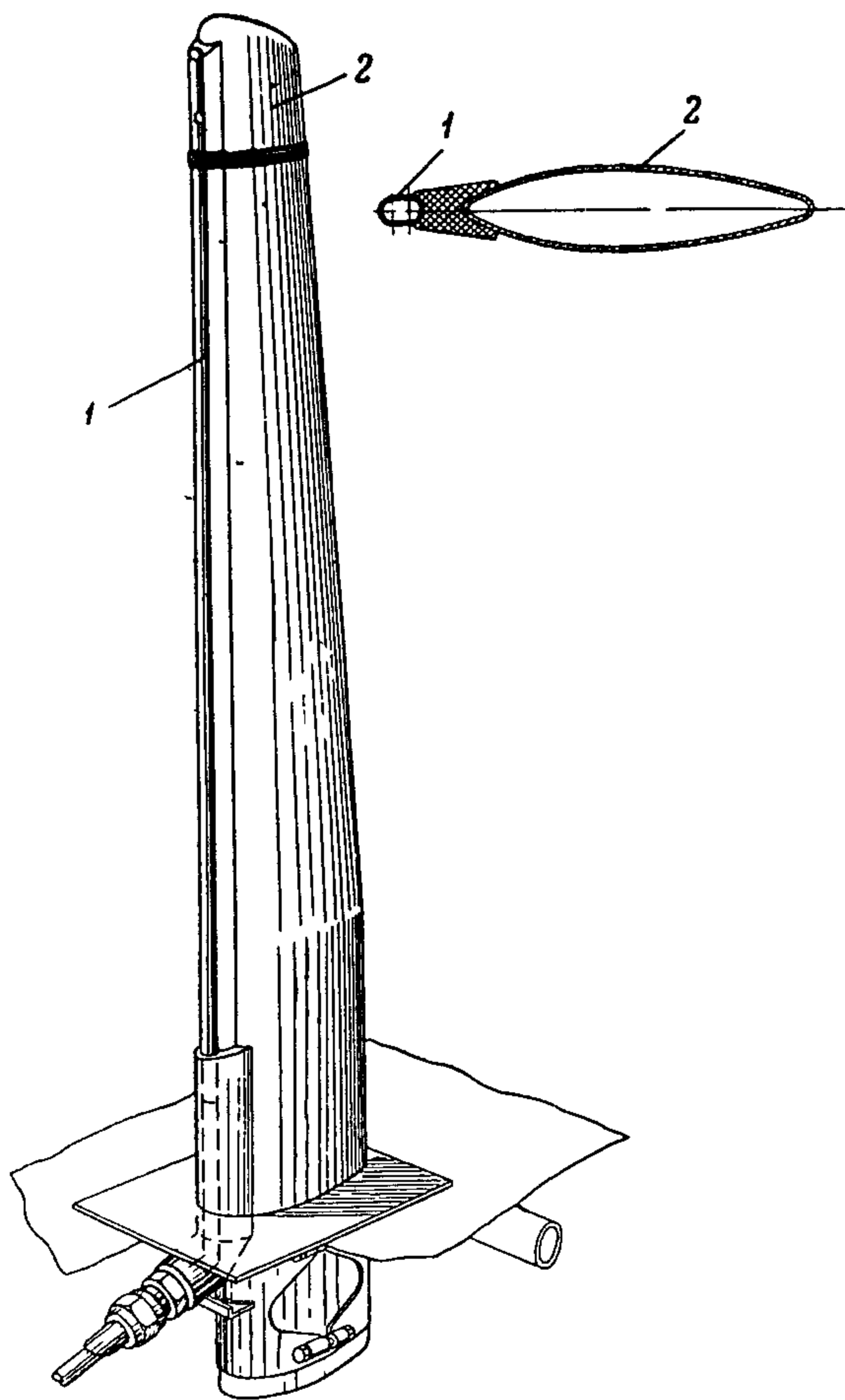


Рис 102 Дренажная трубка бензосистемы на самолете Як-12М

1—дренажная трубка, 2—антенна

На самолете Як-12Р установлен электрический кран ЭКР-3 разжижения масла бензином, а на самолете Як-12М для этой же цели смонтирован электромагнитный запорный клапан 772. Топливо к крану или клапану поступает по рукаву низкого давления с внутренним диаметром 4 мм. По такому же рукаву при включении системы разжижения бензин подается в маслосистему самолета.

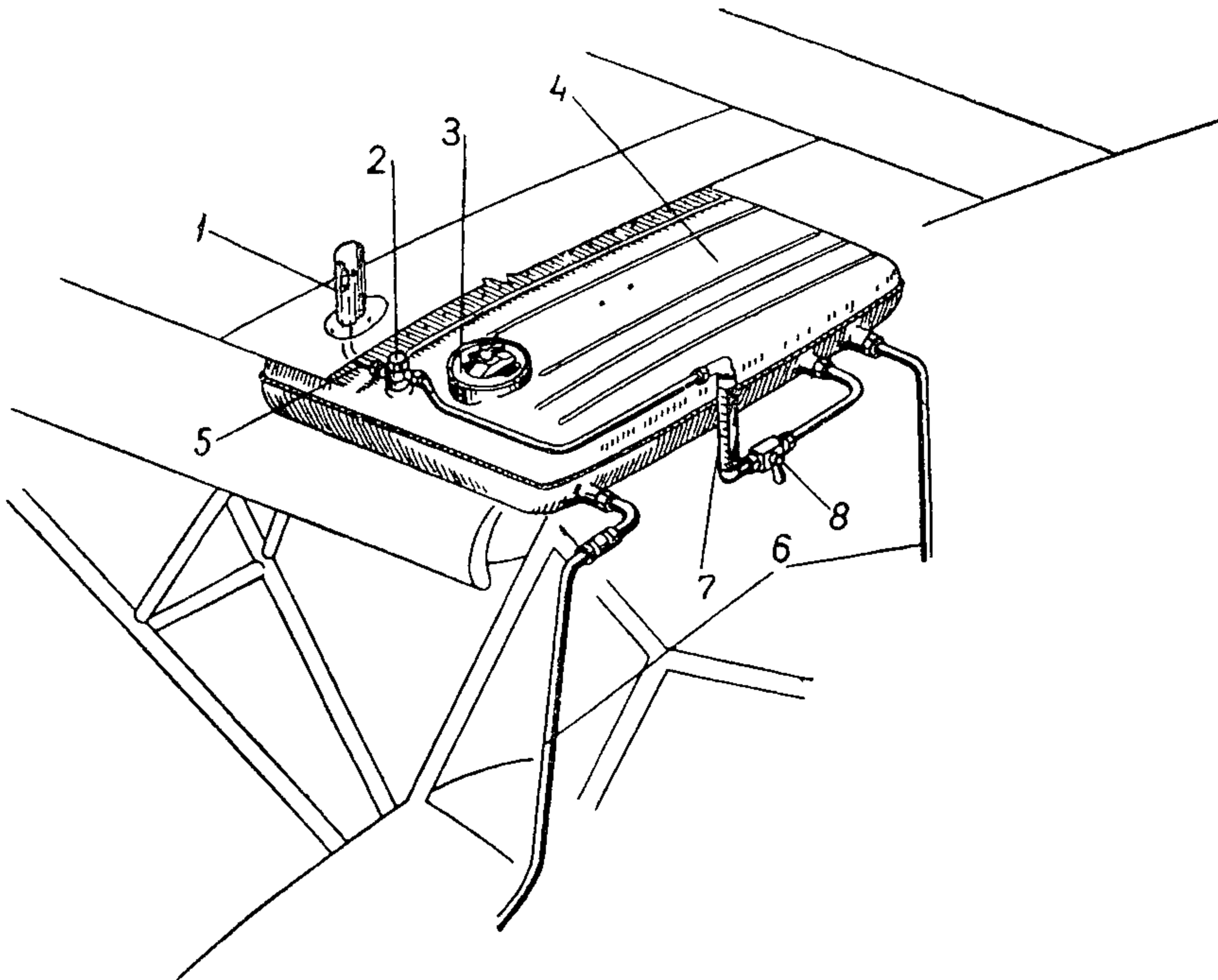


Рис 103 Дренажная система  
1—обтекатель дренажной трубки, 2—штуцер дренажа, 3—заливная горловина, 4—правый бензиновый бак, 5—дренажная трубка, 6—бензопроводы, 7—бензиномер, 8—перекрывающий кран бензиномера

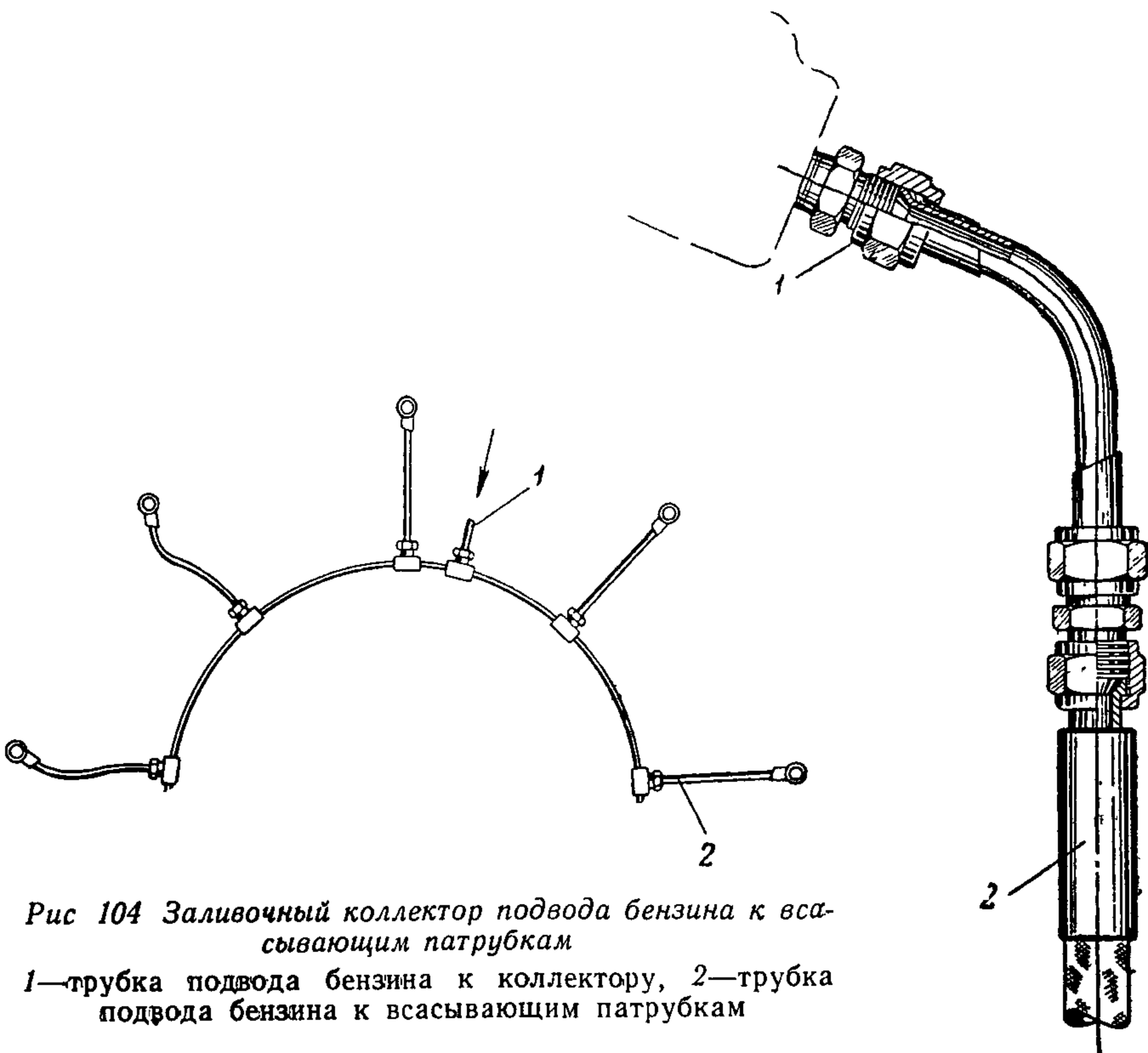


Рис 104 Заливочный коллектор подвода бензина к всасывающим патрубкам

1—трубка подвода бензина к коллектору, 2—трубка подвода бензина к всасывающим патрубкам

Рис 105 Подвод топлива от заливочного шприца к штуцеру на двигателе  
1—штуцер, 2—рукав низкого давления от заливочного шприца

Питание карбюратора топливом производится следующим образом: бензин из баков 8 (см. рис 100) через передние или задние штуцеры или через передние и задние штуцеры одновременно по трубкам 11 и 14 поступает к пожарному крану 15, при открытом пожарном кране бензин проходит к фильтру 18; далее бензин идет по рукаву низкого давления 19 диаметром 10 мм к бензиновому насосу 1, а от бензонасоса горючее под давлением 0,2 — 0,5 кг/см<sup>2</sup> подается к карбюратору

### Бензиновый бак

Бензиновые баки клепано-сварной конструкции изготовлены из листов сплава АМЦА толщиной 1 мм.

На рис 106 показан правый бак. Левый бак — отраженный вид

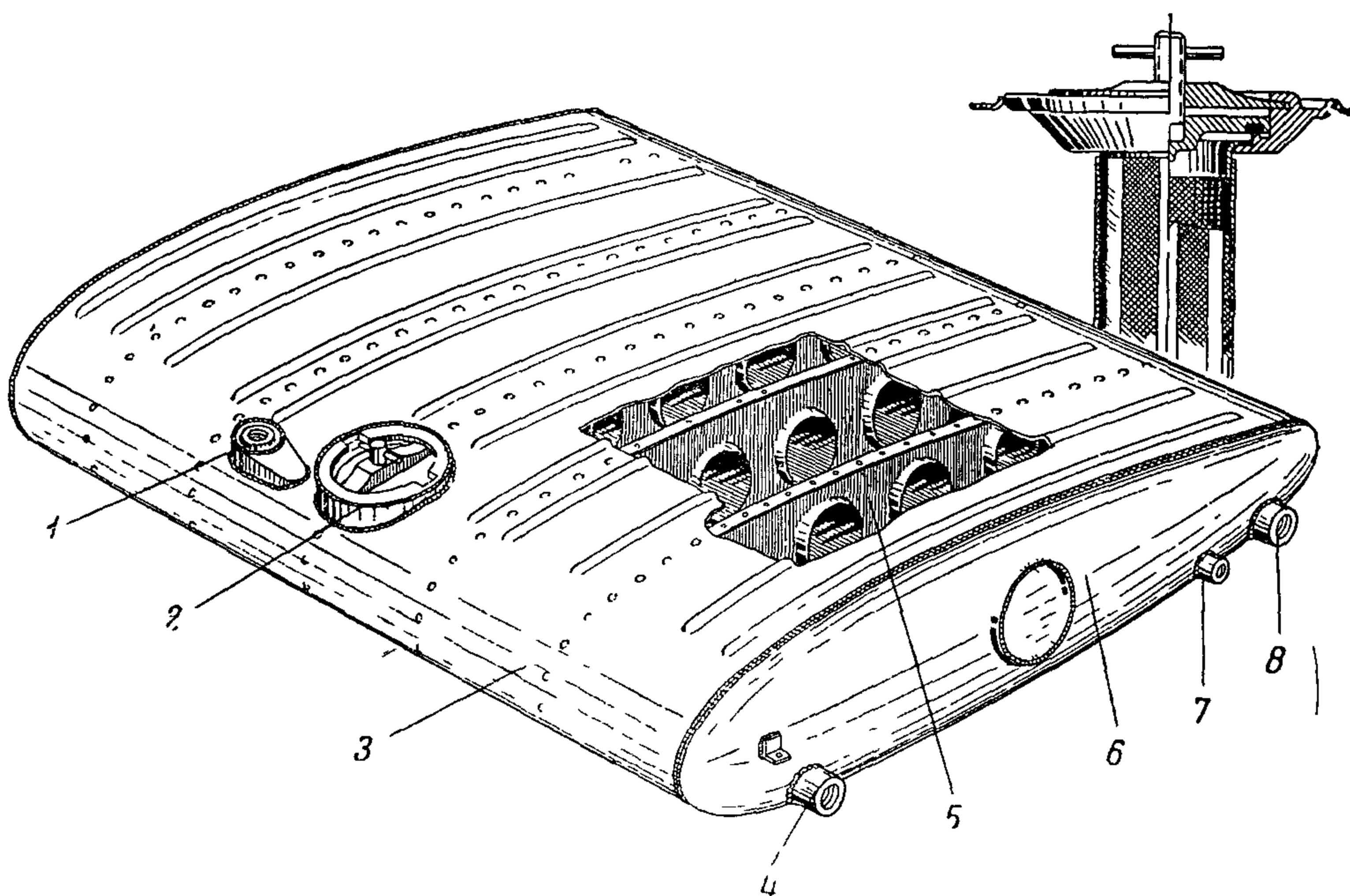


Рис 106 Бензиновый бак

1—штуцер дренажа, 2—заливная горловина, 3—обечайка, 4—штуцер отвода бензина из передней части бака, 5—диафрагма, 6—днище, 7—штуцер бензиномера, 8—штуцер отвода бензина из задней части бака

Бак состоит из обечайки 3, днищ 6 пяти диафрагм 5 и литой арматуры. Бак имеет заливную горловину 2, штуцер для дренажа 1 и штуцеры 4 и 8 для отвода бензина в систему.

Диафрагмы соединяются с обечайкой заклепками, головки заклепок обвариваются с внешней стороны. Крепление арматуры к днищам и днищ к обечайке производится кислородно-ацетиленовой сваркой.

Для обеспечения контроля заправки бензина на земле на фильтрах заправочных горловин бензобаков самолетов Як-12М нанесена шкала с делениями 70, 80 и 90 л.

Каждый бак испытывается на вибрацию в течение 30 минут. Испытание на вибрацию производится перед испытанием бака на герметичность. В бак заливается 72 кг воды (0,8 его емкости по весу). Испытание на вибрацию производится при частоте колебаний, соответствующей 1730 об/мин, и амплитуде, равной 0,17 мм.

Испытание каждого бака на герметичность производится в ванне с чистой водой при температуре 14 — 16° и давлении внутри бака 0,2 ат.

Бак считается прошедшим испытания, если в течение 5—6 минут не будет утечки воздуха, в случае появления пузырьков воздуха дефектные места подвариваются и бак вторично испытывается на герметичность, в одном месте подварка более двух раз не разрешается. Количество подвариваемых мест на баке не должно быть более 8.

После испытаний бензобак покрывают желтой эмалью А-6.

Бензобак устанавливается на ложементы в баковом отсеке правой или левой части крыла. Отсек расположен между передним и задним лонжеронами в корневой части крыла.

### Пожарный кран

Пожарный кран бензосистемы (рис. 107) клапанного типа. Кран состоит из корпуса 4, оси 9 клапана 6, пружины 5, качалки 1 и сальникового уплотнения с гайкой 8.

Внутри корпуса на выступающей части оси 9 смонтирован клапан 6 с уплотняющим резиновым диском. Клапан может открывать и перекрывать отверстие крана. Пружина 5 прижимает клапан к седлу штуцера в закрытом положении или фиксирует клапан в открытом положении. Кран имеет сальниковое уплотнение с хлорвиниловыми прокладками, закрытое гайкой 8.

При повороте оси 9 клапан, преодолевая сопротивление пружины, открывает отверстие крана и обеспечивает поступление горючего самотеком из бензиновых баков к штуцеру 3 и далее через штуцер 7 к фильтру бензиновой системы.

Качалка 1, установленная на внешнем конце оси клапана 9, приводится в движение тягой и тросом, идущим к крану из кабины пилота от ручки управления пожарным краном, установленной на приборной доске. Вместе с качалкой 1 вращается ось 9. На рис. 107 кран показан в закрытом положении при полностью вытянутой на себя ручке управления. Чтобы открыть пожарный кран, надо полностью отдалить ручку управления от себя. При этом качалка 1 вместе с осью 9 и клапаном 6 повернется против часовой стрелки и откроет отверстие клапана для прохода бензина из баков к фильтру.

Кран крепится к кронштейну, установленному на передней стороне левой нижней части противопожарной перегородки.

### Фильтр со сливным краном

Рядом с пожарным краном расположен фильтр со сливным краном. Крепится он к противопожарной перегородке двумя болтами.

Фильтр бензосистемы (рис. 108) состоит из корпуса 3, сетки 4, пружины 5, крышки 9, траверсы 8 и сливного крана 7. С помощью траверсы 8 и барашка 6 прижимается к корпусу 3 крышка 9. При открытом пожарном кране бензин поступает в фильтр через боковой штуцер 1, далее проходит через сетку 5 и затем через верхний штуцер 2 по рукаву низкого давления с внутренним диаметром 10 мм поступает в насос двигателя.

От верхней части корпуса фильтра по трубке размером 6×4 мм подводится горючее к заливному насосу.

Через кран 7 сливается отстой или топливо из бензиновой системы.

Пожарный кран и фильтр бензосистемы испытывают совместно на герметичность бензином при давлении 3 кг/см<sup>2</sup> в течение 3 минут.

### Сливной кран

Сливной кран установлен между 1 и 2-й рамами фюзеляжа с правой стороны под полом. Двумя болтами крепится он на кронштейне, приваренном к раскошу нижней фермы шасси, расположенному между правым

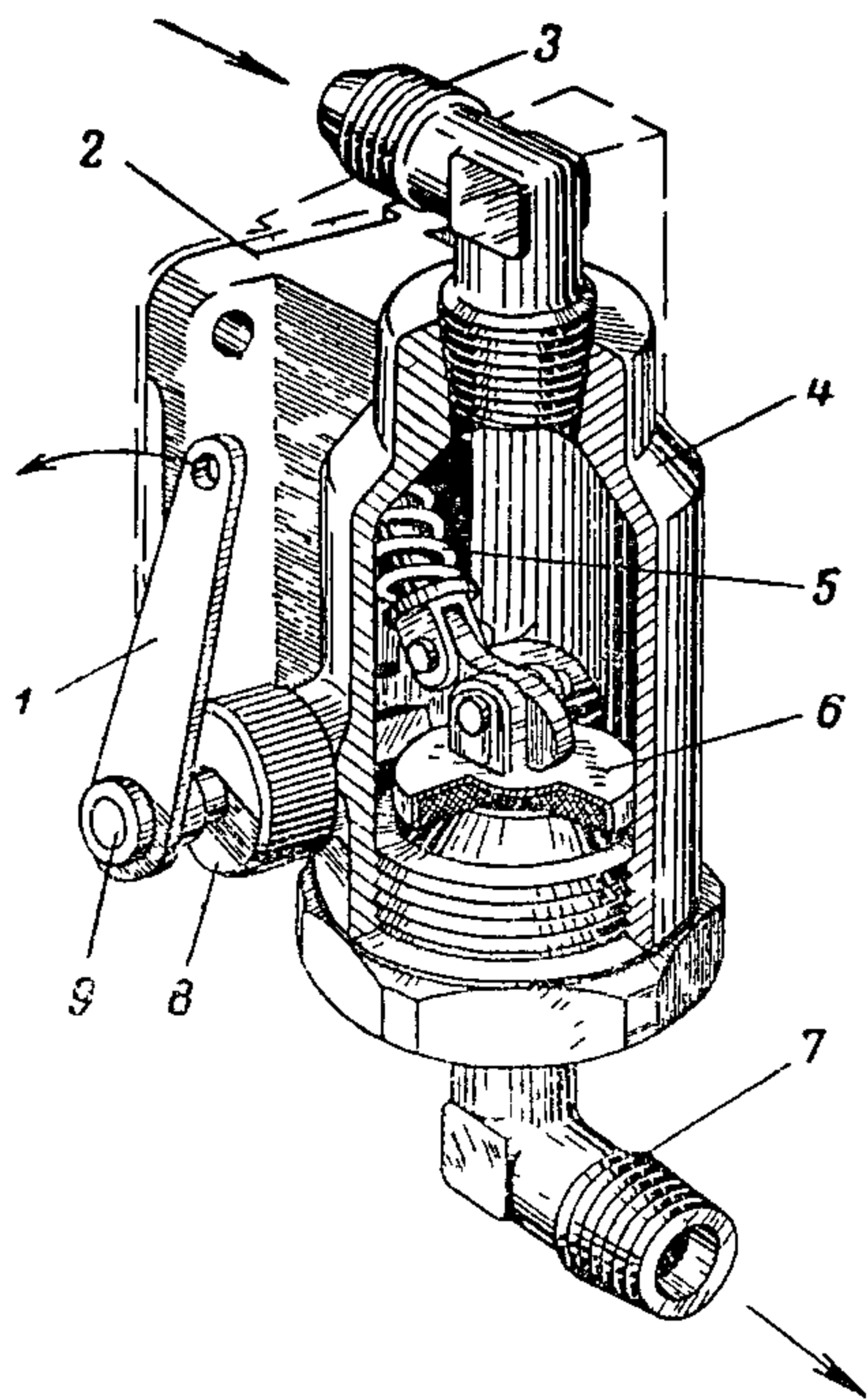


Рис 107 Пожарный кран  
1—качалка, 2—противопожарная перегородка, 3—штуцер подвода бензина из баков, 4—корпус крана, 5—пружина, 6—клапан, 7—штуцер отвода бензина к фильтру, 8—гайка сальникового уплотнения, 9—ось

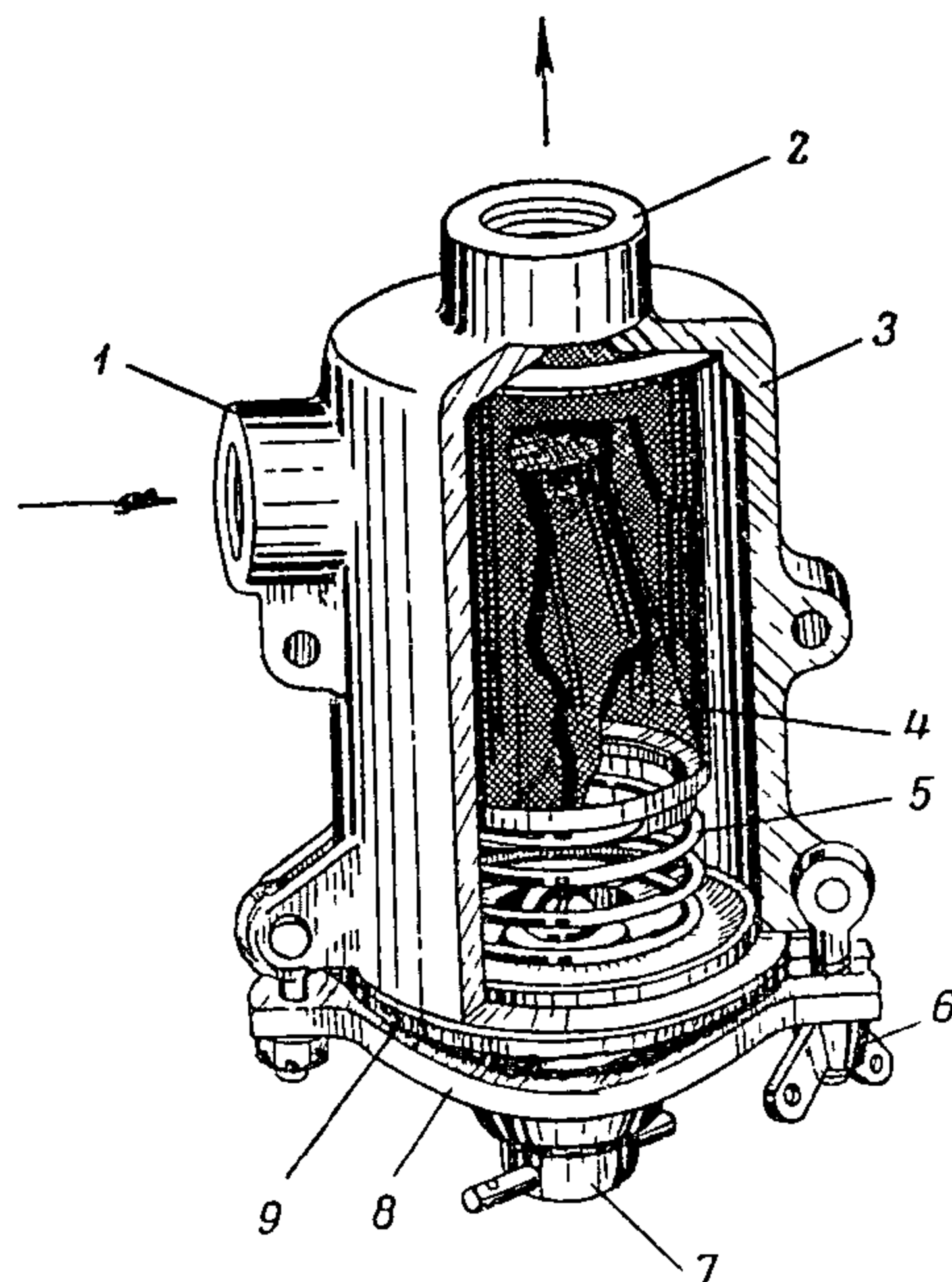


Рис 108 Фильтр со сливным краном  
1—штуцер подвода бензина к фильтру, 2—штуцер выхода бензина из фильтра, 3—корпус фильтра, 4—сетка, 5—пружина, 6—барашек, 7—сливной кран, 8—траверса, 9—крышка

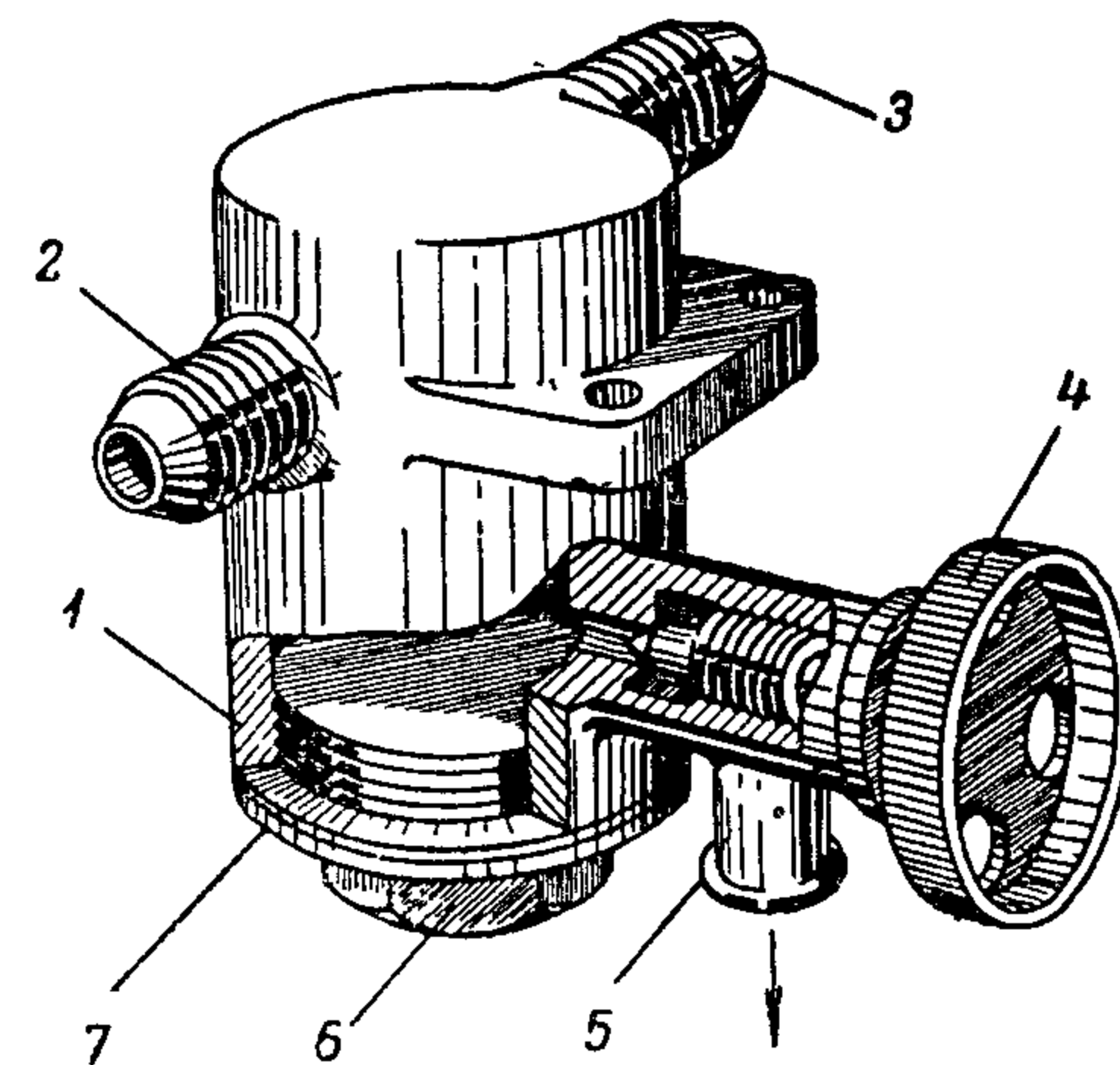


Рис 109 Сливной кран  
1—корпус крана, 2—штуцер подвода бензина из баков, 3—штуцер отвода бензина к пожарному крану, 4—ручка, 5—штуцер слива, 6—гайка, 7—уплотнительное кольцо

узлом крепления подкосов крыла и трубой, соединяющей узлы крепления передних подкосов шасси

Сливной кран бензиновой системы (рис 109) состоит из корпуса 1, гайки 6, уплотнительной прокладки 7 и ручки 4

Собранный кран испытывается керосином при давлении в 3 ат в течение 3 минут

Топливо поступает к сливному крану из бензобаков по штуцеру 2 и отводится к пожарному крану системы по штуцеру 3. В этом случае проход бензина к сливному штуцеру 5 закрыт конусным концом ручки 4. При сливе топлива разрывают контрольную проволоку и, поворачивая ручку 4, открывают проход к сливному штуцеру 5

Ручка 4 в закрытом положении крана контрится проволокой КОПВ-1

### Бензиномер

В кабинах самолетов Як-12Р и Як-12М установлено по два бензиномера по одному на правый и левый баки

Бензиномер (рис 110) состоит из дуралюминовой трубки 5, ввернутой в угольники 2, стеклянной трубки 6, резиновых шайб 3 и втулок 4

Для уплотнения и предохранения от поломок при вибрациях концы стеклянной трубки 6 заключены в шайбы 3 из бензостойкой резины № 3824

К верхнему угольнику 2 крепится дренажная трубка, а к нижнему угольнику 2 — кран бензиномера 8, с помощью которого можно в случае разрушения стеклянной трубки 6 выключить бензиномер, прекратив доступ бензина из бака в стеклянную трубку 6. Обычно кран 8 открыт и зафиксирован проволокой

Бензинометры установлены непосредственно у каждого бака и работают на принципе сообщающихся сосудов, показывая количество горючего в баке. Уровень бензина в трубке бензиномера при открытом кране 8 соответствует уровню его в баке

Бензинометры имеют 2 шкалы внутреннюю — для определения количества горючего в горизонтальном полете и внешнюю шкалу для замера количества бензина в баках на земле. Шкалы оттарированы в литрах: внутренняя — на 85 л, а внешняя — на 70 л

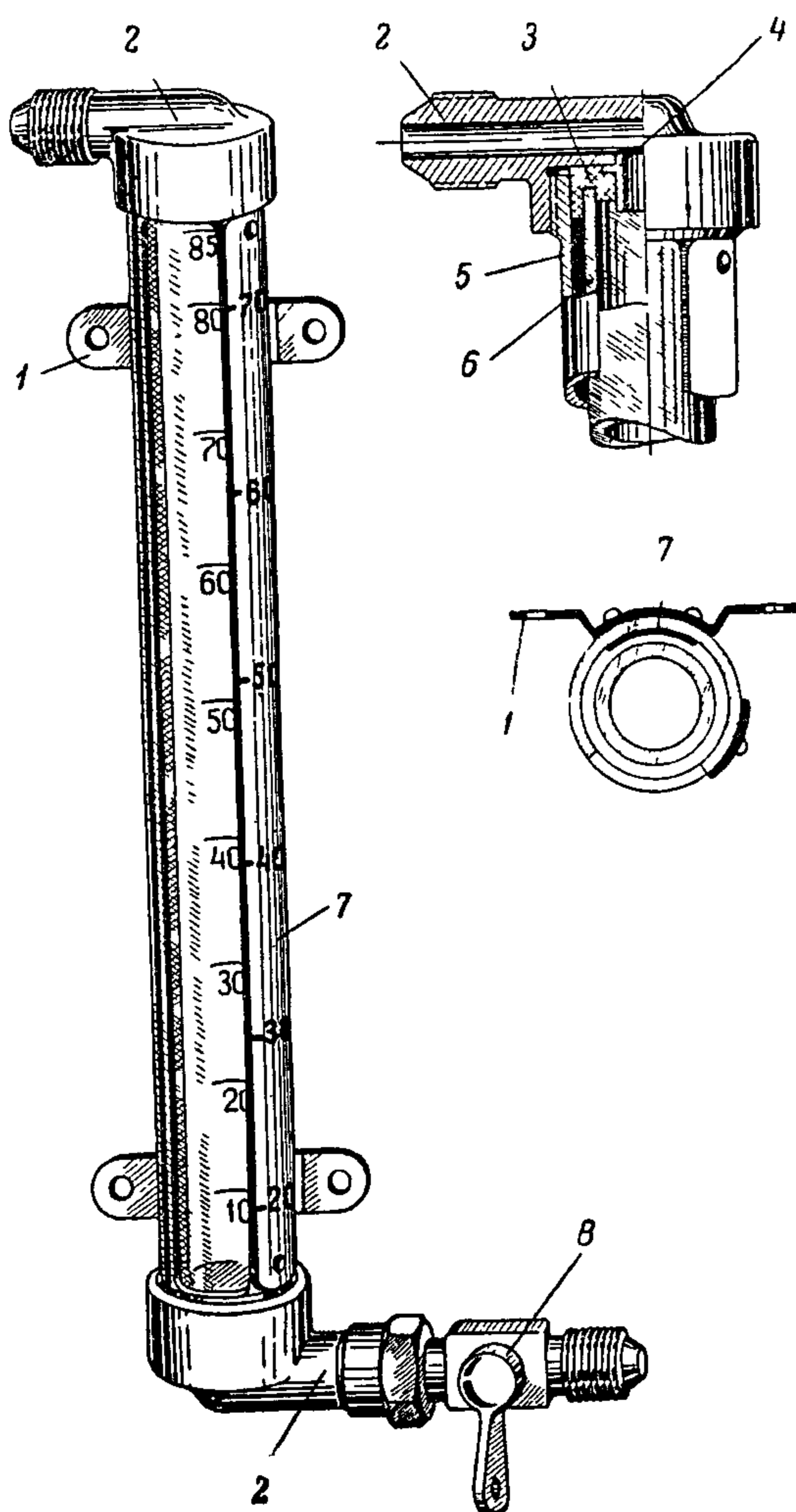


Рис 110 Бензиномер

1—скоба, 2—угольник, 3—резиновая шайба, 4—дуралюминовая трубка, 5—корпус, 6—стеклянная трубка, 7—трафарет, 8—кран



Цифры на бензиномерах гравированы и покрыты светящейся массой зеленого цвета.

Бензиномер собирают на смазке БУ и испытывают на герметичность воздухом в течение 3 минут при избыточном давлении 0,2 кг/см<sup>2</sup>.

Смазка БУ — бензоупорная уплотнительная густая однородная смазка коричневого цвета — представляет собой окисленное касторовое масло, загущенное цинковым мылом рициниловой кислоты с прибавлением глицерина

Крепятся бензиномеры с помощью скоб 1

Для определения количества горючего в баках как на земле, так и в воздухе, необходимо суммировать показания обоих бензиномеров в данный момент

Трубопроводы

В бензосистемах самолетов Як-12Р и Як-12М применены жесткие и гибкие трубопроводы

Жесткие трубопроводы — из сплава АМГМ размером 12×10 мм Для дренажирования использованы трубки размером 6×4 мм из того же материала Все жесткие трубы бензосистемы после промывки и развальцовки концов подвергаются испытанию на герметичность воздухом под давлением 2 ат в течение 5 минут.

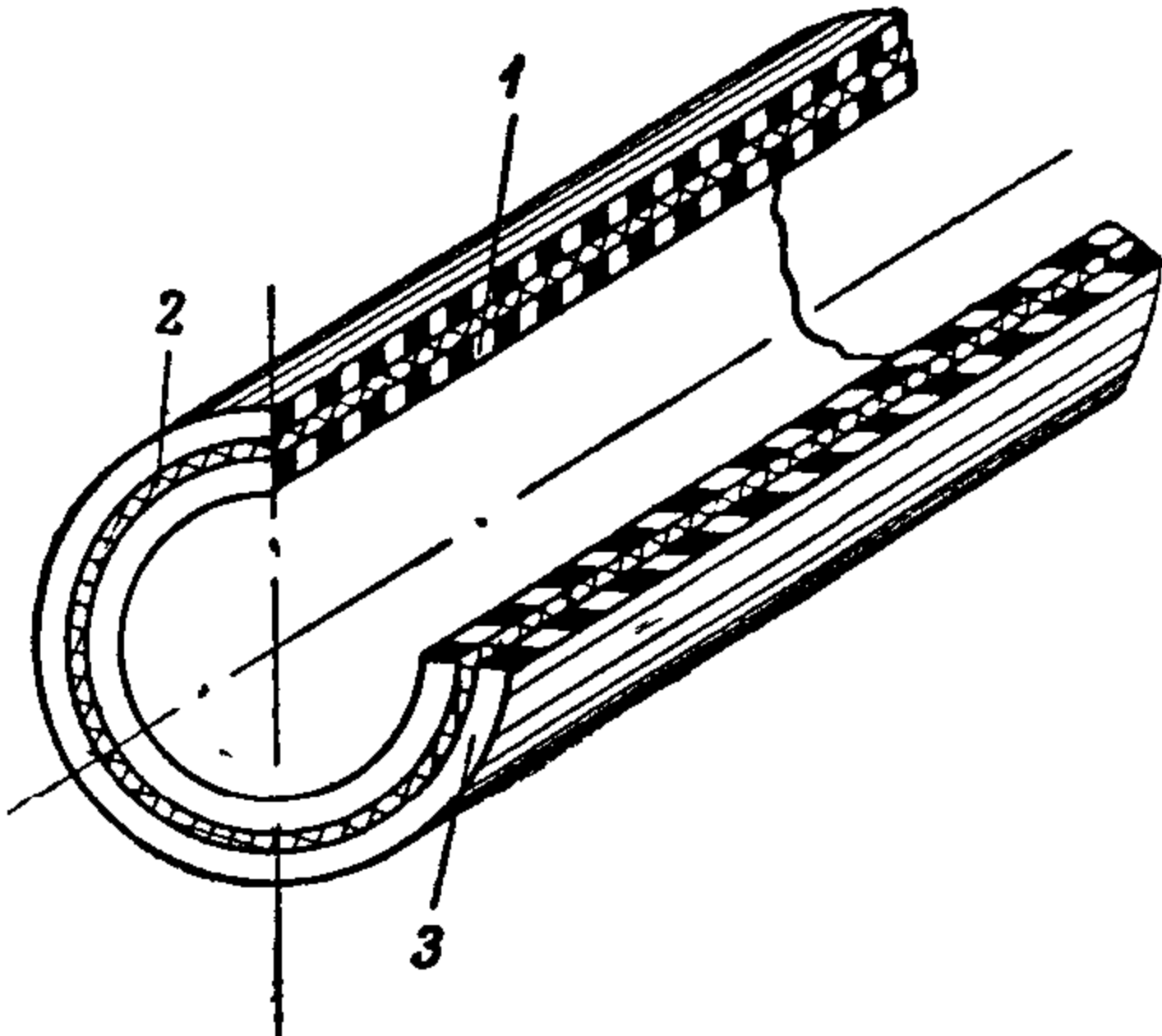


Рис 111 Рукав низкого давления  
1—внутренний резиновый слой, 2—хлопчатобумажная оплетка, 3—на  
ружный резиновый слой

Гибкие трубопроводы являются рукавами низкого давления РМНД и состоят (рис 111) из внутреннего резинового слоя 1, хлопчатобумажной оплетки 2 и наружного резинового слоя 3 Марка резины внутреннего резинового слоя — 4327

Новое и старое обозначения рукавов бензосистемы самолетов Як-12Р и Як-12М

№ п/п	№ новых ТУ	По ТУ-1707-55	№ старых ТУ	По ТУ-1707-50р
		новое обозначение (№ чертежа)		Старое обозначение
1	1707-55	1Т4-15	1707-50р	РМНД 4×10 для топлива
2	1707-55	1Т10-15	1707-50р	РМНД 10×17 для топлива

По новому обозначению (ТУ-1707-55) каждый рукав имеет свой номер чертежа Первая цифра чертежа обозначает номер группы, в которую

входит рукав, буква, стоящая за этой цифрой, обозначает тип рукава по назначению, одна или две цифры, стоящие за буквой, обозначают номинальный размер внутреннего диаметра рукава в мм. Цифры, стоящие после тире — обозначают рабочее давление в  $\text{кг/см}^2$ . Например, рукав 1Т4-15 является рукавом первой группы, типа Т — для топлива, внутренний диаметр его 4 мм, рабочее давление 15  $\text{кг/см}^2$ .

Рукава 2, 4 и 5 (см. рис. 100) имеют номер чертежа 1Т4-15, а рукав 19 — 1Т10-15.

Рукава для бензо-, масло- и воздушной системы испытываются на герметичность под давлением, на 25% большим рабочего. Под этим давлением выдерживают рукав не менее 3 минут. Рукав не должен давать течей или вздутий.

Кроме того, проверяются рукава на прочность при давлении в 3 раза большем рабочего, указанного в чертеже. В этом случае плавным повышением давления жидкости рукав доводят до разрушения. Выдержавшим испытание считается рукав, который разрушится при давлении не менее трех рабочих давлений.

Рукава типа Т (для топлива) и М (для масла) испытывают рабочей средой, водой или керосином. Рукава типа В (для воздушной системы) испытывают на герметичность сжатым воздухом или водой, а на прочность — водой или керосином. При испытании сжатым воздухом рукав погружают в воду. При этом следует учитывать возможность появления пузырьков воздуха, вытесненных из-под оплетки, что не является признаком негерметичности рукава.

Наружная поверхность рукавов имеет следующие цвета:

а) черный — все рукава с наружным резиновым слоем и рукава, в номере чертежа которых стоят буквы Г, П и В,

б) желтый — все рукава, не имеющие наружного резинового слоя, в номере чертежа которых стоит буква Т,

в) коричневый — все рукава, не имеющие наружного резинового слоя, в номере чертежа которых стоит буква М.

Маркировка рукава производится сплошной полосой, состоящей из букв, цифр и знаков.

Например 1Т4-15 К125 IV-56 1Т4-15 К125 IV-56 1Т4-15

где 1Т4-15 — номер чертежа рукава,

К — марка завода-изготовителя,

125 — номер партии,

IV-56 — дата выпуска шланга (месяц и год).

Маркировочные полосы должны иметь следующие цвета:

а) черный — на рукавах желтого цвета, в номере чертежа которых стоит буква Т,

б) белый — на рукавах коричневого цвета, в номере чертежа которых стоит буква М, и на рукавах черного цвета, в номере чертежа которых стоит буква Г,

в) желтый — на рукавах черного цвета, в номере чертежа которых стоит буква Т,

г) коричневый — на рукавах черного цвета, в номере чертежа которых стоят буквы М и П;

д) голубой — на рукавах черного цвета, в номере чертежа которых стоит буква В.

Гарантийный срок хранения и эксплуатации рукавов — 3 года, из них эксплуатации — не более двух лет.

### МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

Масляная система самолета (рис. 112) состоит из масляного бака 8, фильтра со сливным краном 13, воздушно-масляного радиатора 12 и рукавов низкого давления РМНД.

Масло из бака 8 по рукаву 9 поступает в фильтр 13, из фильтра по рукаву 16 масло подводится к нагнетающей ступени шестеренчатого масляного насоса 1 двигателя АИ-14Р.

От откачивающей ступени маслоснасоса по рукаву 11 масло попадает в воздушно-масляный радиатор 12. После охлаждения в радиаторе по рукаву 10 масло поступает в бак 8.

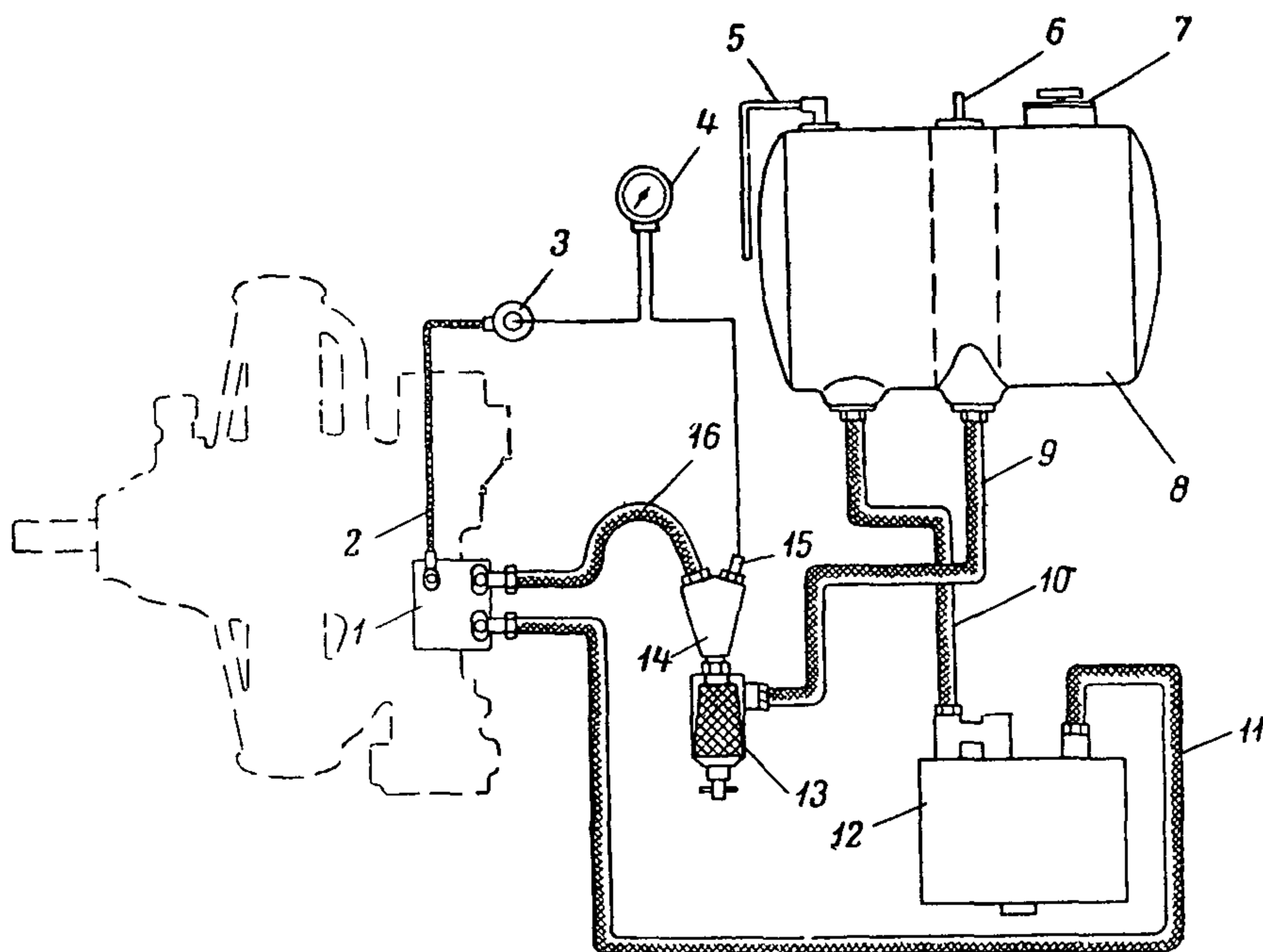


Рис 112 Схема маслосистемы

1—маслонасос мотора АИ-14Р, 2—рукав диаметром 4 мм, 3—приемник манометра масла П-15Б, 4—трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-3К, 5—дренажная трубка 16×14 мм, 6—ось колодца маслобака, 7—заливная горловина, 8—маслобак, 9, 10, 11 и 16—рукава диаметром 16 мм, 12—воздушно-масляный радиатор 04 или 04А, 13—фильтр со сливным краном, 14—карман приемника термометра, 15—приемник П-1 термометра входящего в двигатель масла

Рукава низкого давления от маслобака до помпы и от помпы до бака имеют внутренний диаметр 16 мм

В магистрали подвода масла к помпе за фильтром в специальном кармане установлен приемник П-1 15 термометра входящего в двигатель масла

Карман термометра 14 испытывается при избыточном давлении 1 кг/см<sup>2</sup> в течение 5 минут

Давление масла за помпой контролируется с помощью манометра, входящего в трехстрелочный индикатор 4, установленный на приборной доске в кабине

Приемник манометра 3 на самолете Як-12Р установлен на противопожарной перегородке а на самолете Як-12М — на подкосе моторной рамы около масляного насоса, в связи с этим длина рукава 2 на самолетах Як-12М значительно уменьшена

От помпы 1 масло к приемнику манометра масла П-15Б подводится по рукаву 2 с внутренним диаметром 4 мм. Полная емкость маслосистемы самолета Як-12Р составляет 23,3 л. Емкость маслобака 16,5 л, воздушно-масляного радиатора 4 л, отстойника двигателя 1,4 л и рукавов системы

14 л. Рабочая емкость маслосистемы составляет 18,8 л, так как в бак рекомендуется заливать 12 л масла.

На самолете Як-12М емкость маслобака увеличена до 25 л, заправлять в бак рекомендуется не более 17 л.

Количество масла в баке проверяется анодированной дуралюминовой мерной линейкой (масломером из материала Д-16АТ) толщиной 1,5 мм. Масломер установлен в заливной горловине бака 7 и имеет деления в л.

Минимальное количество масла в баке при котором разрешается производить полет на самолетах Як-12Р и Як-12М — 6 л. Запускать и опробовать двигатель можно при количестве масла в баке не менее 3 л, при этом отстойник двигателя, воздушно-масляный радиатор и рукава маслосистемы должны быть заполнены маслом.

Для разжижения масла бензин подается в магистраль от маслобака 8 к насосу 1 с помощью ЭКР-3 на самолете Як-12Р, а на самолете Як-12М для разжижения установлен электромагнитный запорный клапан 772.

Масло сливается из фильтра 13 и через сливную пробку (или сливной кран) воздушно-масляного радиатора 12.

Маслобак крепится к ложементам на противопожарной перегородке двумя лентами из анодированного дуралюмина Д-16АТ толщиной 0,8 мм.

На последних самолетах Як-12М вместо контрольной проволоки на тандерах лент крепления маслобака устанавливаются булавки.

Дренаж маслобака осуществляется с помощью трубки 5 размером 12×10 мм, выведенной в нижнюю часть капота двигателя.

### Масляный бак

Масляный бак (рис. 113) клепано-сварной конструкции изготовлен из листов мягкого сплава АМцАМ толщиной 1 мм.

Маслобак состоит из двух штампованных половин-обечаек, колодца, диафрагм, трубки и арматуры, изготовленных из алюминиевых сплавов.

Колодец ставится нижней своей частью в гнездо, а в верхней крепится посредством кронштейнов. Крепление хомутов, труб, диафрагм и кронштейнов колодца к обечайкам производится заклепками с обваркой их с внешней стороны. Колодец состоит из неподвижного цилиндра 4 и подвижного стакана 6 управляемого из кабины самолета. При заправке маслосистемы самолета горячим маслом перед запуском двигателя колодец маслобака оставляют открытым, при этом стакан находится в положении II.

Пользуются колодцем прогрева масла в случае подогрева масла в баке или при запуске и прогреве мотора на масле, разжиженном бензином, а также при необходимости обеспечить быстрый прогрев масла.

Для включения колодца перемещают стакан его в положение I.

Обычно выключали колодец при температуре входящего масла не ниже 40°C. При открытии колодца его полость сообщается с полостью бака.

Крепление арматуры и соединение обечаек производится кислородно-ацетиленовой сваркой.

В настоящее время завод выпускает самолеты Як-12М с маслобаками, имеющими неуправляемый колодец. На всех ранее выпущенных самолетах Як-12Р и Як-12М произведена следующая доработка:

1. Подвижной стакан масляного колодца зафиксирован в полностью открытом положении.

2. Сняты ручка, тяга управления колодцем, втулка за приборной доской и кронштейн крепления тяги на фюзеляже.

3. На приборной доске сняты трафареты «Тянуть на себя» и «Прогрев масла».

Каждый маслобак проходит испытание на вибрацию и герметичность. Испытание на вибрацию производится при частоте 2000—2500 коле-

баний в минуту с амплитудой 0,5 мм в течение 30 минут; при этом бак заполняется на 0,8 его емкости (по весу) водой, маслом или керосином. Обычно в бак заливают 12 кг воды

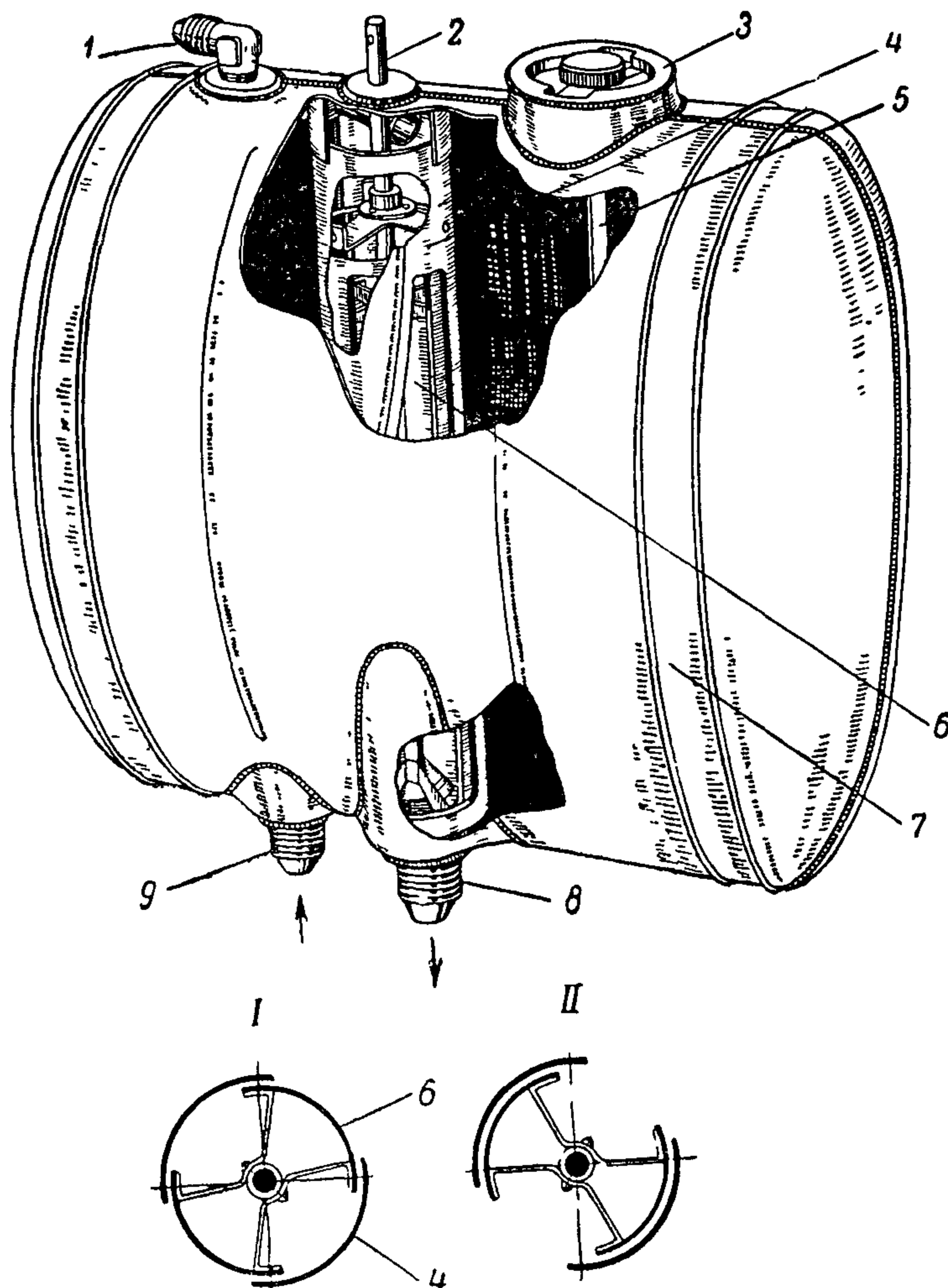


Рис 113 Маслобак

1—штуцер дренажа, 2—ось колодца, 3—заливная горловина, 4—цилиндр колодца, 5—тинейка-масломер, 6—стакан колодца, 7—обечайка бака, 8—штуцер подвода масла к фильтру, 9—штуцер возвратной магистрали (от маслорадиатора), I—колодец закрыт, II—колодец открыт

Испытание на герметичность производится при избыточном давлении внутри бака  $0,25 \text{ кг/см}^2$ . Маслобак погружается в воду комнатной температуры ( $14\text{—}16^\circ\text{C}$ ). Если в течение 5—6 минут не будет обнаружено течи воздуха, то маслобак считается кондиционным. Допускается утечка воздуха только по оси вращения стакана колодца.

### Масляный фильтр со сливным краном

Масляный фильтр расположен на передней стороне правой нижней части противопожарной перегородки и крепится к ней тремя болтами и стяжным хомутом.

Фильтр маслосистемы (рис 114) состоит из корпуса 10, крышки 11,

сетки 5, траверсы 12, сливного крана 1, барашка 2, винта 3, пружины 4; в кармане 6 установлен приемник (П-I) 8 термометра, входящего в двигатель масла

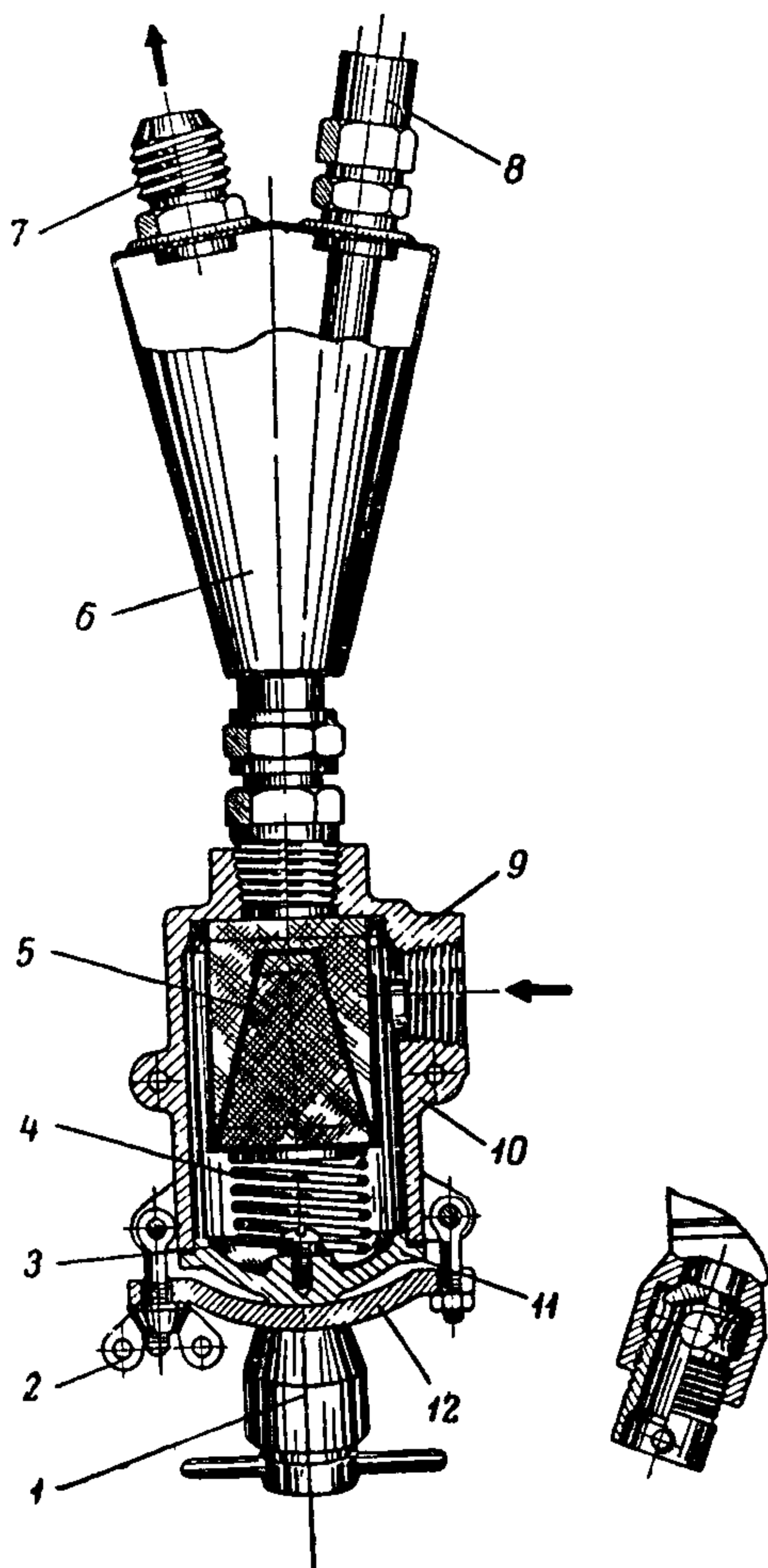


Рис 114 Масляный фильтр со сливным краном

1—сливной кран, 2—барашек, 3—винт, 4—пружина, 5—сетка, 6—карман, 7—штуцер отвода масла к насосу, 8—приемник П-I термометра, входящего в двигатель масла, 9—штуцер подвода масла к фильтру, 10—корпус фильтра, 11—крышка, 12—траверса

Масло из бака поступает к штуцеру 9 и, пройдя через сетку фильра, выходит в карман 6, а затем через штуцер 7 направляется к маслонасосу

Слив масла производится через кран 1

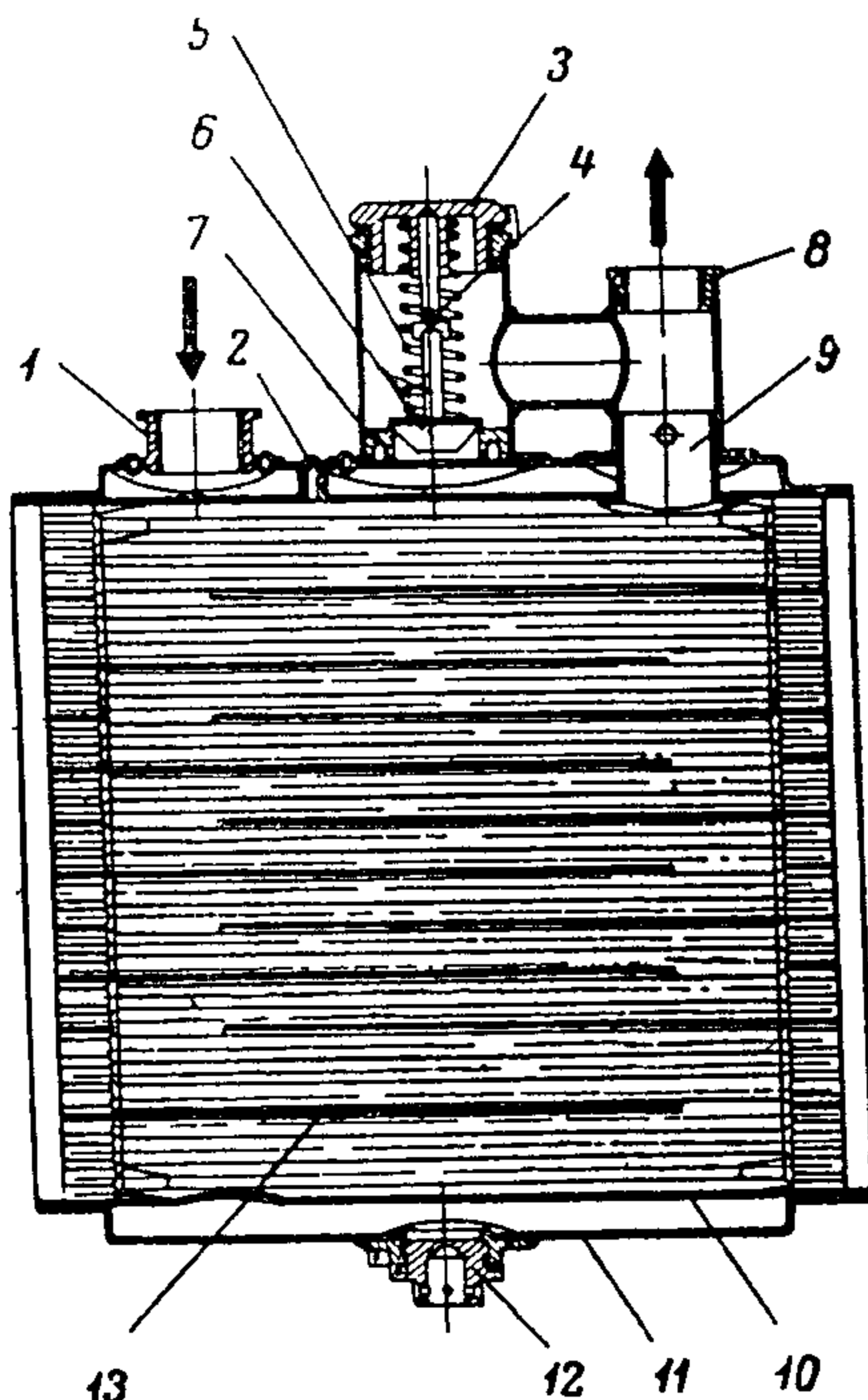


Рис 115 Воздушно-масляный радиатор

1—входной штуцер, 2—перегородка, 3—гайка, 4—направляющая гайка, 5—пружина, 6—грибок клапана, 7—седло, 8—выходной штуцер, 9—пiston, 10—внутренняя обечайка, 11—внешняя обечайка, 12—сливная пробка, 13—перегородка

Для промывки сетки фильтра на самолете Як-12Р необходимо слить масло из бака. На самолете Як-12М маслофильтр имеет специальное перекрывное устройство, позволяющее снимать сетку без слива масла из бака.

### Воздушно-масляный радиатор

Для охлаждения масла, выходящего из двигателя, в маслосистеме самолета установлен воздушно-масляный радиатор (рис 115).

Радиатор смонтирован в туннеле, расположенном внизу за первой рамой фюзеляжа.

Количество воздуха, проходящего через туннель и радиатор, регулируется створкой, установленной за радиатором и управляемой из кабины пилота.



Радиатор крепится в туннеле двумя кронштейнами и двумя стальными лентами с амортизационными прокладками.

Передний кронштейн в двух точках подвешен к нижней трубе первой рамы, а задний кронштейн с помощью хомута соединен с трубой нижней фермы шасси, расположенной между первой рамой и трубой, соединяющей узлы крепления передних подкосов шасси

При подготовке самолета к зимней эксплуатации производится отопление воздушно-масляного радиатора, а перед полетами в зимних условиях при температуре наружного воздуха ниже  $-15^{\circ}\text{C}$  для обеспечения рекомендуемой температуры масла в полете следует установить на масло-радиатор затенитель, который должен закрывать около 30% фронта маслорадиатора

На самолетах Як-12Р и Як-12М устанавливаются воздушно-масляные радиаторы ВМС-04 или ВМС-04А

#### Технические характеристики радиаторов ВМС-04 и ВМС-04А

	ВМС-04	ВМС-04А
Площадь фронта радиатора, $\text{дм}^2$	3	3
Охлаждающая поверхность радиатора, $\text{м}^2$	2,4	2,4
Количество секций	5	9
Количество трубок в радиаторе не более	510	470
Тип трубки	К-7	К-7
Размер трубки, мм	$229 \times 0,15$	$229 \times 0,2$
Емкость радиатора не более, л	4	3,5
Сухой вес не более, кг	10	12
Допускаемое рабочее давление, ат	3	4
Испытание воздухом на давление, ат	4	5
Опрессовка водой, ат	6	8
Разрушающее давление, ат	12	16

По конструкции радиаторы ВМС-04 и ВМС-04А отличаются тем, что радиатор 04 имеет 6 перегородок, а радиатор 04А — 10. В радиаторе 04А перегородки припаиваются к внутренней обечайке, а в радиаторе 04 перегородки не припаиваются, а только плотно пригоняются

Маслорадиатор ВМС-04А (см рис 115) состоит из корпуса и охлаждающих элементов. Корпус радиатора изготовлен из листовой латуни марки Л-62 ГОСТ 931-41 толщиной 1 мм и состоит из наружной 11 и внутренней 10 обечаек. Внутренняя обечайка имеет два отверстия: верхнее — для выхода масла и нижнее — для входа. Наружная и внутренняя обечайки соединены по торцам газовой сваркой.

Охлаждающими элементами являются круглые трубки с внешним диаметром 7 мм и толщиной 0,2 мм из материала марки Л-96. Концы трубок разделаны в виде правильного шестигранника. Трубки плотно прилегают одна к другой разделанными концами. Между трубками остаются узкие протоки. Разделанные концы трубок спаяны между собой и впаяны в корпус радиатора припоем ПОС-50. Изнутри трубки омываются потоком воздуха, а между трубками циркулирует горячее масло.

В верхней части корпуса радиатора приклепаны штуцер 1, к которому подводится масло из двигателя, и два патрубка, соединенные между собой перемычкой. Патрубок меньшего диаметра (32 мм) служит для выхода масла из радиатора, а в патрубок диаметром 45 мм установлен редукционный клапан (изделие 223). Штуцер входа масла в радиатор 1 сообщается с полостью между наружной и внутренней обечайками и отделен от патрубка перегородкой 2.

Патрубок 8 выхода масла из радиатора сообщается с пространством между трубками (через пистон 9) и с патрубком редукционного клапана.

Внутри корпуса радиатора установлены 10 латунных гофрированных перегородок 13 толщиной 0,6 мм. Гофрировка их выполнена по форме разделанной части радиаторных трубок и соответствует рисунку сот. Отогну-



тые кромки перегородок плотно прилегают к стенкам внутренней обечайки и припаиваются припоем ОКБ-34М

В каждой перегородке с одной стороны имеется отверстие, через которое масло перетекает в другую секцию

Таким образом, масло в радиаторе зигзагообразно циркулирует по секциям, последовательно перетекая из одной секции в другую, каждый раз меняя направление движения

Редукционный клапан (изделие 223) установлен для предохранения маслорадиатора от повреждения при повышении давления масла. Повышение давления масла в радиаторе может быть вызвано низкой температурой масла при запуске двигателя. Редукционный клапан является пружинным запорным клапаном.

Грибок клапана 6 своей конусной частью опирается на седло 7, установленное в патрубке, перекрывая тем самым проход маслу. Грибок к седлу прижимается пружиной 5, другой конец которой упирается в гайку 3, ввернутую в штуцер патрубка. Шток грибка при открытии клапана ходит в направляющей втулке гайки, которая имеет в средней части два продольных окна.

В конце штока грибка имеется резьба для закрепления его направляющей гайкой 4, которая входит в окна втулки. Для обеспечения герметичности между штуцером патрубка и гайкой клапана проложена уплотняющая прокладка.

Слив масла из радиатора может быть произведен через сливную пробку 12. Сливная пробка установлена в штуцере, приклепанном к наружной обечайке корпуса. Полость штуцера сообщается с полостью между внутренней и наружной обечайками, а также и с пространством между трубками радиатора. На некоторых радиаторах вместо пробки установлен сливной кран.

Циркуляция масла в радиаторе может происходить по двум схемам:

1 Масло из двигателя поступает к входному штуцеру радиатора 1, далее проходит между наружной и внутренней обечайками и через нижнее отверстие во внутренней обечайке проходит между трубками нижней секции, затем оно последовательно проходит по всем секциям и из последней (верхней) через листон 9 и штуцер 8 выходит из радиатора.

2 Масло из двигателя поступает к входному штуцеру 1, далее проходит между наружной и внутренней обечайками и, минуя соты (при открытом редукционном клапане), поступает к патрубку редукционного клапана, а затем проходит по перемычке к штуцеру 8. Обычно по второй схеме циркулирует холодное масло. В этом случае, вследствие повышенной вязкости масла, резко возрастает сопротивление прохождению его между трубками. Когда давление масла становится выше установленного (более 3—4 ат), открывается редукционный клапан и перепускает его по более короткому пути и с меньшим сопротивлением (между внутренней и наружной обечайками радиатора).

Во время движения масла в радиаторе по второй схеме происходит подогрев масла, находящегося между трубками. По мере прогрева масла вязкость его снижается, а следовательно, уменьшается и сопротивление при прохождении между трубками. В результате этого при работе двигателя масло, постепенно прогреваясь, начинает циркулировать и между трубками, давление в радиаторе снижается, редукционный клапан закрывается и масло начинает циркулировать по первой схеме.

### Трубопроводы

Гибкие трубопроводы маслосистемы самолетов Як-12Р и Як-12М являются рукавами низкого давления РМНД (см. рис. 111). Марка внутреннего резинового слоя 4410.

Новое и старое обозначения рукавов маслосистемы самолетов Як-12Р и Як-12М:

№ п/п	№ новых ТУ	По ТУ-1707-55	№ старых ТУ	По ТУ-1707-50р
		новое обозначение (№ чертежа)		Старое обозначение
1	1707-55	1М4-15	1707-50р	РМНД 4×10 для масла
2	1707-55	1М16-15	1707-50р	РМНД 16×24,5 для масла

Соединения в маслосистеме такие же, как и в бензосистеме, причем дюритовые шланги маслосистемы имеют по наружной поверхности две продольные отличительные полосы коричневого цвета.

ОТОПЛЕНИЕ КАБИНЫ САМОЛЕТА

Как известно, с выхлопными газами мотора выбрасывается в атмосферу большое количество тепла, выделяемого сгорающим топливом (около 1/3). Поэтому весьма заманчивой является идея использования тепла выхлопных газов для отопления кабины самолета

На самолетах Як-12Р установлена конвективная система отопления кабины самолета с одним теплообменником (обогревателем). При конвективной системе отопления в кабину самолета подается нагретый воздух. Тепло, которое несет с собой этот воздух, распределяется затем по кабине путем конвекции

- Система отопления самолета Як-12Р (рис 116) состоит из

  - 1 Заборника воздуха, установленного в жалюзи мотора с правой стороны.
  - 2 Теплообменника

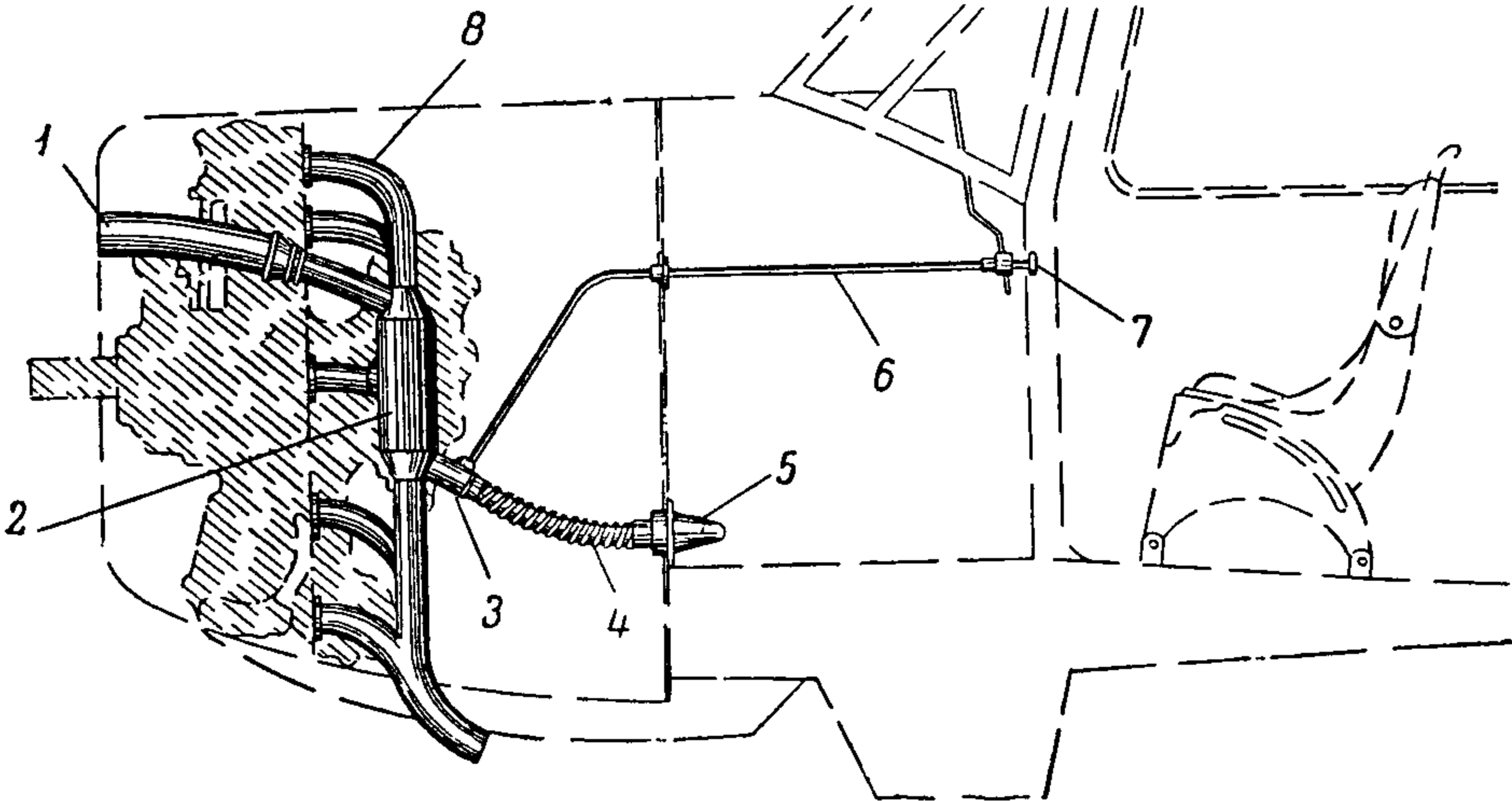


Рис 116 Система отопления на самолете Як-12Р

1—заборник воздуха, 2—теплообменник, 3—заслонка, 4—гибкий рукав, 5—раструб, 6—тяга управления заслонкой, 7—ручка управления, 8—патрубок выхлопного коллектора

- 3 Заслонки.

4 Гибкого рукава, установленного между теплообменником и раструбом

5 Раструба, установленного на противопожарной перегородке

6 Тяги управления заслонкой

7 Ручки управления заслонкой, установленной на приборной доске в кабине самолета

Для увеличения поверхности нагрева на патрубок выхлопного коллектора 8 по внешнему контуру приварены точечной сваркой ряд пластин

В полете поступающий в заборник 1 холодный воздух проходит в теплообменник 2 и, омывая патрубок выхлопного коллектора 8, нагревается, при открытой заслонке 3 нагретый воздух по гибкому рукаву 4 через раструб 5 подается в кабину самолета

Летом при снятом теплообменнике на раструб одевается заглушка и закрепляется при помощи валика. При установленном теплообменнике заглушку поставляют с одиночным комплектом.

Управление заслонкой системы отопления осуществляется из кабины с помощью тяги 6 и ручки 7

Для открытия заслонки ручка вытягивается на себя, при полностью открытой заслонке ручка вытянута на 44 мм

В горизонтальном полете на высоте 500 м при температуре наружного воздуха  $-33^{\circ}\text{C}$  температура нагретого воздуха, входящего в кабину у раструба 5, составляет  $+55^{\circ}\text{C}$ , при этом скорость по прибору 150 км/час, а обороты двигателя 1730 об/мин. В этих же условиях температура воздуха в кабине у второго ряда кресел на уровне ног пассажира  $-21^{\circ}\text{C}$ . Заслонка системы отопления открыта полностью.

В горизонтальном полете на высоте 500 м при температуре наружного воздуха  $-18^{\circ}\text{C}$  при скорости по прибору 135 км/час и 1450 об/мин температура нагретого воздуха, входящего в кабину, у раструба 5 составляет  $+55^{\circ}\text{C}$ , а у второго ряда кресел  $-8^{\circ}\text{C}$ . Заслонка открыта полностью.

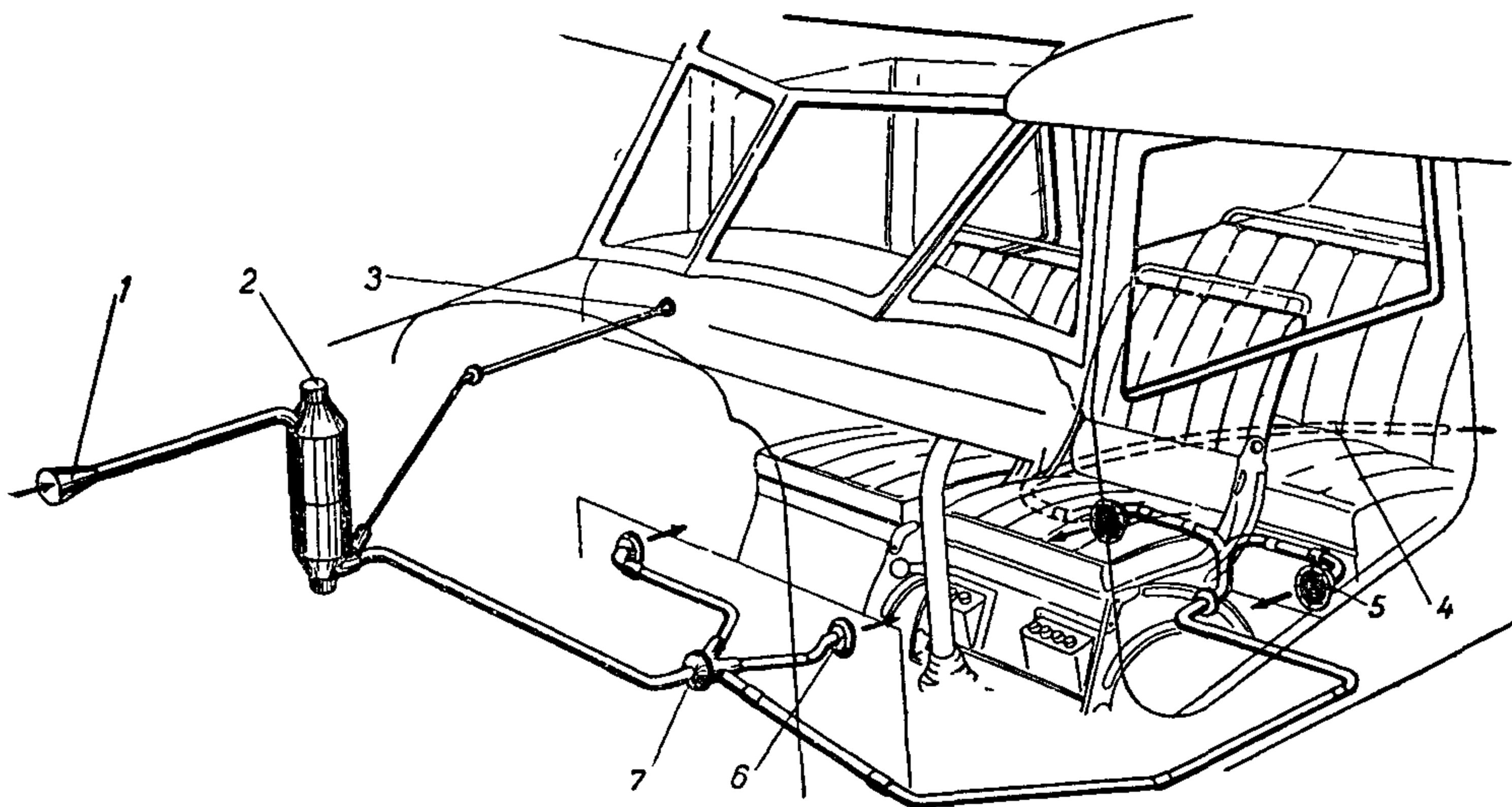


Рис 117 Система отопления на самолете Як-12М.

1—заборник воздуха, 2—теплообменник, 3—ручка управления заслонкой, 4—трубопровод подвода теплого воздуха к больному, 5—выход теплого воздуха к ногам пассажира, 6—выход теплого воздуха, 7—раструб на противопожарной перегородке

Небольшой перепад температур наружного воздуха и воздуха в кабине у второго ряда кресел при полностью включенном отоплении объясняется недостаточными теплоизоляцией и герметизацией кабины самолета

На самолете Як-12М (рис 117) система отопления изменена.

От раструба 7 на противопожарной перегородке нагретый воздух подводится к четырем точкам к ногам пилота 6 и трех пассажиров; в сани-

тарном варианте возможна подача теплого воздуха к больному по трубопроводу 4 (показано на рисунке пунктиром).

Преимущества системы отопления с использованием тепла выхлопных газов

- 1) простота конструкции;
- 2) относительно небольшой вес,
- 3) простота эксплуатации.

Недостатки системы:

1) возможность образования трещин на выхлопном коллекторе и, как следствие, заражение нагреваемого воздуха окисью углерода,

2) для отопления кабины на земле перед полетом требуется аэродромный источник тепла, так как система не обогревает кабину самолета при неработающих двигателях.

## Глава IX. МОДИФИКАЦИЯ САМОЛЕТА

### САМОЛЕТ Як-12М В СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОМ ВАРИАНТЕ

Самолет Як-12М в сельскохозяйственном варианте может быть использован с оппыливателем или опрыскивателем

Самолет Як-12М с оппыливателем предназначен для

1) подкормки минеральными удобрениями сельскохозяйственных культур,

2) рассеивания ядовитых веществ для борьбы с разносчиками заболеваний (малярийный комар, мыши и т п),

3) рассеивания ядовитых веществ для борьбы с вредными насекомыми (саранча, свекловичный долгоносик, вредители хлопчатника, черепаха и т п)

Установка оппыливателя состоит из

1) бака из нержавеющей стали емкостью 470 л,

2) шестилопастного ветряка с редуктором, смонтированного на несущей колонке на верхней части бака,

3) вала с мешалками и дозирующими дисками, расположенного в баке,

4) дозирующей горловины в нижней части бака, при помощи которой достигается различная дозировка распылителя,

5) распылителя (отражателя), расположенного ниже дозирующей горловины бака под фюзеляжем

На рис 118 показана установка распылителя под фюзеляжем самолета Як-12М, а на рис. 119 — шестилопастной ветряк с редуктором на несущей колонке

Управление сельскохозяйственной аппаратурой как в варианте с оппыливателем, так и с опрыскивателем осуществляется специальной ручкой на левом борту фюзеляжа в кабине. Ручка соединена тягами с заслонкой дозирующей горловины и тросом в гибкой оболочке с тормозом ветряка. В полете при отклонении ручки управления вверх тормоз освобождает ветряк, который под воздействием воздушного потока, вращаясь, приводит в действие вал с мешалками. Одновременно с этим открывается заслонка горловины. Порошкообразные ядовитые вещества или минеральные удобрения, перемещиваясь в баке, через горловину попадают в распылитель и под воздействием встречного потока воздуха распыливаются.

Самолет Як-12М с опрыскивателем (рис 120) может быть использован для

1) опрыскивания ядовитыми веществами полей, садов и виноградников, для борьбы с яблонной молью, паршой и вредителями виноградной лозы,

2) разбрызгивания ядовитых веществ для борьбы с вредными насе-

комыми (саранча, свекловичный долгоносик, вредители хлопчатника, черепашка и т.п.)

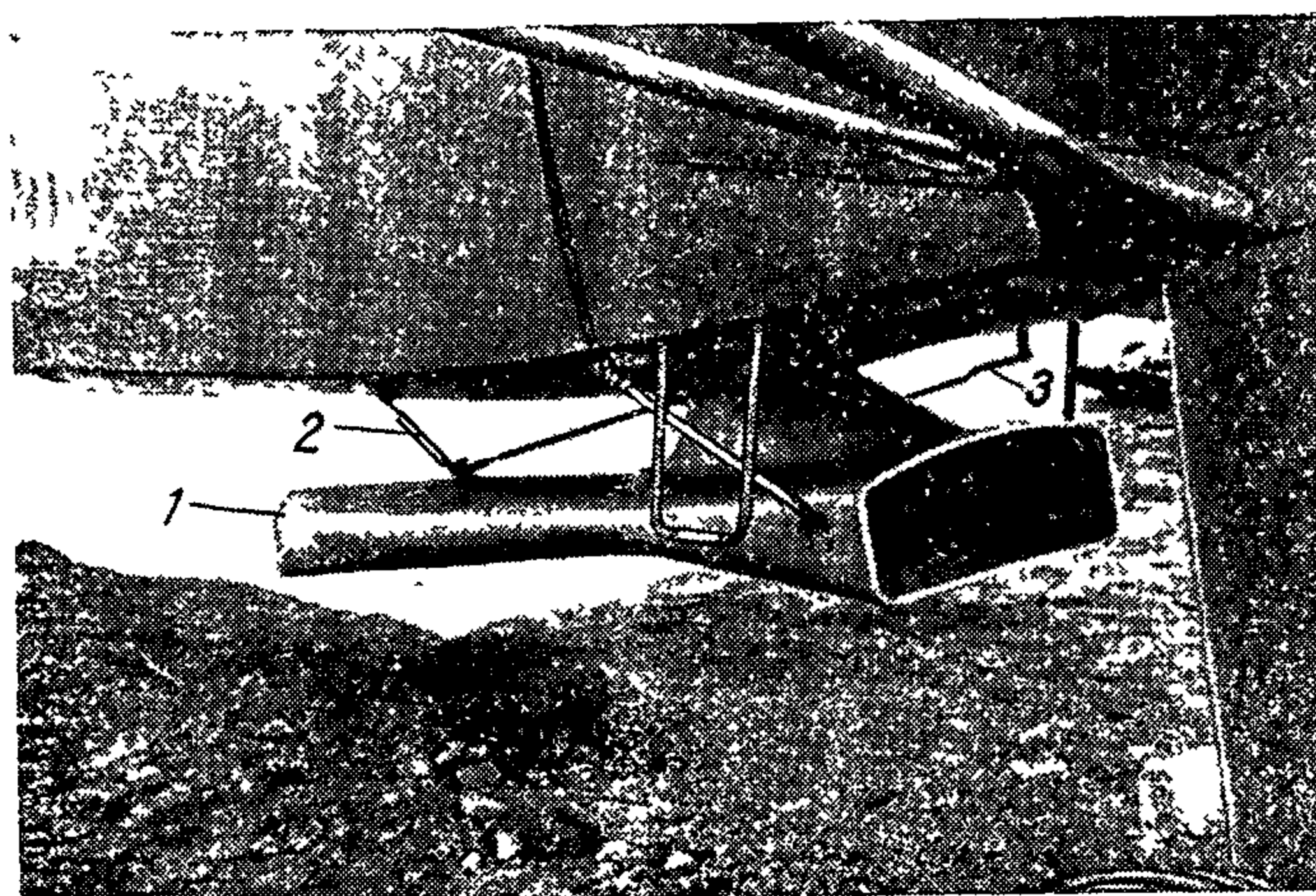


Рис 118 Установка распылителя на самолете Як-12М  
1—распылитель, 2—подкос крепления распылителя к фюзеляжу, 3—тяга управления дозировщиком

Установка опрыскивателя состоит из следующих частей

- 1) бака емкостью 470 л с гидравлической мешалкой,
- 2) насосного агрегата,

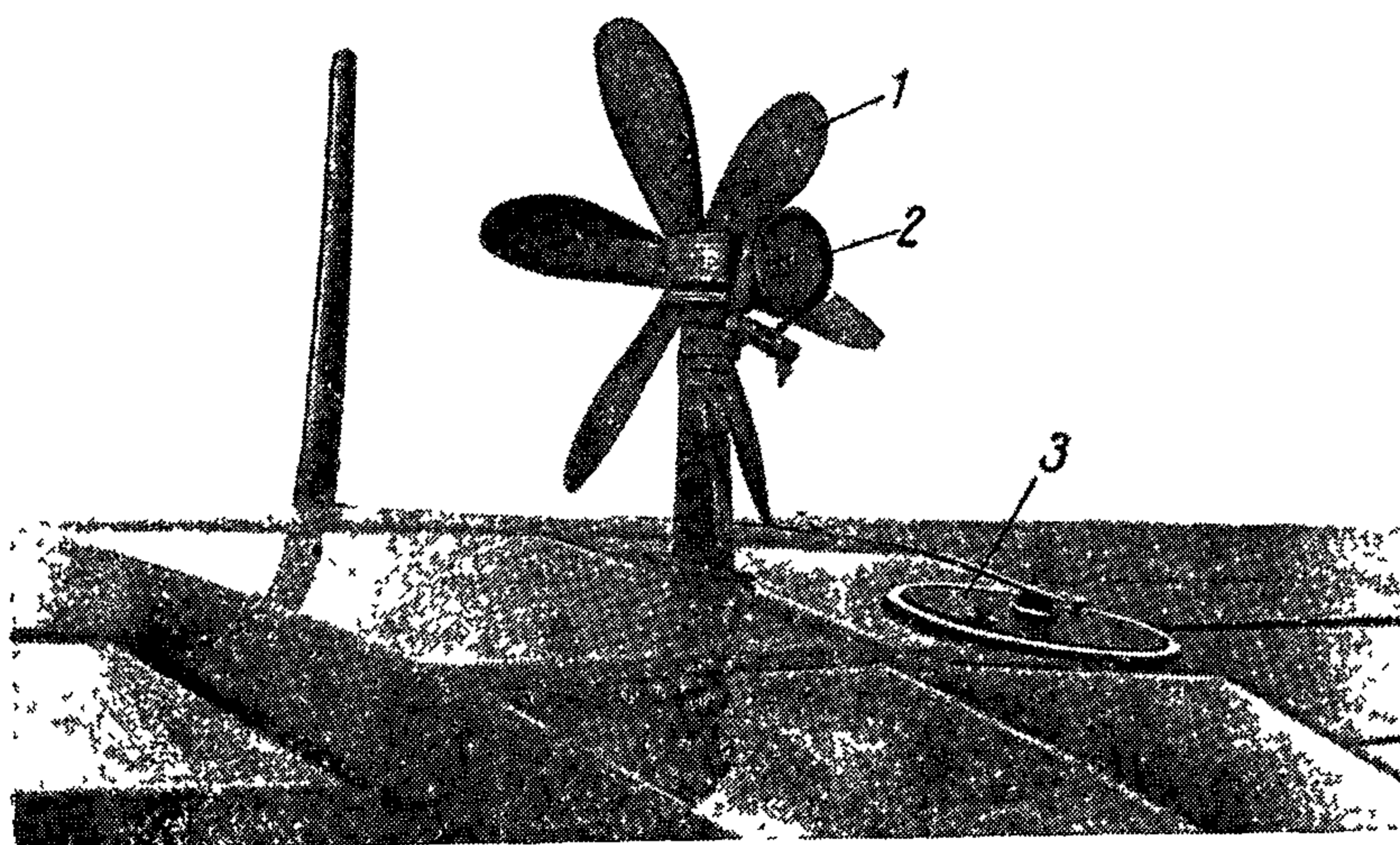


Рис 119 Ветряк, тормоз и люк.  
1—шестилопастный ветряк, 2—тормоз; 3—люк

3) штанги с насадками-распылителями, расположенными под подкосами и консольными частями крыла

Насосный агрегат состоит из четырехлопастного ветряка с тормозным устройством, насоса АОД-СЗ и питающей трубы.

В полете при отклонении ручки управления вверх тормоз освобождает ветряк, который, вращаясь под воздействием воздушного потока, приво-

дит в действие центробежный насос. Одновременно с этим открывается клапан, через который жидкость поступает из бака в штанги и далее через насадки-распылители в атмосферу.

На рис. 120 пунктиром показаны контуры самолета (вид спереди), а сплошными линиями — насосный агрегат 1, штанга 2, распылитель 3 и кронштейны подвески штанги 4.

За последнее время в конструкцию сельскохозяйственной аппаратуры самолета Як-12М внесены следующие изменения.

а) Ручное управление аппаратурой заменено пневматическим от воздушной системы самолета.

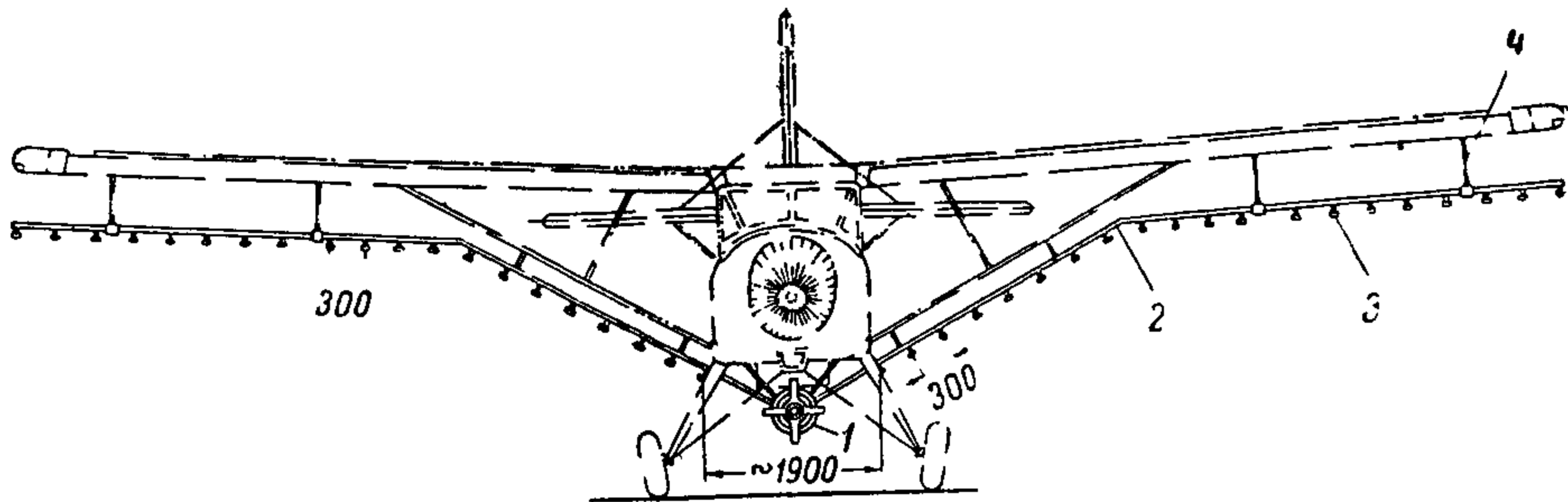


Рис 120 Установка опрыскивателя на самолете Як-12М

1—насосный агрегат, 2—штанга, 3—распылитель жидкости, 4—кронштейн подвески штанги к крылу

б) Заменена конструкция рычажной системы управления дозировщиком, доработаны внешний цилиндр дозировщика и распылитель химиката

в) Изменено уплотнение зазоров между цилиндрами дозировщика и между дозировщиком и трубой распылителя. Уплотнение между цилиндрами дозировщика выполнено в виде цилиндрического кольца с двойными стенками. Уплотнение между дозировщиком и трубой распылителя выполнено в виде хлорвинилового чехла.

г) Упрощено крепление распылителя сыпучих химикатов на самолете. Вместо четырех задних подкосов, крепящих распылитель к фюзеляжу, он крепится к выпускной горловине бака через дополнительный фланец четырьмя болтами с крючками.

д) Уменьшен диаметр лопасти ветряка опылителя (для снижения его мощности и уменьшения нагрузок на лопасти, червячную шестерню редуктора и другие детали)

е) В опрыскивателе установлено десять дополнительных штуцеров с распылителями жидкости на подфюзеляжной части штанг (для устранения разрыва в плотности опрыскивания).

### САНИТАРНЫЙ ВАРИАНТ САМОЛЕТА

Самолеты Як-12Р и Як-12М в санитарном варианте обеспечивают возможность погрузки и транспортировки одного носилочного больного, одного сидячего больного при одном сопровождающем медработнике или трех сидящих больных.

Санитарное оборудование самолета обеспечивает возможность ухода за больными в течение всего полета.

На борту самолета находятся термос, поильник и «утка».

В санитарном варианте самолета Як-12М пассажирское оборудование с самолета снимается и к узлам, предусмотренным в полу кабины, крепятся стандартные носилки.

Для переоборудования грузового самолета в санитарный необходимо:

1 На пол, за креслом пассажира (3-я секция) поставить на винты



подставку для «утки» «Утка» в подставке крепится резиновым амортизатором

2 На кнопки, установленные на правой окантовке пассажирской двери и внутренней зашивке, поставить сумку для поильника. Ремень сумки закрепить на трубе верхнего лонжерона между рамой № 3 и 4

3 При установке носилок правая откидная спинка первой секции грузового пола должна быть закрыта, кронштейны носилок подняты

4 В зимнее время по правому борту устанавливается труба обогрева. Для установки этой трубы необходимо снять наконечник обогрева, установленный на третьей секции пола кабины пилота справа. На место снятого наконечника установить трубу обогрева, которую закрепить винтами к полу грузового отсека

5 Носилки с ботыным вводятся в кабину через грузовую дверь по направляющим профилям первой и второй секции грузового отсека

Носилки поставить на кронштейны

Задние ножки носилок должны стоять на подпятниках третьей секции пола грузового отсека

Задние ручки носилок закрепить ремнями к скобам, установленным на полу

Левая передняя ручка крепится ремнем к скобе кресла пассажира

В сумку положить поильник

Поставить термос в кронштейн, установленный внизу слева на раме 3.

#### САМОЛЕТ Як-12Р В УЧЕБНОМ ВАРИАНТЕ

На самолете Як-12Р в учебном варианте (рис 121) установлены

- 1 Второе управление элеронами, рулем высоты и рулем поворота.
- 2 Второе управление тормозами колес шасси
- 3 Второе управление нормальным газом двигателя

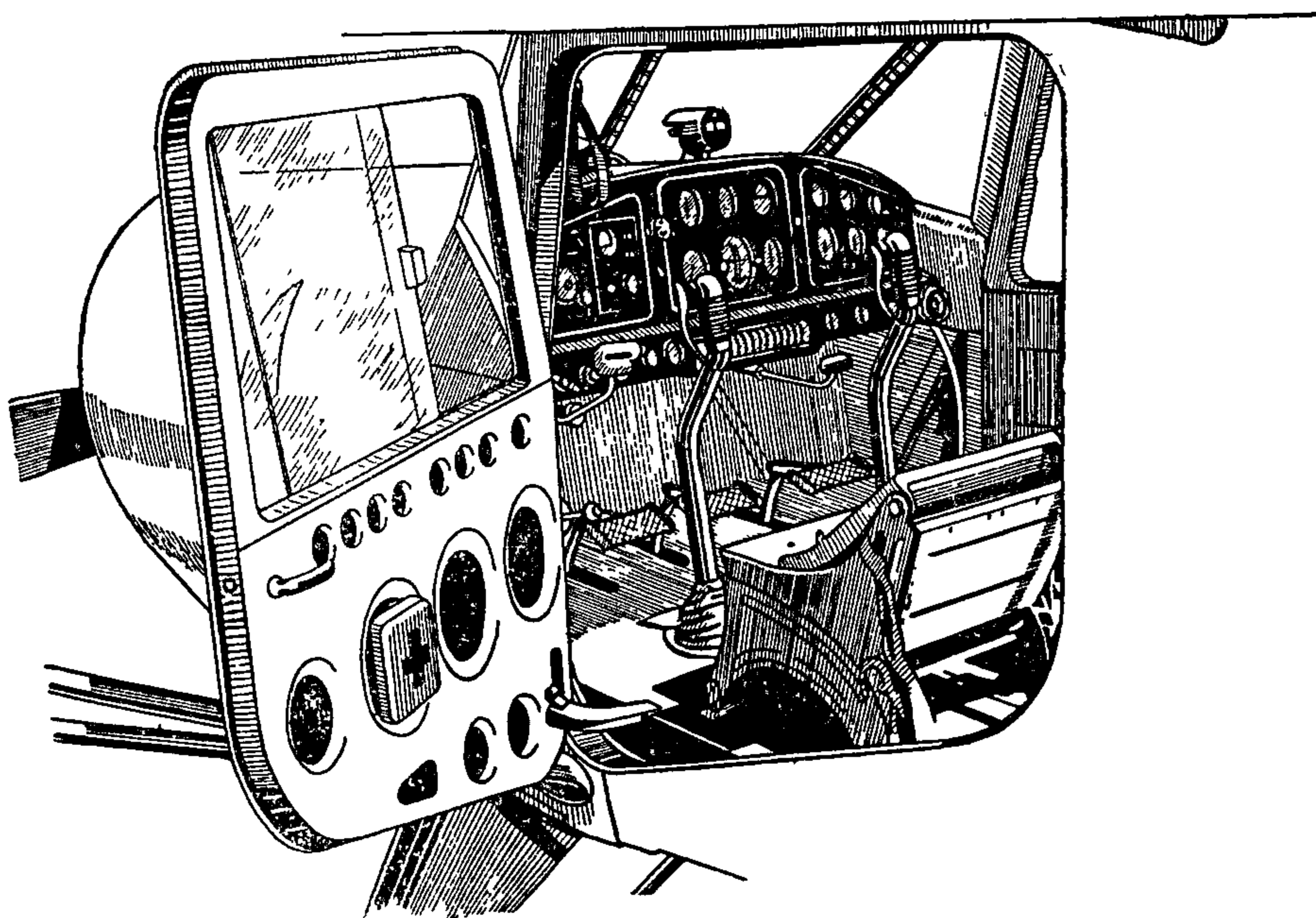


Рис 121 Общий вид кабины самолета Як-12Р в учебном варианте

- 4 Дополнительный тумблер выключения зажигания двигателя (на приборной доске)



С самолета снят сошник и произведены доработки пола и багажника, обеспечивающие размещение агрегатов двойного управления

В связи с тем, что при двойном управлении возрастают усилия, приходящиеся на его элементы, на самолете установлена тросовая проводка диаметром 3,5 мм (взамен проводки диаметром 3 мм). Это в свою очередь, привело к замене направляющих роликов, на ролики с увеличенной канавкой

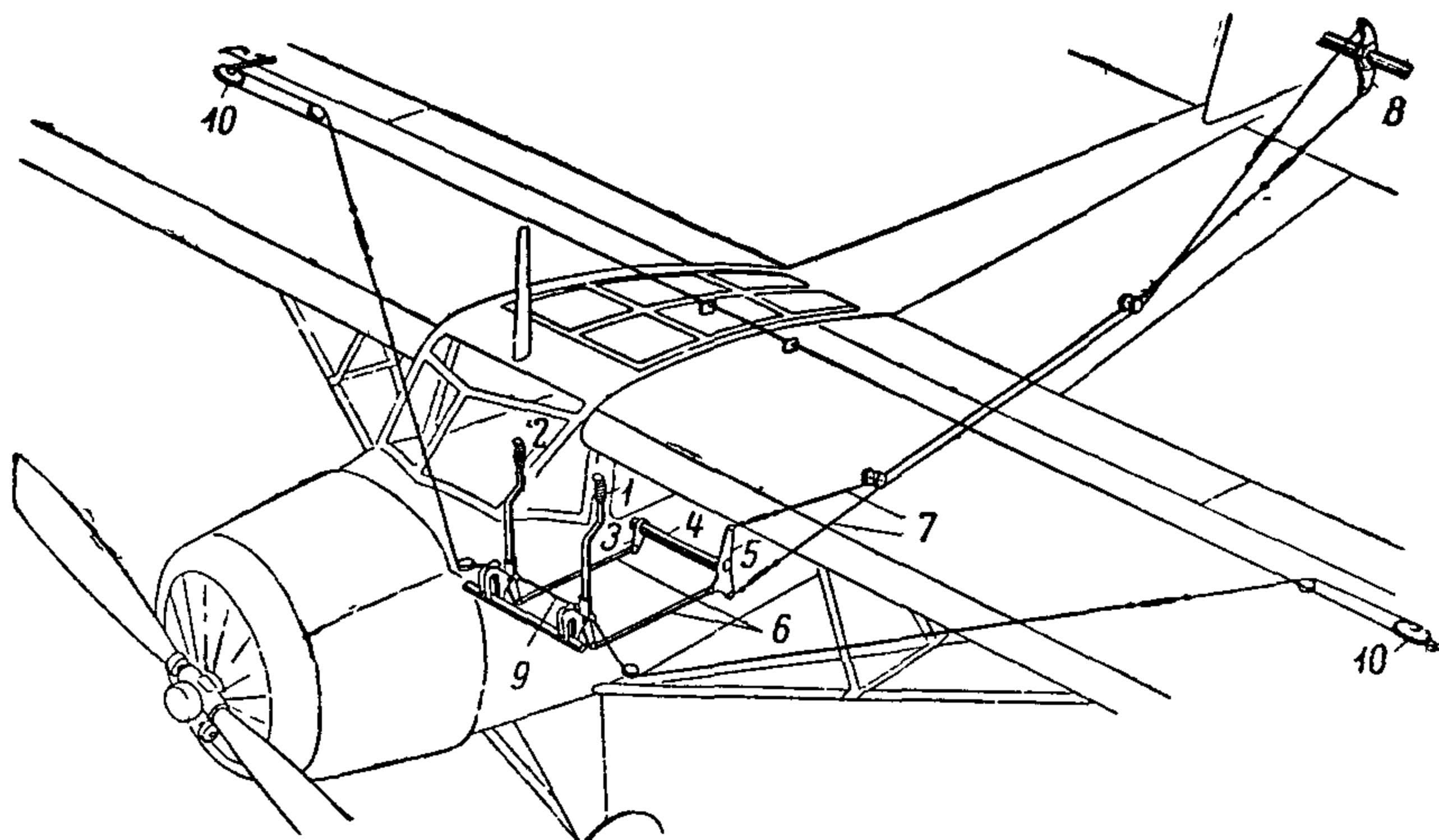


Рис 122 Управление рулем высоты и элеронами

1—ручка управления учлета, 2—ручка управления инструктора, 3—качалка  
4—поперечный вал, 5—двуплечая качалка, 6—тяги, 7—тросовая проводка, 8—качалка руля высоты, 9—трос двойного управления элеронами, 10—ролики управления элеронами

Управление рулем высоты и элеронами состоит (рис 122) из основной 1 и дополнительной 2 ручек управления самолетом, тяг 6, вала 4, качалок 3 и 5, тросовой проводки 7 с тандерами для регулировки и направляющих роликов

Конструкция основной и дополнительной ручек, а также их карданное крепление к раме № 2 фюзеляжа аналогичны конструкции и креплению ручки управления на обычном самолете Як-12Р. Обе ручки синхронно отклоняются «на себя» на 15,5—18,5°, «от себя» — на 7—9°, и вправо и влево на 15° от нейтрального положения

Отклонение ручек ограничивается резиновыми упорами, которые на сварных хомутах крепятся к трубам фюзеляжа, крайние положения регулируются соответствующей установкой упоров. Обе ручки снабжены тормозными рычагами (гашетками).

Управление элеронами осуществляется при помощи троса, соединяющего обе ручки в их нижней части. Далее, от каждой ручки тросы через направляющие ролики в нижней части фюзеляжа (у рамы № 2) и у нервюры крыла подходят к роликам управления элеронами

Ролики управления элеронами объединены общей тросовой проводкой, проходящей через крыло и кабину. Имется замкнутая тросовая система. Поэтому отклонение каждой ручки вызывает аналогичное перемещение другой ручки и соответствующее отклонение элеронов

Ручки объединяются между собой общим тросом диаметром 3,5 мм. Для регулировки его натяжения в месте крепления троса к левой ручке установлен тандер. Общая длина троса между концевиками, включая тандер составляет 422 мм. Концевники троса крепятся к ручкам шарнирно при помощи болтовых соединений

Управление рулем высоты — смешанной конструкции. Осуществляет-

ся оно при помощи тяги 6 и поперечного вала 4, передающих перемещение дополнительной ручки 2 на качалку 5 основного управления. От качалки 5 через тросовую проводку, проходящую по направляющим роликам, установленным на рамах 4,5 и 7 фюзеляжа, перемещения ручки передаются на качалку 8 руля высоты и вызывают его отклонение в соответствующую сторону.

Тяги 6 выполнены из алюминиевого сплава и крепятся к ручкам управления при помощи ушковых болтов. Для предупреждения изменения установленной длины тяг, они крепятся при помощи стяжных хомутов и конгровочных муфт. Другим своим концом тяга 6 дополнительного управления присоединяется к одноплечей качалке 3. Качалка изготовлена из алюминиевого сплава Д16АТ и крепится к валу 4 при помощи восьми заклепок диаметром 4 мм, расположенных равномерно по окружности. В нижней части качалки запрессован шариковый подшипник (ГОСТ 5720-51) с внешним диаметром 19 мм, к которому и подходит тяга.

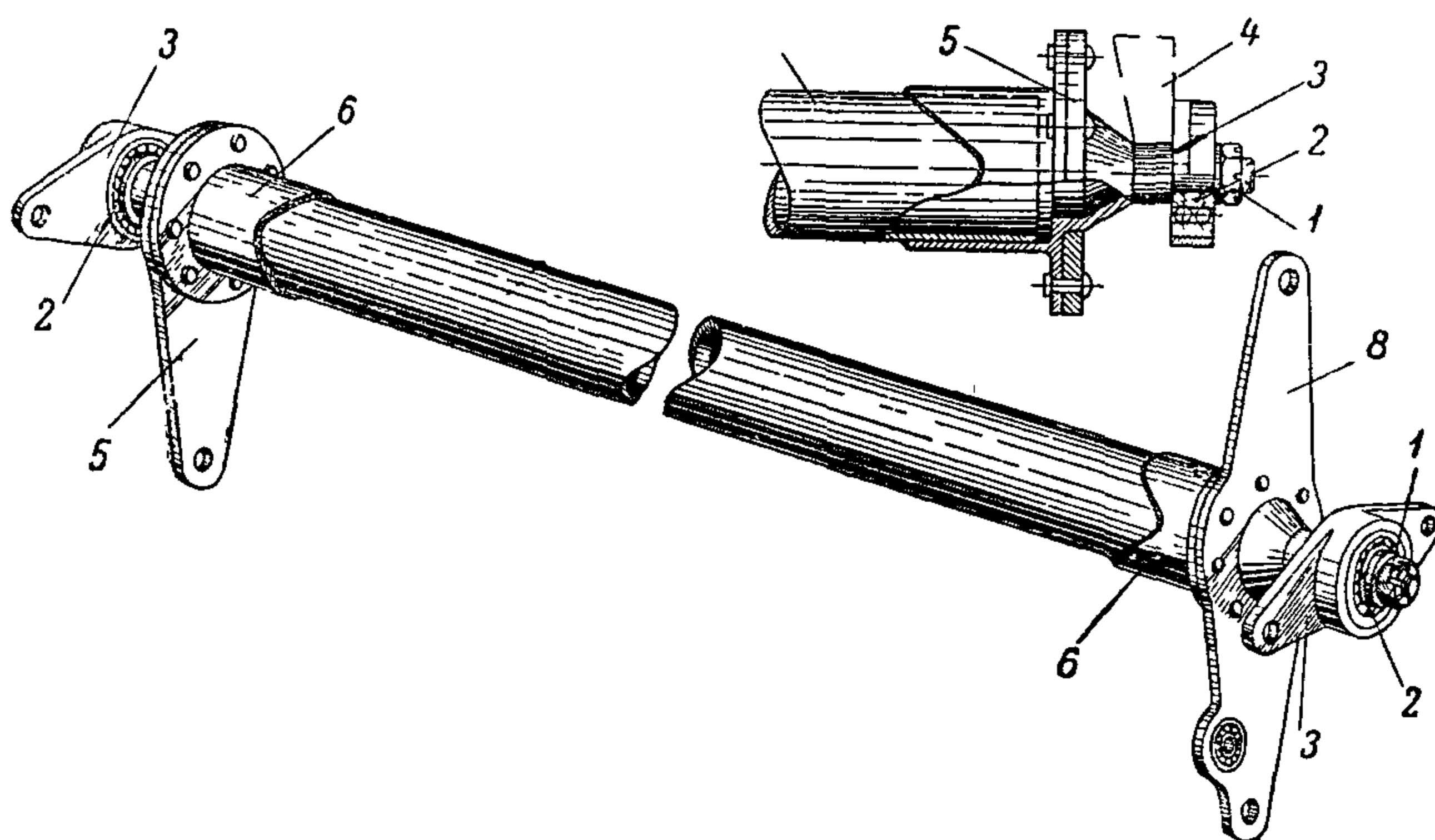


Рис 123 Поперечный вал двойного управления рулем высоты  
1—гайка, 2—подшипник, 3—фланец, 4—кронштейн подвески вала, 5—качалка, 6—цапфа, 7—труба, 8—двуплечая качалка

Через тягу и качалку отклонение ручки передается на вал (рис 123). Вал состоит из трубы 7  $40 \times 37,5$  мм длиной 502 мм и двух приваренных к ней цапф 6. К правой цапфе приклепывается одноплечая качалка 5 дополнительного управления, к левой — двуплечая качалка 8 основного управления. На оси цапф устанавливаются шарикоподшипники 2 с фасонными обоймами. В каждой обойме предусмотрено по два сверления диам 6 мм для крепления вала к кронштейнам 4, приваренным к трубам фюзеляжа. Подшипники 2 фиксируются на цапфе корончатыми гайками 1.

Двуплечая качалка 8 основного управления изготовлена из алюминиевого сплава Д16Т. Она крепится к цапфе 6 при помощи восьми заклепок диам 4 мм, расположенных равномерно по окружности.

У нижней части качалки 8 установлен шарикоподшипник (ГОСТ 5720-51) с диаметром внешней обоймы 19 мм, к которому подходит наконечник тяги, передающей отклонение основной ручки.

На каждом плече качалки 8 просверлены отверстия диам 8 мм, в которые запрессованы втулки для болтов крепления тросовой проводки руля высоты.

**Управление рулем поворота** (см. рис. 124). Управление рулем поворота — смешанной конструкции и состоит из основных 1 и дополнительных 2

педалей, качалок 4 и 9, тяг 3 и 6, тросовой проводки 10 с тандерами, направляющих роликов и качалки управления рулем поворота.

Отклонение, например, правой педали инструктора вызывает поворот качалки 4 против хода часовой стрелки, что приводит к отклонению тяги 6 и такому же повороту качалки 9. Вращение качалки 9 вызывает натяжение троса, идущего к правому плечу качалки руля поворота.

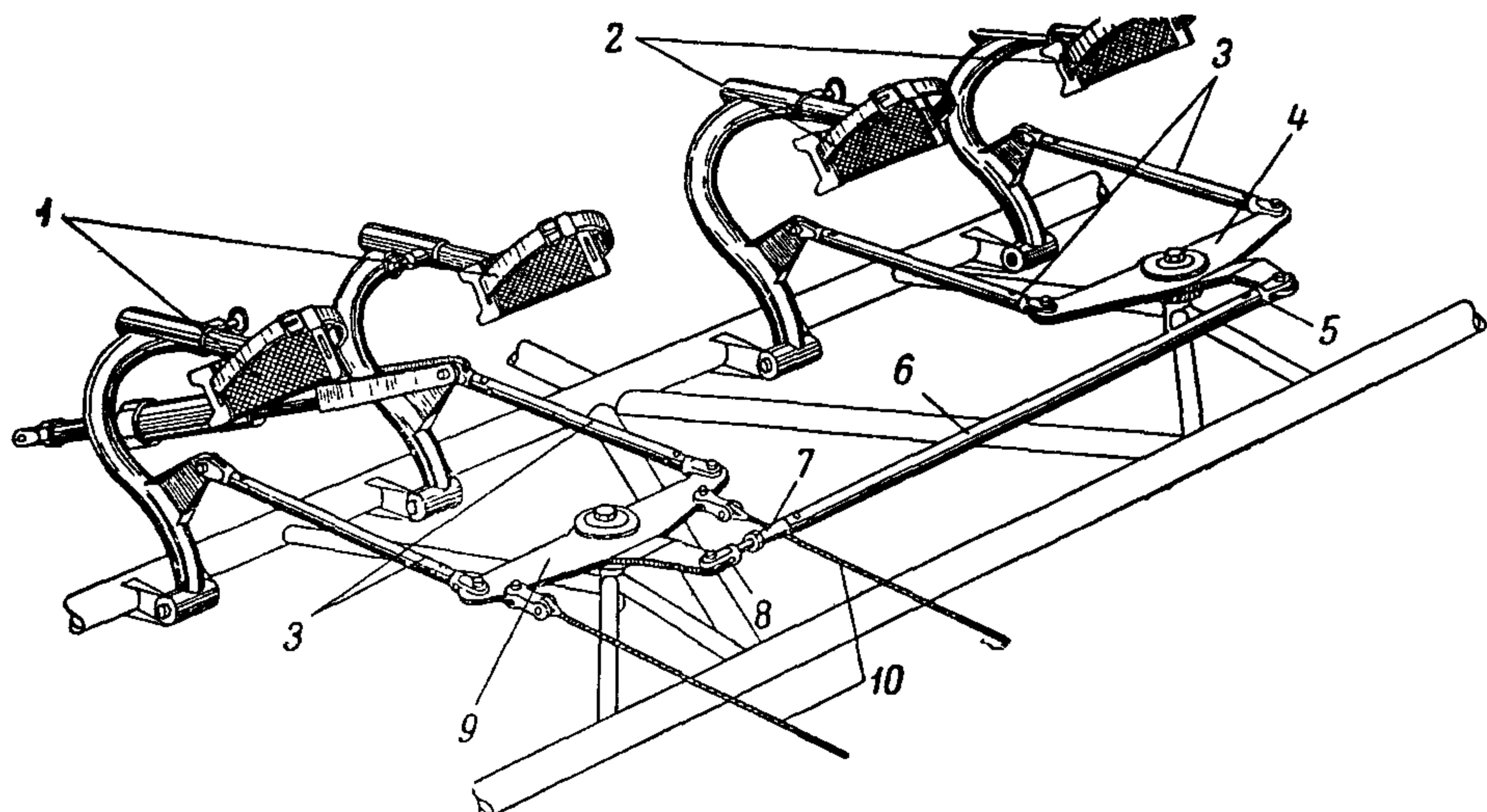


Рис 124 Управление рулем поворота

1—основные педали, 2—дополнительные педали, 3—тяги, 4—качалка, 5—стакан, 6—тяга, 7—наконечник, 8—ушковыи болт, 9—качалка, 10—тросовая проводка

Конструкция основных 1 и дополнительных 2 педалей и их крепление к трубе фюзеляжа такие же, как и на обычном самолете Як-12Р

Педали регулируются по росту пилота. Для удобства пользования рабочие поверхности подножек педалей гофрированы и снабжены ремнями. Расстояние между осями двух подножек одной пары педалей составляет 300 мм, ход педалей 120 мм и ограничивается упорами, укрепленными к полу кабины.

Для подвески дополнительных педалей к поперечной трубе фюзеляжа приварены четыре кронштейна, к которым педали крепятся при помощи болтовых соединений.

К нижней части каждой педали приварены кронштейны, от них к качалкам 4 и 9 идут тяги 3. Качалки устанавливаются на пирамидах, приваренных к трубам фюзеляжа.

Качалки выполнены из алюминиевого сплава Д16А. От нейтрального положения качалки отклоняются на  $23^\circ$ . Крепление качалок к фермам фюзеляжа такое же, как и на обычном самолете Як-12Р.

Каждая качалка имеет по три плеча. Два крайних из них служат для крепления тяги 3 от педалей и одно, среднее — для тяги 6, синхронизирующей отклонение педалей. Тяга 6 выполнена из алюминиевого сплава Д1Т. В один конец тяги ввинчивается стакан 5 с вильчатым ушком, а в другой — наконечник 7 с внутренней резьбой.

В наконечник ввертывается вильчатый болт 8, который зажимается гайкой. Вильчатый болт 8 в сочетании с наконечником 7 позволяет регулировать длину тяги 6.

На качалке 9 предусмотрены две втулки, к которым подходит тросовая проводка 10 руля поворота.

**Управление нормальным газом двигателя.** Для обеспечения возможности управления дроссельной заслонкой карбюратора с правого си-



и 12. К правому рычагу 4 крепится тяга 2 ручки управления нормальным газом 1 инструктора.

Узел крепления состоит из вилки 7, которая входит в тягу 8. Тяга 8 крепится к тяге 2 двумя болтами 9. Вилка 7 зажимается корончатой гайкой 10.

К левому рычагу 12 вала 11 крепится тяга ручки управления нормальным газом учлета. Крепление осуществляется при помощи хомута 15, надеваемого на тягу 17, с ушком 13, которое входит в гребенку рычага. Чтобы предупредить перемещение хомута по тяге 17, устанавливается ограничительный болт 14.

Конструкция остальных элементов двойного управления нормальным газом двигателя такая же, как и на обычном самолете Як-12Р.

**Управление тормозами.** Управление тормозами (рис 126) обеспечивает возможность торможения колес основного шасси с обоих пилотских мест — с места учлета и с места инструктора.

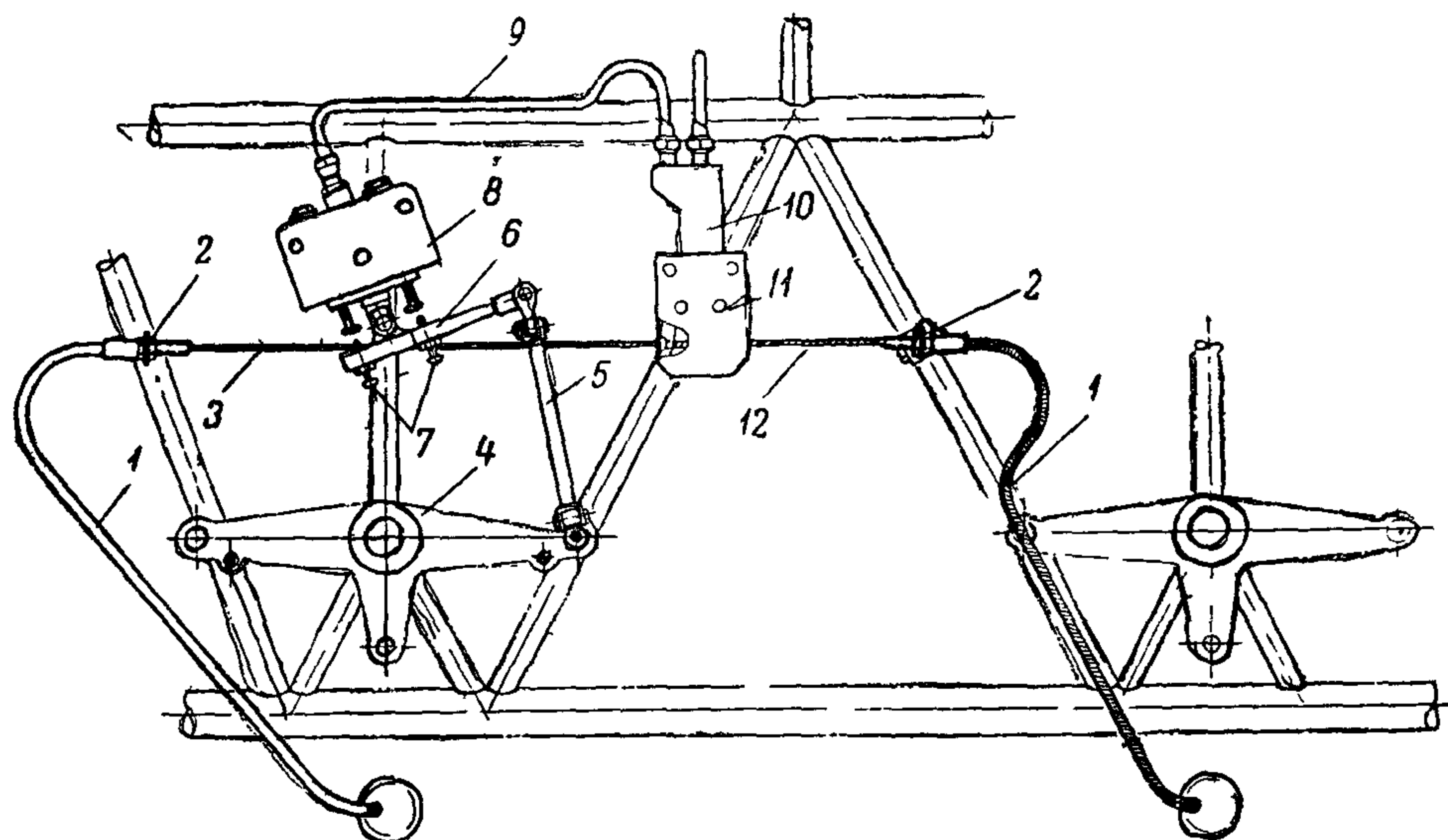


Рис 126 Управление тормозами.

1—трос, 2—бондодержатель, 3—трос; 4—качалка, 5—тяга; 6—рычаг, 7—упор, 8—дифференциал Д-1; 9—трубопровод, 10—клапан ПУ-6, 11—механизм управления клапаном ПУ-6, 12—трос

Обе ручки управления самолетом снабжены тормозными рычагами, от которых идет тросовая проводка к клапану 10 (ПУ-6).

При нажатии любого тормозного рычага клапан 10 срабатывает и сжатый воздух под давлением 6 кг/см<sup>2</sup> поступает к дифференциалу (Д-1) 8.

Для управления дифференциалом 8 на качалке ножного управления 4 левого пилота (учлета) предусмотрена тяга 5, к которой шарнирно крепится рычаг 6. По обе стороны от оси вращения на рычаге установлены регулируемые упоры 7, непосредственно воздействующие на штоки клапанов дифференциала 8.

Так как качалки основного и дополнительного ножного управлений жестко связаны между собой, отклонение каждой педали вызывает соответствующее отклонение рычага 6 и срабатывание дифференциала 8.

В зависимости от положения педалей сжатый воздух от дифференциала 8 направляется в тормозное устройство соответствующего колеса или обоих колес одновременно.

Тормозные рычаги и тросовая проводка в ручках управления самолетом такие же, как и на самолете Як-12Р с одним управлением.

Для тормозной системы используются тросы  $1 \times 7-1,8$  мм. На участке от ручек до трубы каркаса фюзеляжа, где установлен хомут с направляющими, трос 1 заключен в бoudenовскую оболочку. От направляющих тросы 3 и 12 идут непосредственно к клапану 10 (ПУ-6).

### САМОЛЕТ Як-12М В УЧЕБНОМ ВАРИАНТЕ

Самолет Як-12М в учебном варианте построен на базе серийного самолета Як-12Р и отличается от учебного варианта самолета Як-12Р тем, что установлена вторая кнопка включения передатчика радиостанции, смонтированная в правом секторе управления нормальным газом, и с машины № 20505 устанавливается второе управление триммерами руля высоты. Ручка второго управления выполнена легкоъемной.

В связи с установкой второго управления на самолете Як-12М произведены следующие изменения:

1) На нижней панели между 1 и 2-ой рамами фюзеляжа с правой стороны приварена трубчатая колонка для крепления качалки правой установки педалей ножного управления.

На поперечной трубе, между 1 и 2-ой рамами приварены четыре кронштейна для крепления рычагов правой установки педалей. Для усиления нижней панели между рамами фюзеляжа № 2 и 3 вварен дополнительный раскос.

Для крепления обоймы ручки правого пилота на 2-й раме фюзеляжа вварена дополнительная косынка.

Полы кабины доработаны под двойное управление и установлены дополнительные боковые и передний герметизирующие щитки.

2) Для обеспечения управления рулем высоты с обоих сидений ручки управления соединены жесткими тягами и качалками на валу, установленном за 3-й рамой фюзеляжа.

Проводка от качалки, закрепленной на этом валу, к рулю высоты осуществляется при помощи тросов и текстолитовых роликов.

## Глава X ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

### ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Перечень приборного оборудования самолетов Як-12Р и Як-12М дан на стр. 15. Расположение приборов показано на рис. 24 и 25.

На самолете Як-12М дополнительно установлены:

1. Электрический гиropolукомпас ГПК-48

2. Мановакуумметр МВ-16

3. Аварийное переключение проводки статического давления указателя скорости, высотомера и вариометра с приемника воздушных давлений (ПВД) на кабину самолета.

Кроме того, высотомер ВД-12 заменен высотомером ВД-10, изменено место установки и подсоединения приемников П-15Б и П-1Б электрического трехстрелочного индикатора ЭМИ-3к и приемника П-1 электрического термометра ТУЭ-48. Изменено расположение ПВД.

### Электрический гиropolукомпас ГПК-48

Гиropolукомпас ГПК-48 служит для выдерживания заданного курса и для выполнения разворотов самолетов.

Основные технические данные прибора:

1. Уход гироскопа на основных курсах 0, 90, 180 и 270° не более  $\pm 3^\circ$  за 15 минут. На любом из этих курсов допускается уход  $\pm 5^\circ$ , если суммарный уход на четырех основных курсах не превышает  $12^\circ$ .



- 2 Питание — трехфазный ток, напряжение 36 в, частота 400 гц.
- 3 Рабочий ток гиromотора не превышает 0,25 а
- 4 Скорость вращения ротора 21000—22000 об/мин Гирополукомпас включается автоматом защиты «АГ-ГПК»

Источником питания ГПК-48 служит преобразователь, питающий одновременно и авиаторизонт Прибор дает правильное показание через 5—6 минут после запуска

При взлете и посадке гирокомпас должен быть включен и разарретирован, причем включать его необходимо не менее, чем за 3—5 минут до начала руления самолета Исправность ГПК-48 определяется внешним осмотром и проверкой работоспособности

Работоспособность проверяется

1 На слух по вращению ротора в начале работы, через 5 минут после включения и после выключения питания Вращение должно быть равномерным без посторонних шумов

2 По устойчивости положения картушки относительно курсовой черты через 5 минут с момента включения гирополукомпаса Картушка ГПК при нормальной работе прибора не должна двигаться относительно курсовой черты

3 По исправной работе арретира Заеданий при повороте ручки арретира не допускается

### Мановакуумметр МВ-16

Мановакуумметр показывает давление смеси на всасывании Использование этого прибора на самолете Як-12М позволяет более точно чем на самолете Як-12Р устанавливать режим работы двигателя и делать полеты более экономичными

#### Основные технические данные прибора

- 1 Диапазон измерений шкалы прибора от 300 до 1000 мм рт ст
  - 2 Смещение стрелки по шкале от значений барометрического давления окружающего воздуха не более  $\pm 10$  мм рт ст (при неработающем двигателе)
  - 3 Инструментально-шкаловые погрешности на точках шкалы  
300—700 мм рт ст не более  $\pm 20$  мм рт ст,  
800—1400 мм рт ст не более  $\pm 10$  мм рт ст,  
1500—1600 мм рт ст не более  $\pm 20$  мм рт ст
  - 4 Вариация показаний (гистерезис) при нормальной температуре — не более 10 мм рт ст на всех проверяемых точках шкалы
  5. Герметичность корпуса при давлении 1600 мм рт ст такова, что падения давления за 1 минуту не должно быть более 10 мм рт ст
- В процессе эксплуатации исправность мановакуумметра определяется внешним осмотром и путем сравнения показаний прибора с величиной атмосферного давления на аэродроме

#### Аварийное переключение проводки с ПВД на кабину

На самолете Як-12М в статической проводке установлен кран переключения проводки статического давления на кабину самолета (рис 127) С помощью этого крана в случае неисправности статической системы ПВД высотомер, указатель скорости и вариометр могут быть сообщены с кабиной самолета Этим обеспечивается надежная работа приборов, хотя погрешность их несколько увеличивается При пользовании краном переключения статической проводки необходимо помнить, что



в положении рукоятки крана «закр» приборы работают от статической проводки ПВД, в положении «откр» — от кабины самолета

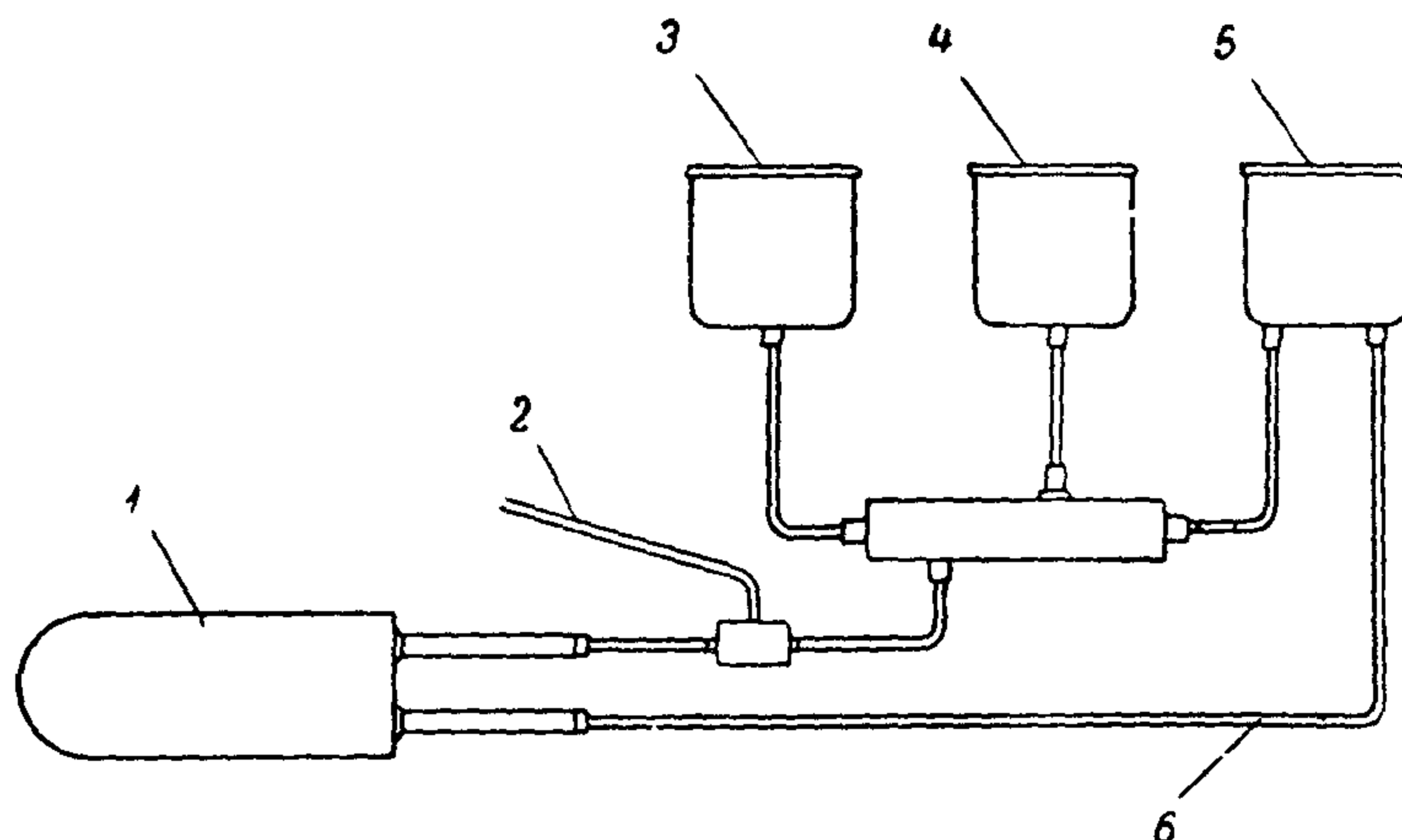


Рис 127 Схема соединений приборов с ПВД-954  
1—приемник воздушных давлений ПВД-954, 2—проводка к крану переключения статического давления на кабину самолета, 3—вариометр, 4—высотометр, 5—указатель скорости, 6—проводка к камере полного давления ПВД-954

### Изменения в установке ПВД и в проводке к нему

Приемник установлен на левом переднем подкосе крыла. На рис 128 показано расположение приемников на самолетах Як-12Р и Як-12М

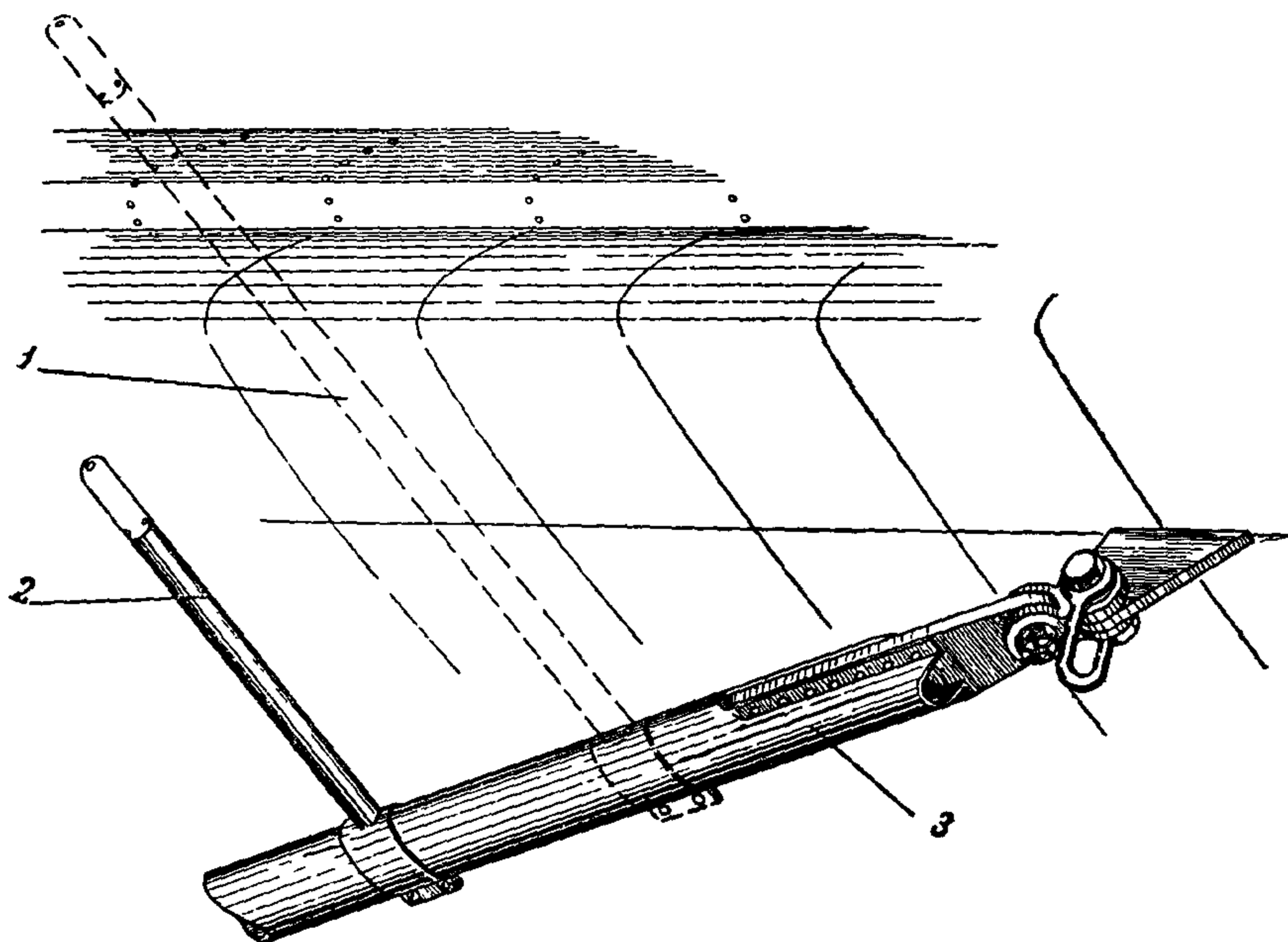


Рис 128 Установка ПВД на самолетах Як-12Р и Як-12М  
1—ПВД самолета Як-12М, 2—ПВД самолета Як-12Р, 3—левый передний подкос крыла.

Сплошными линиями показано расположение приемника на самолете Як-12Р, а пунктиром — на самолете Як-12М.

ПВД самолета Як-12М расположен, примерно, на 300 мм ближе к верхнему узлу крепления подкоса крыла, и, кроме того, значительно

более (на 100%) вынесен вперед, чем на самолете Як-12Р. Вследствие различного расположения приемников воздушных давлений на самолетах Як-12Р и Як-12М аэродинамические поправки к скоростям по прибору не одинаковы.

Для того чтобы избежать замерзания конденсата влаги в изгибе трубопровода (как это было на самолете Як-12Р), трубопроводка ПВД на самолете Як-12М проложена внутри левого подкоса крыла таким образом, что она сразу же от приемника ПВД направлена вниз к влаготстойникам, а от них — вверх к приборам.

### Изменения в расположении приемников электрических приборов

На самолете Як-12М произведены следующие изменения в расположении приемников электрических приборов.

1 Приемник манометра масла П-15Б прибора ЭМИ-3к переставлен с противопожарной перегородки на подкос моторамы с левой стороны у масляного насоса. Длина шланга его укорочена до 80—100 мм. Такая перестановка должна исключить отказы приемников П-15Б из-за замерзания масла в шланге между двигателем и приемником.

2 Приемник манометра бензина П-1Б прибора ЭМИ-3к подключен к тройнику крана разжижения масла. Гибкий шланг датчика заменен на металлический.

3 Приемник П-1 прибора ТУЭ-48, показывающего температуру воздуха, входящего в карбюратор, переставлен с левой стороны воздухозаборника на правую.

### Высотомер ВД-10

Высотомер ВД-10 показывает относительную (барометрическую) высоту полета самолета в диапазоне от 0 до 10 000 м. Характерной особенностью этого прибора по сравнению с высотомером ВД-12 является то, что его шкалу барометрического давления дополняют подвижные индексы. Расположены они на лицевой стороне прибора у шкалы высоты.

Подвижные индексы в принципе продолжают барометрическую шкалу в сторону уменьшения давления и выражают его в метрах высоты. Показания индексов читаются так же, как показания стрелок прибора. Один индекс показывает высоту в метрах, второй — в километрах. Благодаря наличию этих индексов высотомером ВД-10 можно пользоваться при посадке на высокогорных аэродромах (с атмосферным давлением ниже начала шкалы барометрического давления 670 мм рт. ст.).

Высотомер ВД-10 устанавливается на самолете Як-12М и на самолете Як-12Р вместо ВД-12.

Техническое обслуживание высотомера ВД-10 отличается от обслуживания высотомера ВД-12 только тем, что одновременно с проверкой согласования положения стрелок с положением шкалы барометрического давления производится проверка согласования между показаниями подвижных индексов и барометрической шкалой. Согласование между показаниями подвижных индексов и шкалой барометрического давления определяется по совпадению индексов с нулем шкалы высоты при положении барометрической шкалы на 760 мм рт. ст.

### Указатель скорости

Мембранный вариометр ВР-10 имеет диапазон показаний 350 км/час. Корпус прибора герметичный и снабжен двумя штуцерами. Герметичность корпуса должна быть такова, чтобы при разрежении, соответствующем скорости 350 км/час, падение его показаний за 1 ми-

нута не превышало 15 км/час. Верхний штуцер служит для соединения с камерой полного давления приемника воздушных давлений, а нижний — со статической.

### Вариометр ВР-10

Мембранный вариометр ВР-10 имеет диапазон показаний  $\pm 10$  м/сек. Герметичный корпус прибора соединен со статической камерой ПВД-954. Герметичность статической системы прибора такова, что при разрежении, соответствующем 600 мм рт.ст., падение разрежения за одну минуту не превышает 3 мм вод.ст.

### Авиагоризонт

Электрический комбинированный авиагоризонт АГК-47Б выпуска 1947 г. (модификация «Б») показывает положение самолета в пространстве относительно истинного горизонта, направление и величину угловой скорости поворота самолета вокруг вертикальной оси и его боковое скольжение.

АГК-47Б состоит из трех приборов, размещенных в одном корпусе: авиагоризонта, указателя поворота и указателя скольжения (креноскопа). Отверстия крепления АГК-47Б на левой панели имеют овальную форму для устранения установочной ошибки. Питание авиагоризонта берется с преобразователя ПАГ-1Ф, входящего в комплект авиагоризонта. Преобразователь представляет собой агрегат, состоящий из мотора постоянного тока и трехфазного генератора переменного тока. Для устранения помех радиоприему, создаваемых преобразователем, в его корпусе размещен специальный фильтр.

### Тахометр

Тахометр ТЭ-45, предназначенный для дистанционного измерения чисел оборотов вала двигателя АИ-14Р, имеет диапазон измерения от 0 до 3500 об/мин. Комплект прибора состоит из указателя и генератора (датчика). Датчик представляет собой трехфазный генератор переменного тока. Ротор датчика присоединен к штуцеру кулачкового вала авиамотора через гибкий валик. Указатель состоит из трехфазного синхронного мотора и индукционного прибора, перемещающего стрелки указателя пропорционально числу оборотов авиадвигателя. Малая стрелка показывает тысячи оборотов, большая — десятки оборотов в минуту.

### Термометр головок цилиндров

Термометр ТЦТ-9 представляет собой термоэлектрический термометр с хромель-копелевой термопарой, изготовленной в виде шайбы, которая зажимается под свечу двигателя. Термопара соединена с прибором компенсационными проводами, один из которых хромелевый, другой — копелевый. Термопара подсоединена к задней свече цилиндра № 1.

### Термометр воздуха, поступающего в карбюратор ТУЭ-48

Электротермометр ТУЭ-48 подогрева карбюратора с приемником П-1 представляет собой логометр, включенный в одно из плеч электрического моста. Сопротивления трех плеч моста являются постоянными, а сопротивление четвертого плеча изменяется с температурой. Логометр и постоянные плечи моста заключены в общий корпус указателя. Переменное плечо приемника образовано мерной обмоткой приемника. Приемник температуры установлен на переходнике карбюратора.

Трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-3к предназначен для контроля работы двигателя АИ-14Р и представляет собой комбинированный прибор, включающий в себя:

- 1 Приемник термометра масла П-1
- 2 Приемник манометра масла П-15Б
- 3 Приемник манометра бензина П-1Б
- 4 Трехстрелочный электрический указатель УКЗ-1

### ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

На самолетах Як-12Р и Як-12М применена однопроводная система электрооборудования с номинальным напряжением 24 в Род тока постоянный, монтаж открытый, маркировка проводов — буквенно-цифровая

По двухпроводной системе выполнены только цепи генератор—регуляторная коробка — сетевой фильтр

Органами защиты и выключателями потребителей являются автоматы типа АЗС и выключатели В-45, включенные последовательно в цепь автоматов АЗС и установленные в нижней части приборной доски

### Источники электроэнергии

Источники электроэнергии на самолете Як-12Р являются генератор ГС-10-350М и аккумуляторная батарея 12-А-10 Генератор ГС-10-350М, установленный на задней крышке двигателя, представляет собой четырехполюсную шунтовую динамо-машину постоянного тока Номинальная мощность 350 вт Номинальный режим работы генератора продолжительный Мощность пятиминутного режима 525 вт Номинальное напряжение 27 в

Число оборотов в минуту от 3 800 до 5 900, направление вращения — левое Вес генератора не более 8 кг Система охлаждения — самовентиляция

Двигатель АИ-14Р с генератором ГС-10-350М имеет фрикционную муфту (узел № 10-13-90), тарированную на момент 2,5 кгм

Генератор работает в комплекте с регуляторной коробкой РК-12Ф-350 и сетевым фильтром СФ-1А Регуляторная коробка обеспечивает

- 1 Постоянство напряжения генератора независимо от нагрузки и скорости вращения (в заданных пределах)

- 2 Защиту генератора от перегрузок

- 3 Включение генератора в сеть

- 4 Совместную работу генератора с аккумуляторной батареей

- 5 Снижение помех радиоприему

Сетевой фильтр предназначен для снижения высокочастотных помех радиоприему, создаваемых в бортсети при работе генератора и регуляторной коробки

Аккумуляторная батарея 12-А-10 является резервным источником электроэнергии, емкость ее 10 а-ч, ток разрядный, 10-часовой — 1 а, батарея помещена в утепленный контейнер и установлена на полу грузового отсека

На самолете Як-12М установлен генератор ГСК-1500М с длительной мощностью 1 500 вт и мощностью двухминутного режима 2 250 вт, номинальное напряжение 27,5 в Диапазон рабочих оборотов от 3 800 до 5 900 в минуту Направление вращения левое Для охлаждения воздух подается к генератору по специальному патрубку

На двигатель АИ-14Р с генератором ГСК-1500М устанавливается

фрикционная муфта (узел № 14-223-80), тарированная на момент 8 кгм. Замена генератора мощностью 350 вт на генератор 1 500 вт и наоборот должна производиться вместе с заменой фрикционной муфты.

Аккумуляторные батареи, устанавливаемые на самолет Як-12М, являются свинцовыми сурьмянозаряженными батареями типа 12-САМ-28, номинальное напряжение 24 в, утепленный контейнер с батареями установлен в нише пола справа у рамы № 1 фюзеляжа.

Емкость полностью заряженной батареи на пятичасовом разряде силой тока 5,6 а до напряжения 1,7 в на первом вышедшем элементе, при средней температуре электролита +25°C равна

в период первого полугодия — 28 а-ч,

в период второго полугодия — 23 а-ч.

Эксплуатация батарей может продолжаться до тех пор, пока батарея отдает не менее 20 а-ч.

Максимальный вес батареи с электролитом — 28,5 кг.

### Потребители электрической энергии

#### 1 Радиостанции

а) на самолете Як-12Р

приемник РСИ-6М1,

передатчик РСИ-6К,

приемник радиополукомпаса РПКО-10М,

б) на самолете Як-12М

приемник и передатчик РСИУ-3М,

приемник радиокompаса АРК-5.

#### 2 Внутрикабинное освещение

а) две лампы ультрафиолетового облучения типа АРУФОШ-45,

б) лампа КЛРСК-45,

в) плафон П-39,

г) подсвет компаса КИ-11.

#### 3 Обогревательные элементы

а) часов АВРМ,

б) приемника воздушного давления.

#### 4 Электрический авиагоризонт АГК-47Б

#### 5 Посадочная фара ФС-155

#### 6 Аэронавигационные огни БАНО-45

#### 7 Электромагнитный клапан ЭКР-3 или 772

#### 8 Электровоздушный клапан ЭК-48

#### 9 Система зажигания двигателя

#### 10 Термометр ТУЭ-48

#### 11 Стеклоочиститель

#### 12 Трехстрелочный моторный индикатор ЭМИ-3к

#### 13 Хвостовой огонь ХС-39

Кроме того, на самолете Як-12М дополнительными потребителями являются ГПК-48 и преобразователь ПО-500.

### РАДИООБОРУДОВАНИЕ

На самолете Як-12Р установлено радиооборудование, состоящее из приемника РСИ-6М1, передатчика РСИ-6К, приемника радиополукомпаса РПКО-10М.

Радиостанция смонтирована на специальной площадке и закреплена на кронштейнах между 4 и 5-й рамами фюзеляжа. Приемная рамка РМД-5В установлена на каркасе фюзеляжа под верхней обшивкой между 5 и 6-й рамами. Антенна радиостанции, состоящая из медного канатика, протянута по оси самолета между килем и мачтой, установ-

ленной на 2-й раме фюзеляжа. Механизм дистанционного управления приемником радиополукомпаса установлен на рамке потолка кабины над головой пилота. Щиток РПКО-10М и механизм дистанционного управления приемником РСИ-6М1 смонтированы на левой стороне доски приборов.

Для устранения помех радиоприему в сеть питания радиостанции включен фильтр Ф-14А или Ф-7.

Заземление самолетов Як-12Р и Як-12М осуществлено в виде троса со штырем, расположенным с левой стороны хвостовой части фюзеляжа.

На самолете Як-12М установлены приемник и передатчик радиостанции РСИУ-3 и приемник радиокомпаса АРК-5. Приемник АРК-5 установлен на специальной площадке и закреплен на кронштейнах между 4 и 5-й рамами фюзеляжа.

Приемная рамка АРК-5 установлена на каркасе фюзеляжа под верхней обшивкой между 5 и 6-й рамами, а приемная антенна АРК-5 установлена на верхней обшивке за 4-й рамой.

Приемник и выпрямитель радиостанции РСИУ-3 установлен на специальной площадке, расположенной за приборной доской у 1-й рамы фюзеляжа.

Передатчик радиостанции РСИУ-3 установлен в нише под правым сиденьем.

Антенна радиостанции РСИУ-3 установлена на верхней обшивке фюзеляжа между 2 и 3-й рамами.

Щиток управления радиостанцией РСИУ-3 установлен над левой дверью кабины, а щиток управления АРК-5 — слева на приборной доске.

Для устранения помех радиоприему в сеть питания радиостанции включен фильтр Ф-14А.

## МЕТАЛЛИЗАЦИЯ САМОЛЕТА

Металлизация служит для создания противовеса самолетной антенне и выравнивания электрического потенциала всех элементов конструкции самолета. Перемычки металлизации электрически соединяют между собой все части детали, не имеющие постоянного и надежного контакта с массой самолета. Металлизация самолета выполнена мягкими перемычками из металлической оплетки ПЗ × 6. Нарушение системы металлизации приводит к разности потенциалов между отдельными частями самолета в полете. Выравнивание потенциала при этом происходит разрядами, что создает опасность пожара и увеличивает помехи радиоприему.

При эксплуатации необходимо регулярно следить за целостностью перемычек металлизации и состоянием контакта между перемычкой и деталями конструкции самолета. Недопустимы оборванные перемычки, перетирание отдельных жил и ослабление контакта в соединениях перемычек с частями самолета.

Измерение величины переходного сопротивления производится микрометром или прибором ИМС-3.

При увеличении переходного сопротивления выше нормы необходимо вывернуть винт крепления наконечника, вскрыть место соединения, зачистить его и присоединить перемычку. После устранения дефекта соединение и зачищенные места у перемычки покрыть бесцветным лаком А-17 или грунтом АЛГ-1.

При обрыве перемычки металлизации или отдельных жил в ней необходимо перемычку заменить новой. Длина установленной перемычки должна быть выбрана с учетом свободного хода соединяемых деталей.



## ПУСКОВАЯ КАТУШКА КП-4716

Пусковая катушка КП-4716 предназначена для преобразования постоянного тока 24 в в переменный ток высокого напряжения 12 000—18 000 в, необходимый для зажигания смеси в двигателе при запуске, когда магнето создает недостаточную электродвижущую силу для получения искры в цилиндрах. Пусковая катушка КП-4716 (рис 129) состоит из корпуса 1, выполненного из алюминиевого сплава, конденсатора 2, вибратора (прерывателя) 3, вторичной обмотки 4, выполненной из проволоки диаметром 0,1 мм 9 000 витков, первичной обмотки 5 из прово-

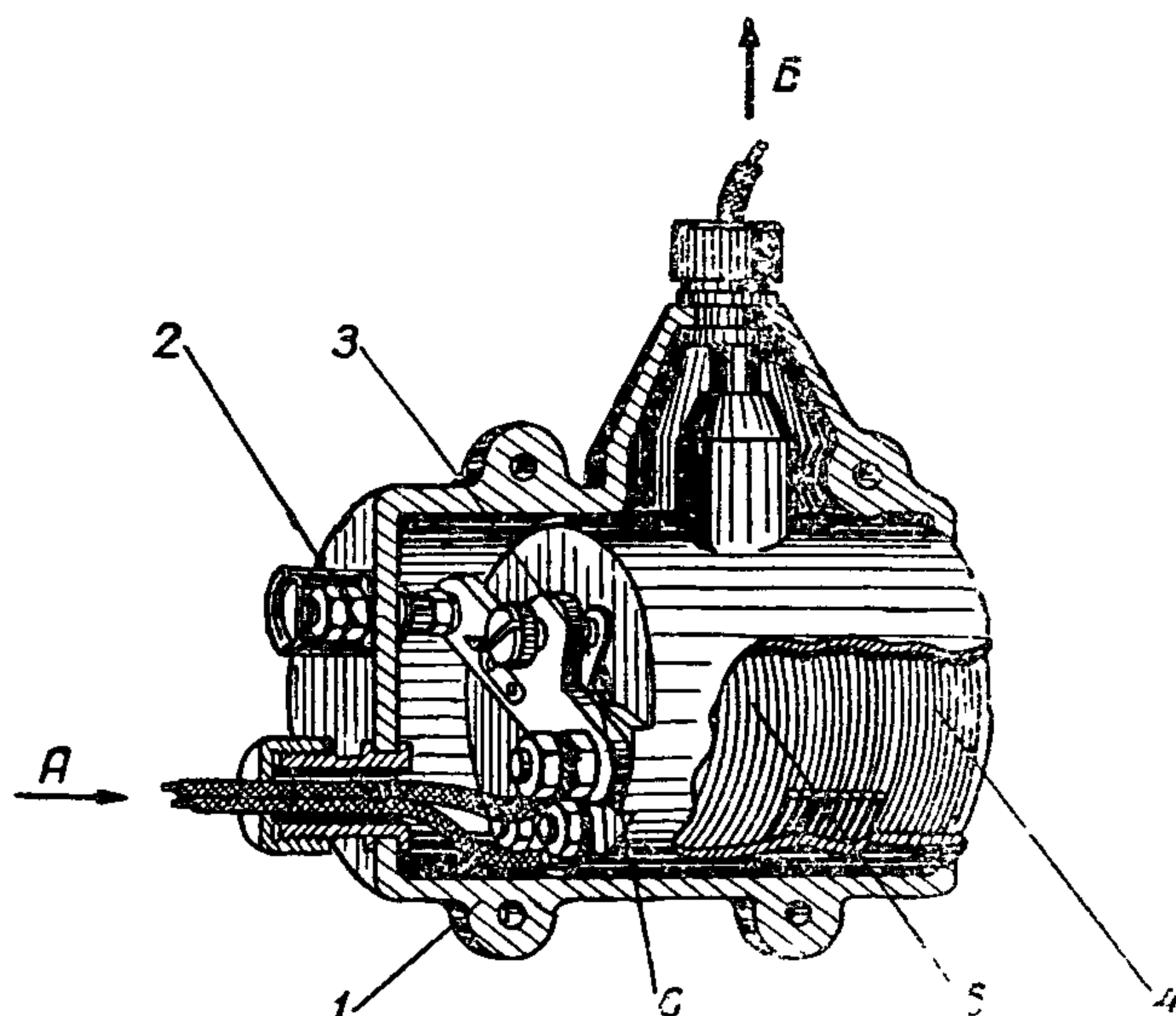


Рис 129 Пусковая катушка КП-4716

1—корпус, 2—конденсатор, 3—вибратор, 4—вторичная обмотка, 5—первичная обмотка, 6—сердечник А—подвод тока от аккумулятора, Б—отвод тока к распределителю магнето

локи 0,6—1 мм 250 витков и сердечника 6, изготовленного из мягкого трансформаторного железа набором пластин с изоляционной прослойкой.

Стрелка А показывает подвод электрического тока от аккумулятора, стрелка Б — подачу тока высокого напряжения к распределителю магнето.

При запуске двигателя постоянный ток 24 в от аккумулятора поступает в первичную обмотку 5, намагничивает сердечник, который притягивает молоточек прерывателя 3, прерывает первичную цепь. Как только исчезнет ток, молоточек прерывателя 3 под действием пружинящего лепестка займет свое первоначальное положение, т. е. снова замкнет цепь в первичной цепи.

В момент размыкания цепи в первичной обмотке 4, вследствие нахождения ее в резко изменяющемся магнитном потоке и в силу большого количества витков, будет индуцироваться электродвижущая сила порядка 12 000—18 000 в, которая и подается к распределителю магнето.

В цепь первичной обмотки включен конденсатор 2, который служит для устранения экстратоков, возникающих в первичной обмотке в результате самоиндукции, удлиняющих время размыкания контакта прерывателя и тем самым уменьшающих величину напряжения тока.



## Глава XI. КОНСТРУКТИВНЫЕ ОТЛИЧИЯ САМОЛЕТА Як-12М ОТ САМОЛЕТА Як-12Р

Самолет Як-12М является модификацией самолета Як-12Р. В отличие от самолета Як-12Р самолет Як-12М может быть использован в значительно более комфортабельном пассажирском варианте, а также в сельскохозяйственном. Кроме того, на всех самолетах Як-12М возможна установка поплавков и эксплуатация самолета в этом варианте в речных и озерных районах.

При переоборудовании грузового самолета Як-12М в пассажирский необходимо:

- 1 Снять переднюю панель грузового пола с откидными спинками
- 2 Установить пол с мягким сиденьем
- 3 Установить мягкую спинку сиденья
- 4 Над мягкой спинкой закрепить металлический стержень для вещей пассажиров
- 5 На кнопках закрепить драпировку пассажирской кабины
- 6 Между сиденьем пилота и пассажира (в переднем ряду) установить огнетушитель

При переоборудовании грузового самолета Як-12М в сельскохозяйственный самолет следует:

- 1 Установить бункер (бак емкостью 470 л), предварительно сняв кресло пилота, пассажира, все секции грузового пола и правую дверь кабины
- 2 Поставить фальшпол сельскохозяйственного варианта самолета
- 3 Установить управление сельскохозяйственным оборудованием
- 4 Установить пыленепроницаемую перегородку на раме № 3
- 5 Снять контейнер с аккумулятором с полки у рамы № 1 и установить его в третьей секции пола кабины

Перечисленное переоборудование является общим для самолетов с опыливателем и опрыскивателем.

При переоборудовании пассажирского или грузового самолета Як-12М в поплавок-гидросамолет вместо шасси с колесами устанавливают поплавковые шасси и управление водяным рулем.

Фюзеляж самолета Як-12М имеет дополнительные узлы для крепления стержней поплавкового шасси самолета.

По внешнему виду (рис. 1 и 2) самолет Як-12М отличается от Як-12Р тем, что имеет антенну радиокompаса и более плавный переход от киля к фюзеляжу (форкиль).

На самолете Як-12М фюзеляж имеет усиление боковых панелей каркаса между 2 и 4-й рамами. Длина фюзеляжа увеличена на 600 мм для улучшения боковой устойчивости самолета. На верхнем гаргроте размещен гребень вертикального оперения (форкиль), плавно переходящий в киль. В верхней части рамы № 8 фюзеляжа увеличена база крепления передних узлов стабилизатора к фюзеляжу. Кроме того, в нижней части концевой стойки фюзеляжа установлены два узла крепления дополнительных лент-расчалок хвостового оперения. Для сельскохозяйственного варианта к раме № 3 фюзеляжа Як-12М приварены узлы крепления бака для химикатов и сделаны люки в обшивке фюзеляжа для установки оборудования опыливателя или опрыскивателя.

К пилотажно-навигационным приборам на самолете Як-12М добавлен электрический гирополукомпас ГПК-48. Радиополукомпас заменен радиокompасом АРК-5. Радиостанция РСН-6К заменена «Кленом».

Площади горизонтального и вертикального оперения уменьшены. Установлены две дополнительные ленты-расчалки между задним лонжероном стабилизатора и концевой стойкой фюзеляжа.

## ЧАСТЬ ВТОРАЯ

# ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА

---

## Глава XII ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА К ПОЛЕТУ

Подготовка к полету является одним из самых важных этапов летной работы. Этот этап должен обеспечить полную безопасность полета, а также и экономичное выполнение его. Тщательная предполетная подготовка облегчает работу пилота в воздухе и обеспечивает успешное выполнение задания.

Каждый полет требует отдельного расчета наиболее выгодного режима с учетом метеорологических условий, скорости и направления ветра по высотам, рельефа местности и расстояния от аэродрома вылета до посадки. При составлении плана полета определяют наиболее выгодную высоту полета, режим работы двигателя, требуемое количество горючего и вес коммерческой загрузки.

Наиболее выгодную высоту полета рассчитывают с учетом

- 1) прироста скорости самолета с увеличением высоты полета,
- 2) скорости и направления ветра по высотам.

Для самолетов Як-12Р и Як-12М прирост скорости на крейсерских режимах составляет в среднем  $7 \text{ км/час}$  на каждую  $1000 \text{ м}$  высоты.

Наиболее выгодной высотой полета будет та, на которой суммарный прирост скорости за счет высоты и ветра будет наибольшим, при значительном встречном ветре наиболее выгодная высота будет соответствовать наименьшему уменьшению скорости полета.

Режим работы мотора определяют по таблице «Наиболее выгодных крейсерских режимов горизонтального полета на самолетах Як-12Р и Як-12М» в зависимости от заданной скорости, высоты полета и полетного веса самолета (см. стр. 167).

### ЗАПРАВКА САМОЛЕТА БЕНЗИНОМ

Заправку бензином Б-70 самолета Як-12Р с двигателем АИ-14Р производить в соответствии с расчетом, выполненным по следующей схеме.

1. Определение количества горючего, расходуемого в полете на заданное расстояние от момента взлета до посадки без навигационного запаса.

2. Определение навигационного запаса горючего.

3. Определение количества горючего, расходуемого на земле для прогрева, пробы двигателя и руления.

Количество горючего, расходуемого в полете, определяют по таблице «Наиболее выгодных крейсерских режимов полета на самолетах Як-12Р и Як-12М» в зависимости от заданной скорости, высоты полета и полетного веса самолета.

Навигационный запас горючего устанавливается командиром подразделения в зависимости от характера летного задания, но не менее, чем на 1 час полета в соответствии с таблицей «Наивыгоднейших крейсерских режимов полета на самолете Як-12Р и Як-12М»

Горючее, предназначенное для прогрева, пробы двигателя и руления, не включают в расчет загрузки самолета. Это горючее, как правило, полностью расходуется к моменту взлета самолета и составляет летом 7—7 л, а зимой 9—10 л.

В целях предохранения от пожара заправку самолета бензином надо производить не раньше, чем через 5 минут после остановки двигателей.

Зимой заправку самолета горючим следует производить не позднее, чем через 30 минут после прилета самолета. Не рекомендуется оставлять самолет на ночевку с незаправленными бензобаками.

Следует иметь в виду, что при повышении температуры бензина на 6—9°С объем его увеличивается на 1%. Во избежание вытекания бензина из дренажа бензосистемы при увеличении температуры на самолете Як-12Р разрешается заправлять в оба бака не более 180 л горючего, полная емкость двух баков составляет 188 л.

Контроль количества заправленного в баки горючего производят по бензиномерам при заливке в баки до 140 л бензина, при заправке горючего более 140 л (до 170 л) — проверяют по мерным делениям на заливных фильтрах бензобаков. На стоянке количество бензина в баках самолета определяется по внешней шкале бензиномеров.

Перед заправкой самолета бензином необходимо убедиться в том, что

- 1) зажигание и аккумулятор выключены,
- 2) бензозаправщик и самолет заземлены,
- 3) есть огнетушитель около самолета,
- 4) закрыт пожарный кран бензосистемы,
- 5) есть паспорт на бензин Б-70 с визой сменного инженера или ОТК,
- 6) бензин для заправки соответствует паспорту.

Заправку самолета горючим следует производить в заливные горловины баков через воронку с замшем, равномерно распределяя горючее в правый и левый баки, расположенные в крыле. Заправку можно производить из бензозаправщика, из бочки при помощи ручного насоса или из мерной посуды (бидоны, ведра).

Через 15 минут после заправки слить 0,5 — 0,8 л отстоя бензина. Отстой следует сливать из фильтра-отстойника и сливного крана в чистую сухую посуду из прозрачного стекла.

Слив бензина из фильтра-отстойника и сливного крана необходим также после длительной (или ночной) стоянки самолета с заправленными бензобаками. Следует иметь в виду, что после длительной стоянки в отстойнике может появиться вода вследствие конденсации влаги из воздуха.

Если в слитом бензине будут обнаружены следы воды или механических примесей, то следует сливать бензин до тех пор, пока не потечет чистый бензин и доложить об этом сменному инженеру для принятия соответствующих мер.

### ЗАПРАВКА САМОЛЕТА МАСЛОМ

Для двигателя АИ-14Р рекомендуется применять летом и зимой масла МС-20 и МК-22.

МС-20 — масло селективной очистки, вязкость при 100°С не менее 20 сСт.

МК-22 — масло кислотной очистки, вязкость при 100° С не менее 22 сст

Для обеспечения наиболее эффективной смазки двигателя и чистоты маслосистемы желательна работа на одном из указанных сортов масла. Установлено, что при работе двигателя на разных сортах масел происходит несколько большее загрязнение маслосистемы. Поэтому рекомендуется дозаправку самолета производить тем сортом масла, которым он был заправлен ранее.

В некоторых случаях может оказаться, что на аэродроме, где самолет сделал посадку, не будет для дозаправки того сорта масла, которым самолет был заправлен в порту отправления. В этих случаях разрешается взаимозаменять и смешивать между собой авиамасла МС-20 и МК-22 в любых пропорциях.

Емкость маслобака составляет на самолете Як-12Р — 16,5 л, а на самолете Як-12М — 25 л. Количество масла, необходимое для полета, определяется из условий времени полета и нормы расхода.

Расход масла для самолета Як-12Р составляет 5% расхода бензина.

При полетах продолжительностью до 2 часов заправка масла на самолетах Як-12Р и Як-12М должна составлять 12 л, а при полетах продолжительностью свыше 2 часов заправлять следует в маслобак самолета Як-12М — 17 л масла. На самолет Як-12Р при полете любой продолжительности не рекомендуется заправлять более 12 л масла.

Минимальное количество масла в баке, при котором разрешается производить полет на обоих типах самолетов, составляет 6 л. Запускать и опробовать двигатель можно при количестве масла в баке не менее 3 л, при этом имеется в виду, что отстойник двигателя, воздушно-масляный радиатор и рукава маслосистемы заполнены маслом.

Следует также иметь в виду, что в случае полной заправки маслосистемы количество масла, заправляемого в бак, следует увеличить на 6,8 л, учитывая масло в радиаторе (4,0 л), трубопроводе и отстойнике двигателя (2,8 л). Дозаправку маслом в этом случае можно произвести после опробования двигателя.

Проверку количества масла в баке производят мерной линейкой, на которой нанесены деления в литрах.

Перед заправкой маслом сменный инженер или отдел технического контроля ЛЭРМ обязаны проверить сорт и качество масла по паспорту, убедиться в чистоте пистолета и исправности его фильтра, проверить, слит ли отстой из отстойника маслозаправщика.

Заправку масла в бак производить через чистую воронку с мелкой металлической сеткой.

Во время дождя или снегопада заправку и проверку количества масла в баке производить не рекомендуется, при необходимости заправки в таких условиях следует принять меры, исключая попадание воды или снега в бак (укрыть горловину маслобака чехлом).

Зимой заправлять бак маслом, нагретым до 75 — 85° С, непосредственно перед запуском двигателя до снятия теплого чехла, через имеющийся в чехле специальный клапан.

Смену масла на самолетах Як-12Р и Як-12М производить через 50 часов налета. При эксплуатации указанных самолетов на особо пыльных аэродромах замену масла в маслосистеме производить через каждые 25 — 30 часов налета.

#### ЗАГРУЗКА И ДАННЫЕ ЦЕНТРОВОК

Загрузка самолета имеет важное значение для нормального пилотирования, так как от положения центра тяжести зависят характеристики устойчивости и управляемости самолета.

Перед вылетом необходимо убедиться в том, что полетный вес и центровка самолета находятся в допустимых для данного варианта пределах и грузы надежно закреплены. Кроме того, следует заранее определить, какая будет центровка в конце полета (т.е. после израсходования горючего, а в сельскохозяйственном варианте — после израсходования химикатов), особенно при вылете с относительно передней центровкой (35% САХ и менее).

Размещение груза следует производить в соответствии с таблицей, установленной на внутренней обшивке грузовой двери.

Чтобы не выйти за предельную заднюю центровку самолета, при установке груза можно снять переднее правое сиденье и приемник АРК-5 (на самолете Як-12М).

При размещении груза спинки задних сидений должны находиться в закрытом положении.

Груз обязательно должен крепиться сеткой при помощи двух карабинов с тросами к швартовым кольцам, установленным на полу грузового отсека.

#### ПОРЯДОК КРЕПЛЕНИЯ ГРУЗА

Груз накрывается сеткой. Крюком карабина трос зацепить за швартовое кольцо. Карабин с клиновым замком снять с троса. Свободный конец троса пропустить последовательно в каждое ушко сетки и швартовое кольцо.

Затем крюком карабина с клиновым замком зацепить за швартовое кольцо пола. Трос пропустить через карабин и заклинить клиновым замком.

Слабина троса выбирается путем вращения тандера до тех пор, пока не будет обеспечено надежное крепление груза. Если длина одного троса с карабином недостаточна, то для крепления груза использовать второй трос, который находится в одиночном комплекте.

До швартовки груза винты тандера должны быть вывернуты на максимально допустимую величину.

#### ОПРЕДЕЛЕНИЕ ДЛИНЫ РАЗБЕГА САМОЛЕТА И ДИСТАНЦИИ ВЗЛЕТА

Взлет самолетов Як-12Р и Як-12М состоит из двух этапов.

##### 1. Разбега

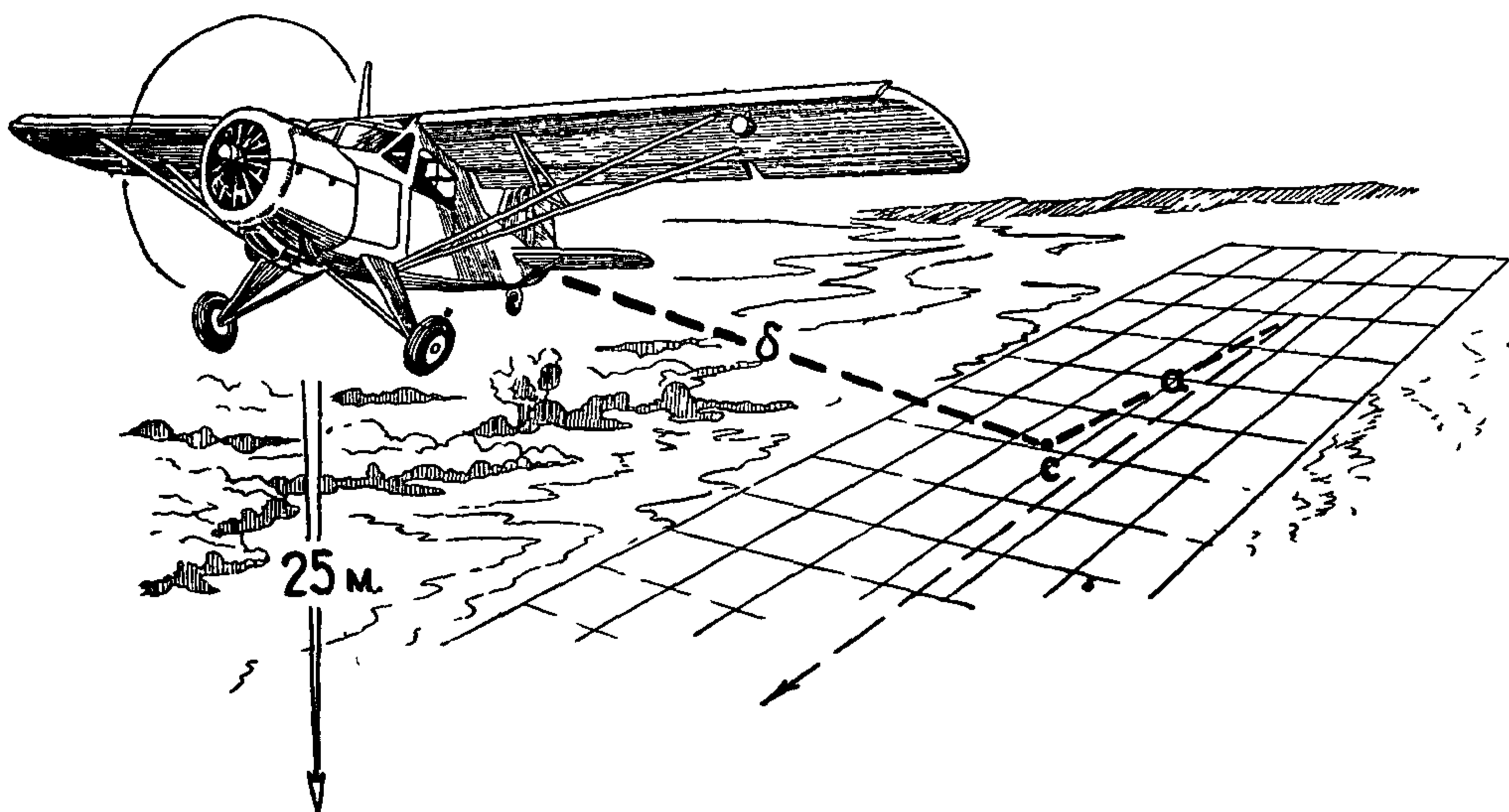


Рис 130 Схема взлета самолета

а—длина разбега, б—длина разгона и подъема, а + б—взлетная дистанция, с—точка отрыва самолета

2. Разгона и подъема до высоты 25 м

Под длиной разбега понимается расстояние, пройденное самолетом по земле — от старта до отрыва (рис 130)

Движение самолета с увеличением скорости по горизонтальной прямой или по прямой с небольшим наклоном к горизонту носит название разгона

Длина взлетной дистанции равна расстоянию по горизонтали от старта до той точки, над которой высота полета стала равной 25 м

Взлетная дистанция включает в себя оба этапа взлета, т е разбег и разгон самолета с набором 25 м высоты

Разгон самолетов Як-12Р и Як-12М происходит по прямой, имеющей небольшой наклон к горизонту

Таблица взлетных данных

Самолет	Полетный вес, кг	Отклонение закрывков	Обороты двигателя в минуту	Скорость отрыва, км/час	Длина разбега, м	Время разбега, сек	Взлетная дистанция, м
Як-12Р	1305	40°	2350	60	80	6 1	290
Як-12М	1428	20°	2350	80	126	8,8	450

В таблице приведены взлетные данные при давлении 760 мм рт ст, температуре +15° С и при полном отсутствии ветра (в штиль)

При уменьшении давления на 10 мм рт ст длина разбега увеличивается на 3%

При увеличении температуры наружного воздуха на 10° С длина разбега увеличивается на 25% (при постоянном давлении)

С увеличением высоты аэродрома на 500 м длина разбега увеличится на 4,7% (предполагается, что температура и давление изменяются по стандартной атмосфере)

Каждые 2° наклона аэродрома уменьшают длину разбега при взлете под уклон на 25%

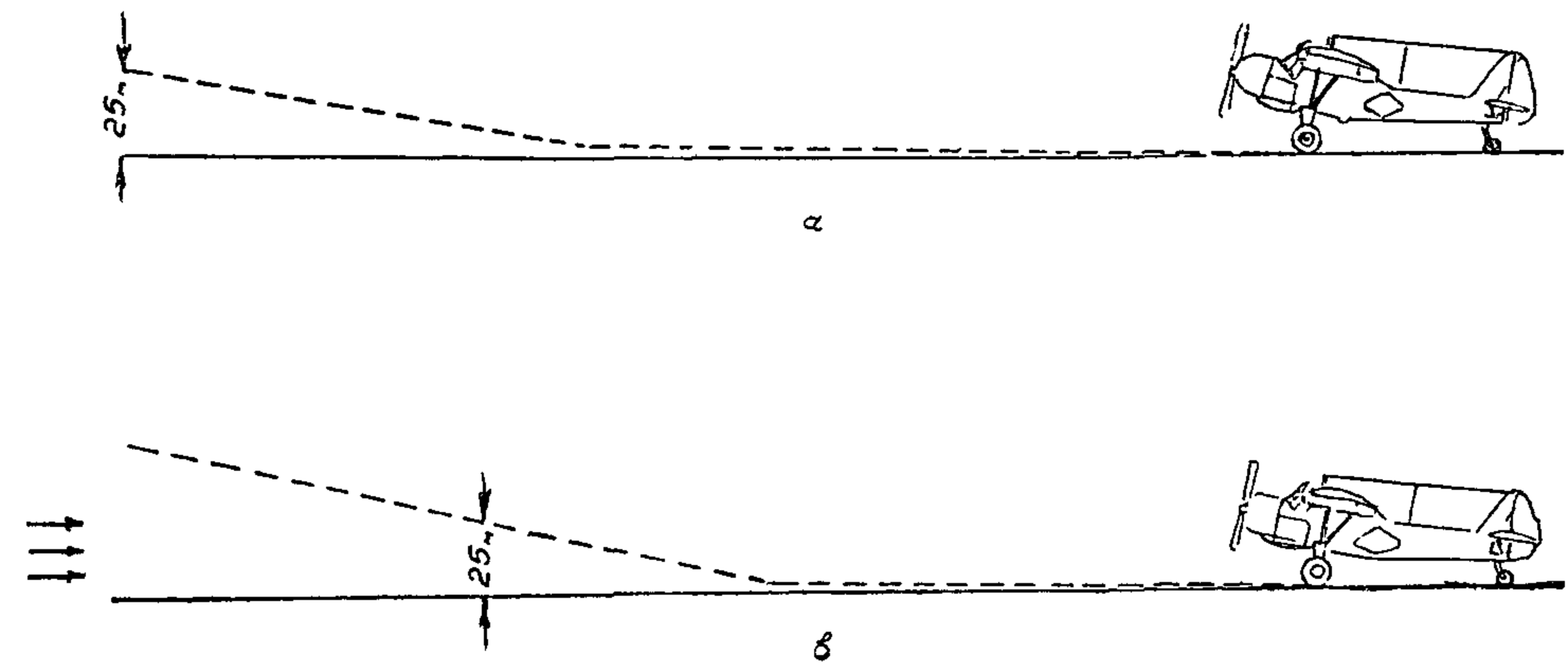


Рис 131 Влияние встречного ветра на траекторию взлета самолета  
а—взлет в штиль б—взлет при встречном ветре

При взлете против ветра длина разбега уменьшается на величину, равную произведению скорости ветра на время разбега самолета при данном ветре Кроме того, встречный ветер изменяет траекторию взлета и увеличивает угол наклона траектории подъема самолета к земле



На рис 131 показаны траектории взлета самолета в условиях штиля (а) и встречного ветра (в)

### ОСМОТР САМОЛЕТА ПИЛОТОМ

Перед полетом пилот обязан принять доклад от авиатехника о готовности самолета к вылету и произвести осмотр материальной части

Осмотр самолета рекомендуется выполнять по следующему маршруту

- а) винтомоторная установка,
- б) 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

#### Винтомоторная установка

1 Осмотреть винт и кок винта Убедиться в отсутствии забоин и повреждений

2 Осмотреть капот двигателя Убедиться, что замки капота закрыты правильно

3 Убедиться в отсутствии течи бензина и масла из-под капота

#### Шасси

4 Убедиться в отсутствии повреждений и разрушений элементов шасси

5 Осмотреть покрышки и боковые стороны колес — нет ли наружных повреждений Проверить по обжатию зарядку шин Нормальное обжатие авиашин основных колес должно быть —30—40 мм

6 Зимой осмотреть крепление лыж и состояние их амортизаторов

#### Правая половина крыла и фюзеляжа

7 Убедиться, что полотняная обшивка крыла не имеет повреждений, крепление закрылков и элеронов исправно, лючки в крыле закрыты правильно

8 Проверить, сняты ли струбины с элеронов

9 Убедиться в целости полотняной обшивки фюзеляжа

10 Проверить, правильно ли закрыты замки правой створки фюзеляжа

#### Хвостовое оперение

11 Убедиться, что полотняная обшивка хвостового оперения не имеет повреждений, а крепление руля направления и руля высоты исправны

12 Проверить, сняты ли струбины с руля поворота и руля высоты.

#### Хвостовая установка

13. Убедиться в отсутствии повреждений и разрушений элементов хвостовой установки

14 Убедиться в нормальном обжатии шины хвостового колеса Нормальное обжатие хвостовой шины должно быть 10—15 мм



15 Убедиться, что замки хвостового лючка фюзеляжа закрыты правильно

16 Зимой осмотреть крепление хвостовой лыжи и состояние ее амортизаторов

### **Левая сторона фюзеляжа**

17 Убедиться в целости полотняной обшивки фюзеляжа

18 Проверить, правильно ли закрыты замки грузовой двери и левой створки фюзеляжа

### **Левая половина крыла**

19 Осмотр производить в порядке и объеме, которые указаны для правой половины крыла

20 Убедиться, что с приемника воздушных давлений снят чехол. Проверить состояние и крепление приемника воздушных давлений

### **Кабина самолета**

21 Проверить загрузку самолета, размещение и крепление грузов. Проверить центровку самолета и убедиться в том, что положение центра тяжести не выходит за допустимые пределы

22 Убедиться, что переключатель магнето установлен в положение «Выключено»

23 Проверить, не загрязнены ли стекла фонаря и кабины и нет ли их повреждений

24 Проверить легкость хода и правильность отклонения руля высоты, руля поворота и элеронов. Установить триммеры руля высоты в нейтральное положение

25 По бензиномерам проверить количество бензина в баках

26 Проверить по показанию манометра давление воздуха в воздушной системе, которое должно быть не ниже 50 ат

27 Проверить управление двигателем

а) движением рычага управления газом,

б) движением рычага управления высотным корректором

Установить рычаг управления высотным корректором «на себя» («Нормально»)

28 Осмотреть приборы и по показаниям стрелок убедиться в их исправности. Включить аккумулятор и убедиться в исправности электроприборов

29 Установить стрелку барометрического высотомера на «0» и сравнить показания шкалы барометрического давления с фактическим атмосферным давлением на аэродроме

Если величина давления по барометрической шкале высотомера расходится с фактическим давлением более чем на  $\pm 3$  мм рт. ст., считать прибор неисправным и заявить об этом технику по приборам

Запрещается пилоту производить согласование показаний путем перемещения шкалы барометрического давления без последующей проверки прибора

### **Самолет в сельскохозяйственном варианте (дополнительно)**

30 С аппаратурой опыливателя

а) осмотреть крепление распылителя к фюзеляжу,

б) осмотреть ветряк и тормоз ветряка, убедиться в их исправности. Проверить крепление колонки ветряка к фюзеляжу,

в) проверить работу дозирующего устройства и тормоза ветряка,

г) через смотровое окно проверить загрузку бака химикатом и убедиться, что крышка загрузочной горловины бака закрыта правильно

### 31 С аппаратурой опрыскивателя

а) осмотреть крепление насосного агрегата к фюзеляжу и горловине бака, крепление штанг к крылу и соединение их частей между собой и с насосом. Убедиться в чистоте отверстий распылителей жидкости,

б) убедиться в исправности ветряка и его тормоза. Проверить работу тормоза ветряка,

в) убедиться в отсутствии течи жидкости из бака, сальников насоса и дюритовых соединений трубопроводов,

г) через смотровое окно проверить загрузку бака химикатами и убедиться, что крышка загрузочной горловины бака закрыта правильно,

д) при работающем двигателе проверить работу управления клапаном насоса опрыскивателя, через смотровое окно в баке, убедиться в нормальной циркуляции жидкости в баке.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ** Попадание жидких, а особенно порошкообразных химикатов в пилотскую кабину недопустимо, так как это может привести к ослеплению пилота.

32 Зимой пилот обязан убедиться в том, что весь самолет очищен от инея, снега и льда. Взлет на самолете, покрытом хотя бы частично инеем, снегом и льдом, категорически воспрещается.

## ЗАПУСК, ОПРОБОВАНИЕ И ОСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЯ

### Подготовка двигателя к запуску

Перед запуском двигателя необходимо

1 Проверить, отвязан ли самолет, поставлены ли колодки под колеса и имеются ли около самолета огнетушители.

2 Перед первым запуском двигателя или после длительной стоянки (более 3 дней) произвести следующие работы:

1) Вывернуть передние свечи из всех цилиндров и сливные пробки из всасывающих труб цилиндров № 4, 5 и 6 и проворачиванием винта (во избежание гидроудара) удалить скопившееся в цилиндрах и патрубках масло.

2) Через свечные отверстия зашприцевать в каждый цилиндр по 60—70 г свежего масла (при положении поршня в нижней мертвой точке), пользуясь специальным масляным шприцем.

Зимой масло для зашприцовки должно быть подогрето до 75 — 80° С.

3) Через задний и передний суфлеры залить в картер двигателя 1,3 — 1,5 л масла.

4) Завернуть свечи и сливные пробки.

5) Заполнить масломагистраль мотора маслом, для чего провернуть винт от руки на 6 — 8 полных оборотов.



Рис 132 Штурвал управления регулятором оборотов

3 Убедиться, что рукоятка управления регулятором оборотов установлена в положение минимального шага летом и большого шага зимой (рис 132). Следует иметь в виду, что установка механизма винта в положение «большой шаг» устраняет возможность откачки масла насосом регулятора оборотов масла из полости коленчатого вала в момент запуска.

4 Убедиться, что рычаг высотного корректора карбюратора находится в положении на упоре нормально «Н» — до отказа на себя (на защелку)

5 Заккрыть жалюзи двигателя и створку маслорадиатора

### Запуск двигателя

Непосредственно перед запуском двигателя необходимо

1 Проверить, выключено ли зажигание

2 Открыть пожарный бензокран

3 Проверить винт от руки на 6—8 полных оборотов по ходу при прикрытом дросселе

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ** а) Во избежание несчастных случаев при горячем двигателе винт не проворачивать. Температура головок цилиндров, при которой разрешается проворачивать винт, должна быть не выше  $+70^{\circ}\text{C}$

б) Если для вращения винта требуются большие усилия, то нужно вывернуть по одной свече из цилиндра № 4, 5 и 6 и отвернуть сливные пробки на всасывающих трубах этих цилиндров. Затем провернуть винт на 3—4 полных оборота, чтобы удалить масло и бензин, скопившиеся в нижних цилиндрах (во избежание гидроудара). Свечи и пробки поставить на место

4 При проворачивании за винт, во время последних двух-трех оборотов, произвести заливку двигателя бензином при помощи заливочного шприца. Для заливки сделать плунжером шприца 2—5 подач (всего залить 100—150 см<sup>3</sup> бензина) в зависимости от температуры окружающего воздуха и температуры цилиндров двигателя. Не заливать бензин больше нормы, так как он может смыть масло со стенок цилиндров

5 Рычаг управления дросселем карбюратора установить в положение, соответствующее 800—900 об/мин

6 Подать команду «от винта» и, убедившись в ее исполнении, включить аккумулятор и автоматы защиты «Запуск» и «Приборы»

7 Открыть кран воздушной системы

8 На самолете Як-12Р открыть пусковую кнопку, повернув ее вправо, а на самолете Як-12М открыть предохранительную скобу и нажать пусковую кнопку, когда винт сделает два-три оборота, включить магнето, поставив переключатель на «1 + 2», включение магнето после двух—трех оборотов винта дает возможность освободить цилиндры от части накопившегося в них бензина при открытии клапанов выпуска, и значительно снижает возможность возникновения гидроудара

**Примечание** После включения магнето и появления первых вспышек для облегчения запуска следует произвести 1—3 подачи топлива плунжером заливочного шприца. Добавочная подача топлива в цилиндры через заливочную систему облегчает переход на питание двигателя от карбюратора

9 Когда двигатель равномерно заработает, установить дроссель в положение, обеспечивающее 700—800 об/мин, одновременно наблюдая за манометром давления масла. Если в течение 20 сек после запуска давление масла не достигнет 1,5 кг/см<sup>2</sup>, немедленно остановить двигатель и выяснить причину отсутствия давления масла

10 Если двигатель не запустился, то следует снова произвести заливку, проворачивая винт при выключенном зажигании, и повторить операции, указанные в пунктах 3—9 настоящего раздела

11 После 3—4 неудачных попыток запуск двигателя прекратить, найти неисправность и устранить ее

**Примечание** Частой причиной, затрудняющей запуск, является чрезмерная заливка. В этом случае следует полностью открыть дроссель и провернуть винт на 3—4 полных оборота против хода при выключенном зажигании

## Прогрев двигателя

1 После запуска двигателя законтрить заливной насос, повернув рукоятку так, чтобы красная точка была в верхнем положении, таким же образом на самолете Як-12Р законтрить пусковую кнопку, а на самолете Як-12М опустить предохранительную скобу пусковой кнопки, через 0,5—1 минуту перевести винт на малый шаг и прогревать двигатель, работая на режиме, соответствующем 700—800 об/мин до тех пор, пока температура входящего масла не начнет повышаться, затем увеличить обороты до 1100—1200 об/мин и после достижения температуры входящего масла  $+20^{\circ}\text{C}$  и температуры головок цилиндров  $100^{\circ}\text{C}$  постепенно довести обороты до 1800—2000 в минуту

2 Двигатель считается прогретым, когда температура головок цилиндров достигнет  $120^{\circ}\text{C}$ , а температура входящего масла будет не ниже  $30^{\circ}\text{C}$

## Опробование двигателя

После прогрева проверить работу двигателя

1 Проверить работу системы зажигания, для чего при минимальном шаге винта рычагом газа установить 1850 об/мин и выключить поочередно каждое магнето не более чем на 30 сек

Перед выключением второго магнето следует работать с двумя магнето для того, чтобы «прожечь» свечи

При переключении с двух магнето на одно падение оборотов не должно превышать 60 об/мин.

2. Проверить работу винта и механизма управления винтом Для этого рукоятку управления регулятором оборотов повернуть по часовой стрелке в положение минимального шага, а рычагом газа установить 2000 об/мин и, не трогая последней, перевести рукоятку управления регулятором оборотов в положение большого шага Число оборотов при этом должно снизиться до 1300—1400 в минуту

При обратном переводе рукоятки управления регулятором обороты должны возрасти до первоначальных, т. е. 2000 об/мин

3 Проверить работу винта и регулятора оборотов на равновесных оборотах Для этого при положении рукоятки управления винтом 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 самолете Як-12М на 80—100 мм рт. ст.), при этом число оборотов двигателя должно остаться постоянным

Рычагом газа снизить число оборотов до 900—1000 об/мин, затем плавно увеличить давление на всасывании до первоначального, должны установиться заданные обороты, т. е. 1850 об/мин

При резком выполнении указанных операций число оборотов может соответственно увеличиваться или уменьшаться на 50—100 об/мин, но через 2—3 сек должны восстановиться первоначальные

4 Проверить работу двигателя на номинальном режиме При этом показания приборов должны быть следующие

число оборотов	— 2050 $\pm$ 20 об/мин,
давление на всасывании	— на 25 — 45 мм рт. ст. больше атмосферного при полном открытии дросселя;
давление масла	— 4 — 6 кг/см <sup>2</sup> ,
давление бензина	— 0,2 — 0,5 кг/см <sup>2</sup> .

Примечание Во избежание перегрева двигателя вследствие недостаточного обдува не следует допускать длительной работы на номинальном режиме

5 Проверить приемистость двигателя. Переход от малого газа до номинального режима должен совершаться плавно в течение 2—3 сек.

6 Проверить работу двигателя в течение 15—20 сек на взлетном режиме Показания приборов при этом должны быть  
 число оборотов —  $2350 \pm 25$  об/мин,  
 давление на всасывании — на 30 — 50 мм рт ст больше атмосферного при полном открытии дросселя,

давление масла — 4 — 6 кг/см<sup>2</sup>,  
 давление бензина — 0,2 — 0,5 кг/см<sup>2</sup>

7 Проверить работу двигателя на малом газе при малом шаге винта Показания приборов должны быть.

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>

8 Проверить величину и стабильность напряжения генератора Для этого временно включить аккумулятор и нажать на кнопку вольтамперметра Изменяя обороты двигателя от 1300 до 2100 об/мин, убедиться, что напряжение генератора находится в пределах 27,5—28,5 в Опустить кнопку вольтамперметра Включить аккумулятор

9 Проверить величину обратного тока отключения генератора от электросети Для этого, плавно уменьшая обороты двигателя, необходимо зафиксировать величину максимального отклонения стрелки вольтамперметра вправо от нуля Обратный ток должен быть не более 15(10) а Цифры вне скобок приводятся для регуляторной коробки, отрегулированной на 80—95 а, цифры в скобках — для регуляторной коробки, отрегулированной на 53—59 а

При проверке величины обратного тока все потребители электроэнергии должны быть выключены

10 Во время работы двигателя на земле температура головок цилиндров не должна быть выше 230° С, а температура входящего масла не должна превышать 75° С

11 Во время прогрева и работы двигателя на земле не рекомендуется устанавливать обороты ниже 700 в минуту во избежание замасливания свечей

### Остановка двигателя

1 Перед остановкой двигателя необходимо открыть полностью жалюзи капота и створку маслорадиатора

2 Установить рукоятку управления регулятором оборотов на малый шаг, снизить обороты до 700—800 в минуту и работать на этом режиме до тех пор, пока температура головок цилиндров не снизится до 140—150° С

3 На 20—30 секунд повысить обороты до 1900—2000 в минуту

4 Зимой (при температуре наружного воздуха ниже 0°С) перевести винт на большой шаг

5 Рычагом газа снизить обороты до 600—700 в минуту, выключить зажигание и плавно полностью открыть дроссель Полное открытие дросселя обеспечивает продувку цилиндров двигателя воздухом для сохранения масла на стенках гильз

6 После останковки двигателя выключить аккумулятор, закрыть пожарный кран бензосистемы и створку маслорадиатора

7 Во избежание нарушения изоляции проводов запрещается закрывать жалюзи капота и покрывать двигатель чехлом при температуре головок цилиндров выше 100°

8 Зимой (при температуре наружного воздуха ниже 0° С) перед остановкой двигателя, прежде чем повысить число оборотов до 1900—2000 в минуту, необходимо продуть воздушные трубки пусковой системы для чего на 2 — 3 сек нажать кнопку воздушного самопуска

## Глава XIII ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА В ВОЗДУХЕ

### ПОДГОТОВКА К ВЗЛЕТУ

Перед выруливанием на старт пилот обязан

1 Движением ручки и педалей управления самолетом убедиться в легкости и правильности хода рулей и элеронов

2 Убедиться в том, что триммеры руля высоты установлены в нейтральное положение

3 По манометру проверить давление в воздушной системе самолета (должно быть 50 ат)

4 По показаниям приборов винтомоторной группы убедиться в нормальном температурном режиме двигателя

5 Включить авиагоризонт и разарретировать его

6 Включить питание радиостанции, установив автомат защиты «Рация» в верхнее положение. Установить переключатель на пульте радиостанции в положение «Прием», нажать кнопку рабочего канала и прослушать работу радиостанции диспетчера. Убедившись, что диспетчер не занят переговорами с экипажами других самолетов, вызвать его и запросить разрешение на руление и взлет.

При включении радиостанции на передачу нажать кнопку «Передача» расположенную на ручке газа. При переходе на прием кнопку отпустить.

7 Поднять сиденье пилота в положение для руления

8 Дать команду об уборке колодок из-под колес шасси или лыж

9 Проверить герметичность системы тормозов при полном нажатии на гашетку управления тормозами и нейтральном положении педалей не должно быть слышно шума воздуха

### РУЛЕНИЕ

10 С места самолет должен трогаться плавным увеличением газа при нейтральном положении педалей. Рукоятка управления регулятором оборотов воздушного винта при этом должна быть установлена в положение минимального шага.

11 Вследствие ограниченного обзора вправо вперед руление следует производить плавными разворотами влево, а затем вправо до 30° (руление «змейкой»).

12 В темное время суток перед рулением включить АНО и АРУФОШ-45, а во время руления периодически кратковременно включать фару.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ** Длительное, непрерывное включение фары не допускается во избежание перегорания лампы.

13 Руление производить на 900—1000 об/мин, при этом следить за температурой головок цилиндров и масла, не допуская перегрева или переохлаждения двигателя.

14 Для разворота самолета в нужном направлении отклонить соответствующую педаль, плавно нажать на тормозной рычаг и одновременно прибавить газ. Вывод самолета из разворота в нужном направлении производить установкой педалей в нейтральное положение либо отклонением педали, противоположной стороне разворота, и плавным нажатием на тормозной рычаг.

15 При рулении по прямой, когда ручка управления находится в положении, соответствующем отклонению руля высоты на 4° ниже и выше нейтрального, — хвостовая установка связана с управлением рулем поворота и можно рулить без помощи тормозов, выдерживание направления и развороты в этом случае производятся с помощью ножного управления педалями.



16. Для торможения самолета по прямой необходимо уменьшить газ до малого, установить педали в нейтральное положение и плавно нажать на тормозной рычаг ручки управления самолетом. Следует избегать резкого торможения на большой скорости руления во избежание капотирования самолета

17. Для разворота с малым радиусом необходимо ручку управления рулем высоты установить в такое положение, при котором хвостовая установка не будет связана с управлением рулем поворота, дать ногу в сторону разворота, плавно нажать на тормозной рычаг и увеличить газ

18. Развороты и довороты производить на уменьшенной скорости. Резкие развороты при одном полностью заторможенном колесе недопустимы, так как это создает большие нагрузки на шасси и может привести к разрушению пневматика колеса

19. Вблизи препятствий, по незнакомой поверхности, размокшему или неровному грунту рулить на пониженной скорости, соблюдая максимальную осмотрительность

20. Руление по прямой при боковом ветре, по размокшему и песчаному грунту требует более энергичного пользования тормозами и двигателем и, следовательно, более повышенного внимания летчика

Выполняя развороты при боковом ветре, учитывать, что в таких условиях самолет стремится разворачиваться навстречу ветру

21. Руление в условиях низких температур наружного воздуха следует производить с включенным подогревом воздуха, входящего в карбюратор, с таким расчетом, чтобы обеспечить температуру его в пределах от 8 до 12° С

22. Перед выруливанием на линию исполнительного старта, необходимо

1) Установить сиденье в положение для полета и привязаться к нему ремнями

2) Проверить положение триммеров руля высоты, они должны находиться в нейтральном положении

3) Проверить положение рычагов управления винтомоторной группой, рукоятка шага винта должна быть в положении «малый шаг», рычаг нормального газа — в положении, соответствующем 700—800 об/мин

Установить створки жалюзи, заслонки маслорадиатора и подогрева воздуха, входящего в карбюратор, в положение, обеспечивающее рекомендуемый температурный режим двигателя при данных внешних условиях

4) Убедившись, что двигатель прогрет, плавно переместить рычаг газа до полного открытия дросселя на 4—5 сек. Убедиться в том, что приемистость двигателя нормальная и обороты соответствуют взлетным — 2350 об/мин или номинальным — 2050 об/мин (в зависимости от выбранного режима взлета)

Показания приборов при этом должны быть

температура головок цилиндров — не ниже 120°С и не выше 230°С;

температура входящего масла — не ниже 30°С и не выше 75°С,

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

Взлет на самолетах Як-12Р и Як-12М, как правило, следует производить с применением закрылков на взлетном режиме двигателя (2350 об/мин и полное открытие дросселя)



При взлете с полной загрузкой и нейтральном положении триммера руля высоты самолет после отрыва от земли резко уходит вверх на малой скорости, т. е. имеет вполне определенную тенденцию к кабрированию. Для предотвращения кабрирования в этом случае рекомендуется перед взлетом установить триммер руля высоты в положение между «нейтрально» и «от себя».

Взлет самолета целесообразно производить строго против ветра, учитывая значительное усложнение взлета с боковым ветром. При взлете против ветра весьма заметно сокращается длина разбега, так, при скорости ветра 6—7 м/сек длина разбега уменьшается в два раза по сравнению с длиной разбега при полном отсутствии ветра (в штиль).

Во всех случаях целесообразно выруливать на линию исполнительного старта с таким расчетом, чтобы использовать максимальное расстояние для взлета. Это повышает возможность безопасного прекращения взлета в случае отказа двигателя.

Развернув самолет в направлении взлета, следует несколько проругать вперед, чтобы хвостовое колесо установилось по продольной оси самолета.

Отклонением ручки и педалей еще раз убедиться в свободе движений рулей и элеронов, запросить разрешение на взлет.

Получив разрешение на взлет, плавным увеличением мощности двигателя начать разбег.

В начале разбега самолета нужно быть готовым к тому, чтобы отклонением руля направления и торможением соответствующего колеса удерживать самолет в выбранном направлении взлета.

Ночью на оборудованном аэродроме, как правило, взлет производится с выключенной фарой.

При необходимости взлета с включенной фарой выключение ее должно производиться после преодоления всех препятствий, но не ниже, чем на высоте 50 м.

В случае снегопада, дождя, дымки, во избежание образования ослепляющего экрана, взлет совершать с выключенной фарой, наблюдая за поверхностью ВПП по стартовым наземным огням.

### Взлет без применения закрылков

В нормальных условиях старта, т. е. при хорошем состоянии и достаточных размерах взлетной полосы, взлет можно производить без применения закрылков как на взлетном, так и на номинальном режимах работы двигателя.

В этом случае длина разбега самолета Як-12Р при использовании взлетного режима работы двигателя составит 150 м, а скорость отрыва — 83 км/час по прибору.

Взлет без применения закрылков наиболее прост. Самолет хорошо сохраняет прямолинейность при разбеге.

На разбеге следует удерживать ручку в нейтральном положении, при этом самолет во второй половине разбега незначительно поднимает хвост. Преднамеренное поднятие хвоста самолета при разбеге усложняет технику пилотирования на взлете.

После отрыва самолет имеет тенденцию к кабрированию. Это предупреждается отжатием ручки «от себя» с постепенным увеличением скорости до 100—105 км/час по прибору.

После преодоления препятствий уменьшить мощность двигателя до взлетной до режима набора высоты. Наивыгоднейшая скорость набора высоты у земли составляет 95 км/час по прибору для самолета Як-12Р и 100 км/час — для Як-12М.

Набор высоты на самолетах Як-12Р и Як-12М следует производить

на скорости 100 км/час. Наивыгоднейшая скорость набора высоты для самолета Як-12Р составляет 95 км/час по прибору при начальном полетном весе 1305 кг, отклонение от наивыгоднейшей скорости на 5 км/час незначительно уменьшает вертикальную скорость набора высоты (не более 0,1 м/сек), но повышает безопасность полета.

### Взлет с применением закрылков

Взлет с применением закрылков можно производить при скорости ветра не выше 8 м/сек, закрылки должны быть отклонены на 40° для Як-12Р и на 20° для Як-12М.

Если необходимо добиться наименьшей длины разбега и взлетной дистанции, то взлет следует производить с применением закрылков с использованием взлетного режима двигателя (2350 об/мин, полный газ). При этом длина разбега в стандартных условиях составит на самолете Як-12Р — 80 м, а на самолете Як-12М — 126 м (см таблицу взлетных данных на стр. 156).

На разбеге следует удерживать ручку в нейтральном положении, при этом во второй половине разбега самолет незначительно поднимает хвост.

Преднамеренное поднятие хвоста самолета при разбеге усложняет технику пилотирования на взлете, так как не исключается возможность повторных касаний земли после отрыва. Отрыв самолета Як-12Р происходит на скорости 60 км/час, а самолета Як-12М — на скорости 80 км/час по прибору.

После отрыва самолет имеет тенденцию к кабрированию. Это предупреждается отжатием ручки «от себя» с постепенным увеличением скорости до 95—100 км/час по прибору.

На высоте не ниже 50 м убрать закрылки, сохраняя тот режим работы двигателя, на котором производился взлет (номинальный или взлетный).

После уборки закрылков и преодоления препятствий следует уменьшить мощность двигателя до режима набора высоты (1860 об/мин).

### Взлет с боковым ветром

Взлет с боковым ветром разрешается при скорости ветра не более 4 м/сек, при угле между направлениями ветра и линией взлета 90°.

Учитывая значительное усложнение пилотирования при взлете с боковым ветром, а также малую длину разбега самолета, рекомендуется, с разрешения КДП выбирать направление разбега не строго по направлению «Т» с тем, чтобы уменьшить боковую составляющую ветра. Выбранное направление должно обеспечивать полную безопасность взлета до высоты преодоления препятствий.

Взлет с боковым ветром выполнять без применения закрылков на взлетной мощности двигателя (2350 об/мин, полный газ).

При взлете с боковым ветром самолет имеет тенденцию к развороту против ветра.

В начале разбега разворот самолета парируется торможением соответствующего колеса, в процессе разбега — дачей ноги, обратной развороту.

По мере возрастания скорости эффективность руля поворота увеличивается, поэтому следует уменьшать его отклонение, сохраняя направление разбега.

После отрыва самолет имеет тенденцию к развороту против ветра и к сносу по ветру. С разворотом самолета следует бороться дачей но-

## НАИВЫГОДНЕЙШИЕ КРЕЙСЕРСКИЕ РЕЖИМЫ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА

**Самолет Як-12Р Начальный полетный вес 1240 кг**

Высота полета, м	Истинная воздушная скорость, км/час											
	140			150			160			170		
	Обороты в минуту	Скорость по прибору, км/час	Расход, л/час	Обороты в минуту	Скорость по прибору, км/час	Расход, л/час	Обороты в минуту	Скорость по прибору, км/час	Расход, л/час	Обороты в минуту	Скорость по прибору, км/час	Расход, л/час
500	1410	126	29,0	1530	137	33,3	1720	148	40,8	1900	159	50,5
2000	1490	115	29,4	1600	125	35,6	1730	135	41,0	1820	146	54,8

**Самолет Як-12М Начальный полетный вес 1428 кг**

Высота полета, м	Истинная воздушная скорость, км/час																				
	120					130				140				150				160			
	Обороты в минуту	Давление на всасы- ваний, мм рт ст	Скорость по прибо- ру, км/час	Расход, л/час	Обороты в минуту	Давление на всасы- ваний, мм рт ст	Скорость по прибо- ру, км/час	Расход, л/час	Обороты в минуту	Давление на всасы- ваний, мм рт ст	Скорость по прибо- ру, км/час	Расход, л/час	Обороты в минуту	Давление на всасы- ваний, мм рт ст	Скорость по прибо- ру, км/час	Расход, л/час	Обороты в минуту	Давление на всасы- ваний, мм рт ст	Скорость по прибо- ру, км/час	Расход, л/час	
500	1400	585	114	27,5	1440	600	122	29,0	1550	625	132	34,0	1690	645	141	43,0	1850	670	150	53,0	
1000	1410	570	111	28,0	1480	585	120	30,0	1580	600	128	34,0	1740	615	138	43,0	1880	635	146	53,0	
2000	1450	560	106	29,5	1520	565	114	31,0	1640	565	123	36,0	1760	570	131	43,0	1910	590	140	53,0	

Примечание Расходы бензина для самолетов Як-12Р и Як-12М приведены при закрытом высотном корректоре

ги, обратной развороту, а со сносом — креном в сторону ветра, удерживая самолет от разворота в сторону крена обратной ногой

Скорость отрыва при взлете с боковым ветром должна быть на 5—10 км/час больше нормальной

### НАБОР ВЫСОТЫ

После преодоления препятствий и уборки закрылков установить режим двигателя, соответствующий набору высоты

Набор высоты может производиться с использованием номинальной мощности двигателя (2050 об/мин, полный газ) или крейсерской мощности, равной 75% номинальной (1860 об/мин, наддув 680 мм рт ст).

Наивыгоднейшая скорость набора высоты у земли составляет для Як-12Р 95 км/час, а для Як-12М 100 км/час При наборе высоты до практического потолка через каждые 1000 м уменьшать скорость набора высоты на 4 км/час

При использовании номинальной мощности двигателя скороподъемность самолета у земли составляет 4,1 м/сек, при использовании крейсерской мощности (0,75 от номинальной) скороподъемность самолета у земли составляет 2,0 м/сек

Скорости набора высоты (по прибору), вертикальные скорости и время набора высоты

Стандартная высота, м	Полетный вес 1305 кг			Полетный вес 1428 кг		
	Скорость набора высоты по прибору, км/час	Скороподъемность, м/сек	Время набора высоты, минуты	Скорость набора высоты по прибору, км/час	Скороподъемность, м/сек	Время набора высоты, минуты
0	95	4,5	—	102	4,1	—
500	93	4,1	1,9	100	3,6	2,2
1000	92	3,6	4,0	98	3,2	4,7
2000	88	2,7	9,1	95	2,3	10,6
3000	85	1,8	16,2	91	1,5	19,3
4000	81	1,0	27,7	87	0,6	35,6
4160				87	0,5	40,2
4600	79	0,5	41,1	—	—	—

Практический потолок самолета с начальным полетным весом 1305 кг составляет 4600 м, а с полетным весом 1428 кг — 4160 м

На практическом потолке самолеты Як-12Р и Як-12М имеют скороподъемность (вертикальную скорость) 0,5 м/сек

Определение скороподъемности производилось при 2050 оборотах в минуту, закрытом высотном корректоре и полном открытии дросселя двигателя

При наборе высоты необходимо следить за температурным режимом двигателя, сохраняя его в допустимых пределах

Максимально-допустимые температуры

головок цилиндров (в течение не более 15 минут) 40°С,

входящего масла (в течение не более 15 минут) 85°С

Если температурный режим двигателя превышает максимально-допустимые пределы при полностью открытых жалюзи и створке масло-радиатора, то необходимо прекратить набор высоты и охладить двигатель путем перевода самолета в режим горизонтального полета, увеличив скорость полета до 135—140 км/час по прибору и уменьшив обороты до 1650 в минуту

Если при наборе высоты двигатель задымит из-за обогащения смеси, отвести защелку и подать ручку высотного корректора «от себя» до прекращения дымления

Перед первым разворотом обязательно убедиться в том, что закрылки убраны

## ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

В горизонтальном полете на всем диапазоне эксплуатационных центров самолет устойчив и легко балансируется триммером. Управляемость самолета хорошая.

При переходе в горизонтальный полет необходимо уменьшить давление на всасывании, а потом установить обороты двигателя и скорость по прибору (ручкой нормального газа) в соответствии с расчетом наилучшего режима полета для выполнения данного задания.

Следует иметь в виду, что фактический расход бензина на самолетах Як-12Р и Як-12М в зависимости от выбранного режима полета может колебаться в больших пределах: от 16 кг в час в режиме наибольшей продолжительности полета до 73 кг в час на взлетном режиме. Поэтому, если в начале горизонтального полета не установить точно выбранные при расчете обороты двигателя и соответствующее нужной скорости по прибору положение ручки нормального газа (на самолете Як-12Р) или давление на всасывании (для самолета Як-12М), то для выполнения задания может не хватить горючего.

Обычно в большинстве подразделений на самолете Як-12Р совершают полеты на следующем режиме:

количество оборотов в минуту — 1550,

скорость по прибору, км/час — 140.

На рис. 133 приведены показания указателя скорости и тахометра при полете на рекомендованном режиме.

Высота полета — 500 м

На данной высоте истинная воздушная скорость составляет 150 км/час, а на высоте 1000 м — 155 км/час.

На этом режиме расход горючего составит 27 кг в час, при полной заправке бензиновых баков горючего хватит на 4 часа полета при аэронавигационном запасе на 1 час, практическая дальность полета составит 600 км, а техническая дальность, т. е. до полного выгорания горючего, будет равна 750 км.

На самолете Як-12М на этом же режиме полета в связи с увеличением полетного веса расход горючего будет на 10% больше, а следовательно, дальность меньше.

Иногда на самолете Як-12Р совершаются полеты на режиме, при котором достигается значительная экономия в расходе горючего и наибольшая дальность полета без посадки.

Этот режим называется режимом наибольшей дальности или режимом наименьшего километрового расхода горючего.

Скорость по прибору для полета на режиме наибольшей дальности зависит от полетного веса, на самолете Як-12Р для полетного веса 1305 кг она составляет 125 км/час, а при полетном весе 1240 кг — 120 км/час, обороты двигателя должны быть 1400 в минуту. Расход

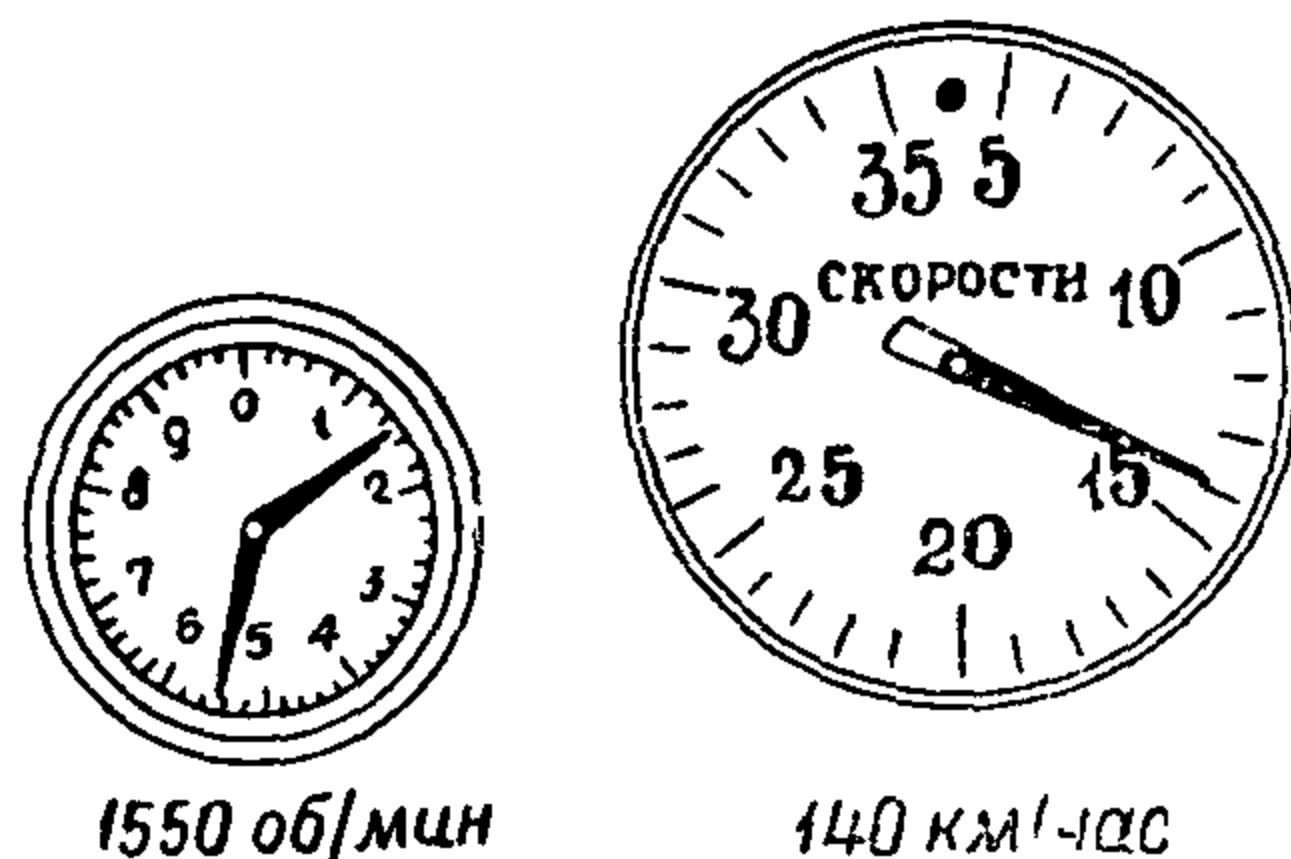


Рис. 133 Показания УС-35 и ТЭ-45 на рекомендованном режиме горизонтального полета

горючего в час составит при скорости по прибору 125 км/час — 21 кг/час, а при скорости 120 км/час — 20 кг/час.

На самолете Як-12М для полета на режиме максимальной дальности с начальным полетным весом 1432 кг рекомендуется устанавливать скорость по прибору 120 км/час, обороты 1420 в минуту и давление смеси на всасывании 585 мм рт ст. На этом режиме километровый расход топлива составит 0,217 л/км, а часовой — 27,6 л/час.

Иногда бывает необходимым использовать режим наибольшей продолжительности полета. На этом режиме часовой расход горючего наименьший.

На самолете Як-12Р он соответствует скорости по прибору 100 км/час при 1400 оборотах в минуту, расход горючего при полете на этом режиме составит 16 кг в час.

На самолете Як-12М при полете на режиме максимальной продолжительности рекомендуется скорость 100 км/час по прибору, обороты 1400 в минуту и давление смеси на всасывании 555 мм рт ст, расход горючего при этом составит 25,8 л в час, а километровый расход — 0,246 л на км при полете на высоте 500 м.

Развороты производить с креном до 30° на скоростях (по прибору) от 130 км/час до максимальной на высоте не ниже 50 м. На скоростях менее 130 км/час крены на разворотах не должны превышать 15°.

При нормальных условиях работы двигателя на крейсерском режиме показания приборов должны быть следующие:

температура входящего масла не ниже 30° и не выше 75°С

температура головок цилиндров — не ниже 140°С, не выше 230°С,

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>.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ** При любом режиме полета на любой высоте давление масла должно быть не менее 4 кг/см<sup>2</sup>, за исключением режима планирования на малом газе, на котором давление масла должно быть не ниже 1,5 кг/см<sup>2</sup>.

В полете контролировать расход горючего по внутренней шкале бензиномеров.

Для обеспечения нормальной работы двигателя на всех режимах температуру воздуха на входе в карбюратор рекомендуется поддерживать в пределах от 8 до 12°С.

Следует иметь в виду особенность самолетов Як-12М и Як-12Р, заключающуюся в том, что при резкой даче газа они энергично кабрируют, а при уборке газа переходят в крутое планирование. При изменении режима работы двигателя значительно изменяются усилия на ручке управления самолетом.

На самолетах Як-12М и Як-12Р производство фигур высшего пилотажа категорически воспрещается.

## СНИЖЕНИЕ

Скорость полета при снижении в нормальных условиях можно выдерживать такую же, на какой производился горизонтальный полет перед снижением.

При полете с пассажирами вертикальная скорость снижения не должна превышать 2 м/сек.

Во время снижения нельзя допускать, чтобы температура головок цилиндров была ниже 120°С, а температура входящего масла ниже 30°С.



Если при закрытых жалюзи двигателя и створке маслорадиатора температура масла и головок цилиндров будет продолжать снижаться, высоту следует терять уступами, переводя самолет в режим горизонтального полета, как только возникнет опасность переохлаждения двигателя

Перед посадкой винт установить на малый шаг для того чтобы в случае необходимости можно было быстрее перевести двигатель на взлетный режим

## ПОСАДКА

Посадку самолета разрешается производить при скорости ветра не выше 12 м/сек

При входе в зону АДС включить командную радиостанцию и установить связь с КДП аэропорта посадки. Получив разрешение на вход в район аэропорта и данные о погоде, установить барометрическую шкалу высотомера на давление на аэродроме

Ввиду того, что самолет имеет большой угол планирования, маршрут по кругу для расчета на посадку должен быть меньше, чем для самолета По-2

Посадка ночью на неосвещенный аэродром должна производиться при включенной фаре. Фару следует включать после последнего разворота и выхода на прямую на высоте 75 м. В конце пробега фару выключать

### Посадка без применения закрылков

По технике пилотирования посадка без применения закрылков проще, чем с применением закрылков. Посадку без применения закрылков рекомендуется производить при боковом ветре

При посадке без применения закрылков глиссада планирования более полого, а посадочная скорость и длина пробега несколько увеличиваются

Скорость планирования с убранными закрылками 110—125 км/час по прибору

При снижении с неотклоненными закрылками нос самолета поднят выше, чем при снижении с отклоненными закрылками. Это ухудшает обзор вперед и вперед-вправо. Поэтому необходимо повышенное внимание при выдерживании посадочной прямой и пролете препятствий на полосе подходов

Длина пробега самолета без применения закрылков и без использования тормозов около 400 м. Посадочная скорость самолета 75 — 95 км/час по прибору

В процессе пробега самолета необходимо выдерживать направление отклонением руля направления, а ручку удерживать в положении полностью «на себя». При этом положении ручки управления рулем высоты, хвостовая установка связана с управлением рулем поворота, что также облегчает сохранение прямолинейности пробега

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Во избежание резкого разворота самолета на пробеге после посадки движение ручки «от себя» в момент и после приземления самолета — *запрещается*

Для сокращения длины пробега применять тормоза только во второй половине пробега. Торможение производить осторожно, не допуская поднятия хвоста. Резкое торможение при посадке может привести к капотированию самолета

Во время руления следить за температурным режимом двигателя





На последней прямой снос самолета следует парировать креном, а направление полета удерживать рулем поворота.

Величина крена должна быть такой, чтобы полностью парировать снос самолета.

В таком положении самолет надо подводить до высоты выравнивания. С началом выравнивания крен постепенно уменьшать с таким расчетом, чтобы к моменту приземления самолет был полностью выведен из крена.

Если в момент приземления создан снос, то необходимо дать ногу по сносу для уменьшения силы бокового удара шасси.

Применять тормоза колес рекомендуется во второй половине пробега. Торможение производить осторожно, не допуская поднятия хвоста.

### УХОД НА ВТОРОЙ КРУГ

Уход на второй круг при заходе на посадку возможен как с выпущенными, так и с убранными закрылками.

При уходе на второй круг следует пользоваться взлетным режимом двигателя.

***ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Избегать резкой дачи газа, так как при этом возможен заброс оборотов винта.*

При даче газа самолет имеет тенденцию к кабрированию. Кабрирование предупреждается отжатием ручки «от себя» с последующим снятием нагрузки триммерами руля высоты.

Уход на второй круг с полностью выпущенными закрылками, особенно при полете с задней центровкой, усложнен вследствие больших нагрузок на ручке управления рулем высоты.

Набор высоты производить на скорости 100 км/час по прибору.

Закрылки убирать на высоте не менее 50 м при сохранении взлетной мощности двигателя.

---

## ЧАСТЬ ТРЕТЬЯ

**ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ****Глава XIV НИВЕЛИРОВАНИЕ, РЕГУЛИРОВАНИЕ  
И ДРУГИЕ РАБОТЫ****НИВЕЛИРОВАНИЕ САМОЛЕТА**

Нивелирование самолета производится при стыковке и при нарушении регулировки в процессе эксплуатации

Выполняя работу по регулировке самолета, необходимо соблюдать следующий порядок и правила

1. Регулировать самолет следует на горизонтальной площадке с ровной поверхностью

2. Перед регулированием необходимо расконтрить все крепления, которыми можно изменить регулировку (стержни, стойки, ленты)

3. После установки самолета в регулировочное положение не разрешается покачивать его

4. При регулировании соблюдать последовательность (по окончании регулирования одной части самолета начинают регулирование другой)

5. Замеры следует производить со стремянок или подставок, чтобы не нарушить регулировочного положения самолета

**Установка самолета в регулировочное положение**

Для установки самолета в регулировочное положение необходимо поднять его на регулировочные козелки. Козелки устанавливаются под узлы моторной рамы, под консоли крыла с двух сторон фюзеляжа и под хвост самолета. На хвостовое колесо необходимо подвесить груз в 80—90 кг. Регулируя высоту козелками, установить самолет в линию полета.

Для приблизительной установки самолета в линию полета можно пользоваться уровнем, который устанавливают на полу кабины пилота около педалей по меткам (реперам). Более точную установку самолета в линию полета производят по нивелиру. Нивелир необходимо установить впереди самолета на расстоянии 3—4 м от воздушного винта и на 1,5—2 м в сторону от оси симметрии самолета. Такое положение дает возможность делать замеры всех нивелировочных точек без перестановки нивелира.

Изменением высоты козелков под узлами моторной рамы устанавливают центры передних стыковых узлов крыла с фюзеляжем строго на

одном уровне (левая и правая точки должны лежать на одной горизонтали)

Изменением высоты козелка под хвостом устанавливают превышение центров передних стыковых узлов на  $41,5 \pm 1,5$  мм над центрами задних узлов (точки 5 над точкой 6). В этом положении самолет считается установленным в линию полета.

Нивелировочные точки нанесены на крыле и стабилизаторе в виде красных кружков диаметром 20 мм и точки в центре.

Координаты расположения нивелировочных точек указаны на рис. 134 для самолета Як-12Р и на рис. 135 для самолета Як-12М.

### Нивелирование крыла

Регулирование крыла проверять по поперечному V, углу установки и по закрутке крыла.

Поперечное V крыла проверяется по точкам 1, 3 и должно быть превышение точки 3 над точкой 1 на  $175 \pm 20$  мм.

Установка крыла проверяется по точкам 1, 2 и должна быть  $46 \pm 2,5$  мм.

Закрутка крыла проверяется по точкам 3, 4 и должна быть  $0 \pm 5,5$  мм.

При регулировании закрутки крыла угол установки его в сечении II-II для левой консоли должен быть больше угла установки правой консоли на 2—4 мм.

Проверку производить на самолете, установленном в линию полета.

Регулирование крыла можно производить за счет изменения длины задних подкосов.

### Проверка установки стабилизатора

Проверка установки и закрутки стабилизатора производится по точкам 8, 9, 10, 11.

Превышение точек 9, 11 над точками 8, 10 должно быть  $5,5 \pm 1,5$  мм. Превышение точек 8 над точками 10 должно быть  $0 \pm 2,5$  мм. Превышение левой точки 10 над правой точкой 10 или наоборот должно быть не более 5 мм.

Угол установки стабилизатора регулируется ходовым винтом в задней точке его крепления. Натяжение лент-расчалок после регулирования стабилизатора должно быть верхних —  $240 \pm 30$  кг, нижних —  $300 \pm 30$  кг.

При любом положении самолета можно производить измерение углов отклонения органов управления, а также проверку симметрии самолета.

После окончания нивелирования все регулируемые соединения должны быть законтрены.

### ЗАРЯДКА БОРТОВОГО БАЛЛОНА СЖАТЫМ ВОЗДУХОМ

Перед зарядкой бортового баллона сжатым воздухом необходимо убедиться в том, что в аэродромном баллоне нет воды, для чего наклонить баллон на  $10-15^\circ$  в сторону его головки, и плавно на 1—2 сек открыть вентиль баллона. Если в аэродромном баллоне есть вода, то зарядка из него бортового баллона воспрещается.

### Порядок работы

1. Снять крышку с зарядного штуцера воздушной сети.
2. Присоединить шланг для зарядки бортовой сети (прикладывается наземному оборудованию) к аэродромному баллону сжатого воздуха.

и продуть шланг воздухом. Баллон положить в наклонном положении так, чтобы горловина его была выше дна и через нее не могла попадать влага в воздушную систему самолета.

3 Присоединить зарядный шланг аэродромного баллона к штуцеру воздушной системы.

4 Открыть кран воздушной сети, установленный с правой стороны на приборной доске.

5 Плавно приоткрыть вентиль аэродромного баллона и по манометру воздушной сети, установленному с правой стороны на приборной доске, наблюдать за повышением давления, не допуская давления выше  $50 \text{ кг/см}^2$ .

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ** При резком открытии вентиля аэродромного баллона, наполненного сжатым воздухом до давления  $125\text{—}130 \text{ кг/см}^2$ , можно повредить воздушную систему самолета.

Воздушная система самолета имеет обратный клапан, который пропускает сжатый воздух в воздушную систему самолета и не пропускает его обратно.

6 Зарядить систему до давления  $50 \text{ кг/см}^2$ . Если при зарядке системы нет показаний манометра, то необходимо проверить бортовой штуцер и обратный клапан.

7 Закрыть вентиль аэродромного баллона.

8 Закрыть кран воздушной сети. Открыть его следует только перед полетом (перед запуском двигателя).

9 После зарядки воздушной системы самолета отсоединить шланг от зарядного штуцера и закрыть крышкой штуцер зарядки воздушной системы.

10 После полета, во избежание утечки воздуха через агрегаты воздушной системы, кран воздушной сети необходимо закрыть.

11 Для проверки работы воздушной системы и прочих работ на земле, связанных с расходом воздуха, пользоваться аэродромным баллоном сжатого воздуха.

## РЕГУЛИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕМ ВЫСОТЫ

Нейтральное положение ручки управления в кабине должно соответствовать нейтральному положению руля высоты (см. рис. 43). Управление регулируется изменением длины тяги 5 между ручкой 4 и качалкой 6, ввертыванием или вывертыванием ушковых болтов и упорами, ограничивающими движение ручки. Верхний упор ручки — регулируемый, нижний — нерегулируемый. При регулировании тяги 5 необходимо проверять проволокой через контрольное отверстие глубину ввернутой резьбы вильчатого наконечника.

При отклонении руля высоты вверх на  $30^\circ$  ручка в кабине должна быть отклонена на себя от нейтрального положения на  $17^\circ \pm 1,5^\circ$ . При отклонении руля высоты вниз на  $20^\circ$  ручка управления самолетом должна быть отклонена вперед от нейтрального положения на  $8^\circ \pm 1^\circ$ .

Рекомендуется производить регулирование в следующем порядке.

1 При ненатянутых тросах закрепить ручку и руль в нейтральном положении.

2 Отрегулировать тягу так, чтобы нижний шарнир качалки 6 был на расстоянии  $102 \text{ мм}$  от рамы № 3 фюзеляжа.

3 Отрегулировать тросы, натянув их с усилием  $25 \pm 5 \text{ кг}$ . Усилия измерять между рамами № 4 и № 5 фюзеляжа.

4 Сняв фиксаторы и, отклоняя ручку до упоров в обе стороны, проверить углы отклонения руля.

## РЕГУЛИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ РУЛЕМ НАПРАВЛЕНИЯ

Отклонение ножных педалей от нейтрального положения в обе стороны до упоров равно  $23^\circ$ . Натяжение тросов регулируется тандерами. Углы отклонения руля направления в обе стороны  $25^\circ \pm 1^\circ$  регулируются упорами ножных педалей. Ножное управление по длине ног пилота регулируется перестановкой каждой педали в нужное положение и контровкой шпильками.

### Порядок регулирования

1 При опущенных тросах — зафиксировать педаль и руль направления в нейтральном положении и отрегулировать тросы, натянув их с усилием 30—40 кг. Измерение усилий производить между рамами № 4 и 5 фюзеляжа.

2 Снять фиксаторы и, отклоняя педаль в обе стороны до упоров, проверить углы отклонения руля.

## РЕГУЛИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ

При нейтральном положении элероны должны быть на одной прямой с задней кромкой крыла, отклонение вверх или вниз допускается не более 2 мм. Нейтральному положению элеронов должно соответствовать отклоненное положение ручки управления самолетом вправо от вертикали на 21 мм (замер производить по верху ручки).

Отклонение элеронов вверх  $23^\circ \pm 1^\circ$  и вниз  $16^\circ \pm 30'$  ограничивается упорами, установленными на раме фюзеляжа, и регулируется соединительными тягами роликов управления элеронами. Ручка управления самолетом в кабине отклоняется влево и вправо на  $15^\circ \pm 30'$  от нейтрального положения.

### Порядок регулирования

1 Зафиксировать ручку и элероны в нейтральном положении и отрегулировать тросы тандерами, натянув их с усилием  $18 \pm 3$  кг. Измерение усилий производить по подкосу крыла между направляющей втулкой и нижним роликом.

2 Снять фиксаторы и, отклоняя ручку в стороны до упоров, проверить углы отклонения элерона.

Регулирование ручек управления триммером руля высоты состоит в том, что при нейтральном положении ручки поверхность ее головки должна находиться на расстоянии 65 мм от приборной доски. Ход «от себя» должен быть равен 38 мм, «на себя» — 60 мм, что соответствует крайним отклонениям триммера. При взятии ручки «на себя» триммер должен отклоняться вниз на  $30^\circ \pm 2^\circ$ , а «от себя» — вверх на  $20^\circ \pm 1,5^\circ$ .

Для вывода рейки из зацепления с зубом необходимо нажать на ручку вниз и перемещать ее в нужное положение. Стопорение ручки (зацепление рейки с зубом) происходит под действием пружины. Нейтральное положение обозначается на рейке поперечной риской. При нейтральном положении риска совпадает с плоскостью приборной доски. Мертвый ход ручки допускается не более 6 мм в каждую сторону от нейтрального положения.

## РЕГУЛИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ТОРМОЗАМИ

Регулирование управления тормозами производится при давлении в баллоне 50 ат и открытом кране сети.

Сначала регулируется винт, ограничивающий ход гашетки управления тормозами. При полном ходе гашетки и нейтральном положении пе-

дачей давление в тормозах должно быть 5—6 ат. Затем регулируются винты дифференциала так, чтобы между ними и коромыслом оставался зазор 2 мм при нейтральном положении педалей

### РЕГУЛИРОВАНИЕ ДАВЛЕНИЯ БЕНЗИНА РЕДУКЦИОННЫМ КЛАПАНОМ БЕНЗИНОВОГО НАСОСА 702М

В случае отклонения давления бензина от установленного необходимо установить рекомендованное давление следующим образом

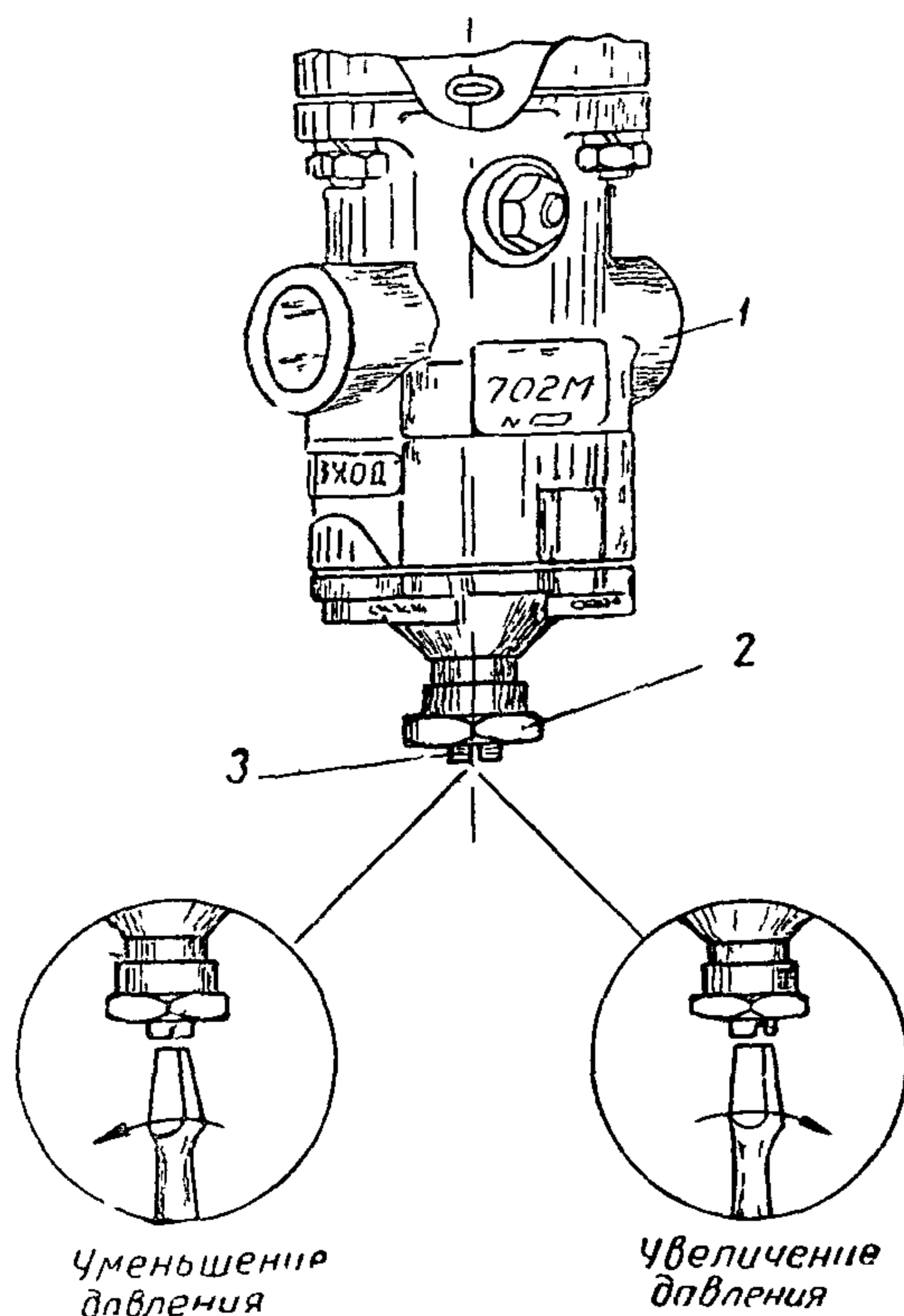


Рис 136 Регулировка давления бензина  
1—бензиновый насос, 2—колпачок, 3—регу-  
лировочный винт

- 1 Расконтрить регулировочный винт 3 бензонасоса (рис 136)
- 2 Отвернуть колпачок 2 на полоборота, одновременно удерживая винт 3 при помощи ключа или отвертки
- 3 Для повышения давления бензина повернуть регулировочный винт 3 по часовой стрелке, а для понижения давления — против часовой стрелки
- 4 Завернуть и законтрить колпачок регулировочного винта

### РЕГУЛИРОВАНИЕ ДАВЛЕНИЯ МАСЛА РЕДУКЦИОННЫМ КЛАПАНОМ МАСЛОНАСОСА

При отклонении давления масла от установленного необходимо установить рекомендованное давление следующим образом

- 1 Расконтрив и сняв колпачок 7 (рис 137), надо ослабить ключом контргайку регулировочного винта, одновременно удерживая винт от проворачивания отверткой, вставленной в прорезь винта
- 2 Для повышения давления масла повернуть регулировочный винт по часовой стрелке, удерживая контргайку ключом

3 Для понижения давления масла повернуть регулировочный винт против часовой стрелки, удерживая контргайку ключом

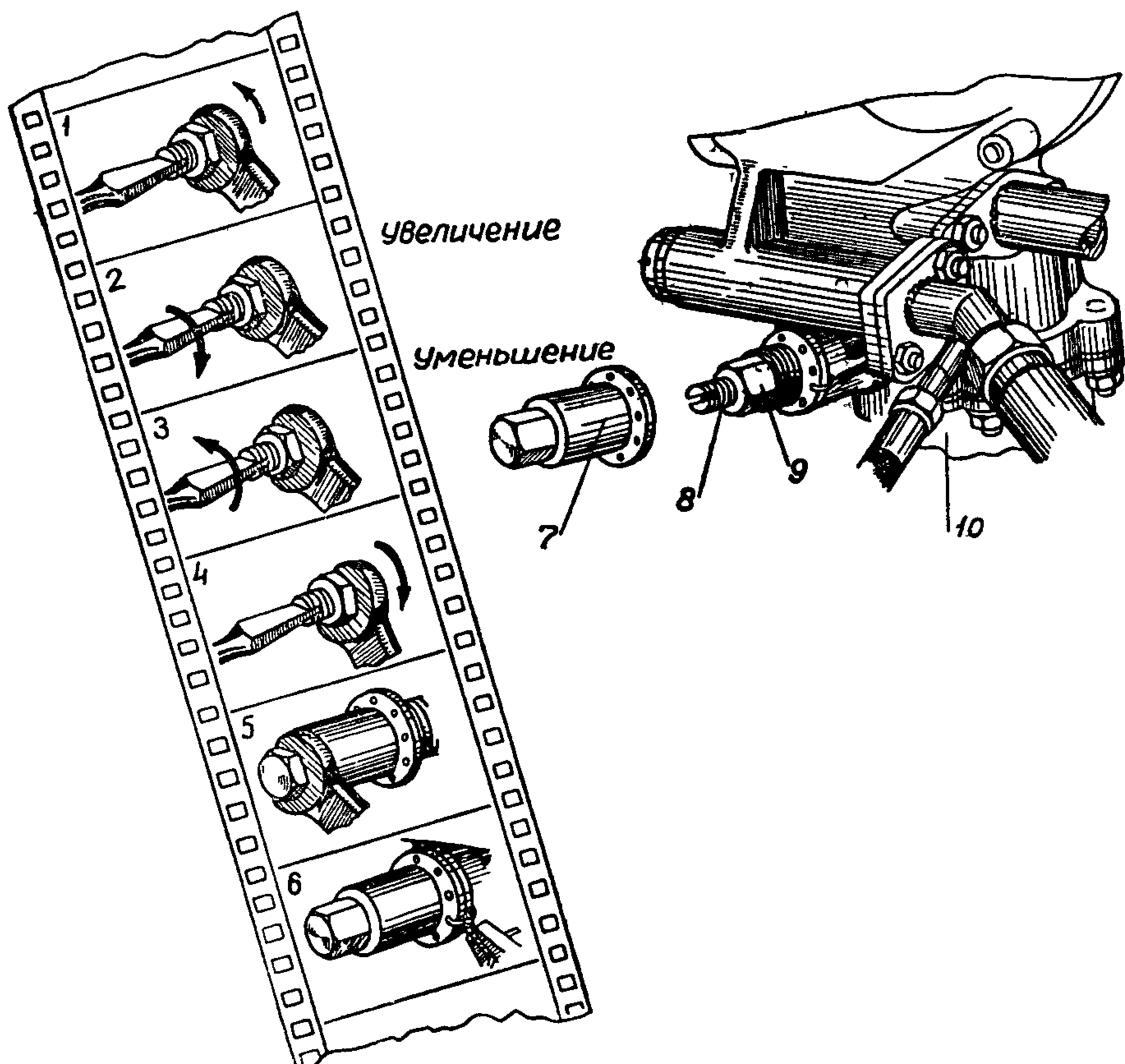


Рис 137 Регулировка давления масла

1—ослабление контргайки, 2—увеличение давления масла, 3—уменьшение давления масла 4—затяжка контргайки, 5—затяжка колпачка, 6—контровка колпачка 7—колпачок, 8—регулировочный винт, 9—контргайка, 10—масляный насос

- 4 Завернуть контргайку регулировочного винта
- 5 Завернуть колпачок регулировочного винта
- 6 Законтрить колпачок регулировочного винта

#### ДЕМОНТАЖ И МОНТАЖ КОЛЕСА 595 × 185 мм

- 1 Поднять самолет подъемниками так, чтобы колеса не касались земли
- 2 Отсоединить тормозной трубопровод от штуцеров на тормозных барабанах
- 3 Расконтрить и отвернуть гайку
- 4 Снять колесо, при этом проследить, чтобы роликовые подшипники не упали на землю Положить колесо на брезент или фанеру
- 5 Для очистки подшипников от загрязненной смазки промыть их керосином или бензином, продуть воздухом и просушить
- 6 Осмотреть обоймы и ролики, проверить, нет ли трещин, выработки, выкрашивания или коррозии на рабочих поверхностях  
Подшипники с дефектами заменить
- 7 После осмотра заполнить подшипники смазкой Обоймы роликовых подшипников смазать тонким слоем смазки при температуре окружающего воздуха выше минус 20° — смазкой НК-50, ниже минус 20° —



—смазкой НК-30 Попадание ее на колодки тормозов ухудшает их работу

8 Собирать колесо следует в порядке, обратном демонтажу

### ЗАМЕНА ПНЕВМАТИКА КОЛЕСА

Для снятия пневматика с колеса необходимо

1 Выпустить воздух из камеры пневматика

2 Положить колесо вверх той стороной, где имеется съемная реборда

3 Отжать реборду в сторону пневматика, снять контрящие полукольца и штифты

4 Снять реборду Освободить ниппель и снять покрышку

Собирать колесо нужно в обратном порядке, для чего необходимо

1 Тщательно осмотреть обод колеса, очистить его от грязи, смазки и насухо протереть ветошью

2 Проверить покрышки, протереть сухой ветошью их внутреннюю поверхность и припудрить тальком

3 Проверить исправность и герметичность камеры

4 Если камера исправна, обтереть ее чистой тряпкой насухо и припудрить тальком

5 Заправить камеру во внутрь покрышки, укрепить вентиль

6 В заправленную камеру подать немного воздуха с тем, чтобы слегка ее расправить, затем произвести монтаж пневматика По окончании монтажа создать в камере давление, равное 1,5—1,8 ат для Як-12Р и 2,5 ат для Як-12М Давление необходимо проверить специальным манометром ШГ-2 При отсутствии манометра зарядку пневматиков можно определить по их обжатию

При нормальном полетном весе самолета и давлении в пневматиках обжатие должно быть не более 30—40 мм

Выпуск самолета в полет со слабо накаченными пневматиками не разрешается

### ПОРЯДОК РАБОТЫ ПО ПРОВЕРКЕ ДАВЛЕНИЯ В ЦИЛИНДРАХ ТОРМОЗНЫХ КОЛЕС

1 Открыть левый бортовой люк и левый щиток шасси

2 Отсоединить трубопровод от дифференциала Д-1

3 Пропустить концы шлангов, идущие от манометра МВ-12, между нижним профилем левого бортового люка и полом

4 Присоединить F-образный наконечник шланга к правому штуцеру дифференциала, пропуская шланг сверху, а прямой наконечник шланга — к левому штуцеру

5 Положить манометр МВ-12 в кабину

6 Садясь в кабину, взять в руки манометр и, работая педалями, проверить давление в цилиндрах тормозных колес

Давление воздуха в цилиндрах тормозных колес должно быть 6 кг/см<sup>2</sup>

### ПОРЯДОК СЪЕМКИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА В-530 С ВАЛА ДВИГАТЕЛЯ

Съемку винта производить в следующем порядке

1 Снять утеплитель винта (см рис 83)

2 Расконтрить и вывернуть болт шпонки цилиндра винта

3 Вынуть шпонку цилиндра.

4 Развернуть цилиндр на 30°, вывести из зацепления выступы замка цилиндра с выступами корпуса и снять цилиндровую группу винта

5 Вынуть контрольное кольцо звездочки из канавки ступицы

6. Вынуть контровую звездочку гайки крепления винта.
7. Расконтрить гайку крепления винта, для чего снять два шплинта и вынуть контровую шайбу
8. Вывернуть штуцер переходника
9. Вынуть прокладку штуцера
10. Вынуть переходник
11. Вынуть прокладку переходника
12. Отвернуть гайку крепления винта на длину резьбы, снять винт с конусов
13. Снять винт с носка вала двигателя
14. Снять задний конус
15. Навинтить предохранительную гайку на вал винта
16. Временно установить на винт узла цилиндра кок, винты крепления кока, задний конус и детали крепления.

### ПОРЯДОК УСТАНОВКИ ВОЗДУШНОГО ВИНТА В-530 НА ВАЛ ДВИГАТЕЛЯ

Перед установкой винта для определения правильности статической балансировки рекомендуется проверить его на эквилибраторе (балансировать винт следует вместе с отоплителем)

Проверить биение лопастей винта, которое на контрольном сечении (радиусе 1000 мм) допускается не более 2 мм

Установку винта производить в следующем порядке

1. Снять предохранительную гайку с вала винта
2. Проверить резьбу носка вала винта, для чего навернуть на его носок гайку крепления, которая должна без люфта от руки наворачиваться на всю длину нарезной части. Снять гайку
3. Протереть шлицы и резьбу носка вала и смазать тонким слоем технического вазелина или моторного масла
4. Проверить правильность посадки винта на конусах. Площадь прилегания по краске должна быть не менее 75% от поверхности прилегания конуса
5. Смазать задний конус тонким слоем вазелина или моторного масла и установить конус на носок вала
6. Установить винт на носок вала. При нажатии руками винт должен передвигаться на всю длину шлиц до упора в задний конус
7. Смазать резьбу гайки крепления винта и передний конус техническим вазелином или моторным маслом и надеть передний конус на бурт затяжной гайки
8. Навернуть гайку крепления винта с надетым на нее передним конусом на носок вала двигателя и затянуть ее, прикладывая момент в 55—60 кгм
9. Установить кольцо-съемник
10. Установить контровую звездочку
11. Установить контровое кольцо звездочки
12. Поставить прокладку переходника
13. Вставить переходник в носок вала двигателя. Проследить за тем, чтобы сквозное отверстие переходника было поставлено на выступающую втулку диаметром 9 мм. Сквозное отверстие переходника является каналом малого шага
14. Поставить прокладку штуцера
15. Ввернуть в носок вала штуцер, момент затяжки — 15—20 кгм
16. Установить контровую шайбу на штуцер
17. Закрепить контровую шайбу двумя шплинтами к затяжной гайке
18. Установить цилиндрическую группу, для чего развернуть лопасти на малый шаг, совместить выступы цилиндра с прорезями замка кор-

пуса, развернуть цилиндр на  $30^\circ$ , зафиксировать цилиндр от проворачивания шпонкой. Ввернуть болт шпонки цилиндра и законтрить его проволокой.

19 Установить и закрепить отоплитель винта

### ЗАМЕНА И РЕГУЛИРОВАНИЕ РЕГУЛЯТОРА ОБОРОТОВ Р-2 НА САМОЛЕТАХ Як-12Р и Як-12М

Управление регулятором оборотов Р-2 осуществляется с помощью штурвала, установленного на приборной доске. При вращении штурвала перемещается червяк, с которым соединен трос в боуденовской оболочке. Другим концом трос крепится к рычагу 18 на регуляторе оборотов (см. рис. 92). При вращении штурвала по часовой стрелке (рис. 132) рычаг перемещается вперед и обороты воздушного винта уменьшаются, а при вращении штурвала против часовой стрелки рычаг переводится назад и увеличиваются обороты.

Рычаг регулятора посажен на шестигранном валике таким образом, чтобы он, будучи не соединенным с тягой ручного управления, отклонялся до упора вперед на  $95^\circ$ , а назад на  $65^\circ$ . Весь угол поворота поводка составляет  $160^\circ$ .

В этом случае упорами рычага служат для крайнего переднего положения — верхнее крайнее положение зубчатой рейки регулятора; для заднего положения — нижнее крайнее положение рейки при полностью сжатой пружине регулятора. При нейтральном монтаже положение рычага будет отличаться на величину, кратную  $60^\circ$ .

Если рычаг регулятора оборотов соединить со штурвалом управления воздушным винтом, то ограничителями большого и малого шага служат зажимные хомуты, находящиеся в первом отсеке фюзеляжа, за приборной доской на корпусе червяка. Последний хомут, не считая первого, является ограничителем большого шага, а задний — ограничителем малого шага.

При правильно установленных хомутах угол между поводком и осью ведущего валика для большого шага равен  $15-20^\circ$ , для максимальных оборотов  $45-40^\circ$ .

Производственные допуски на изготовление регуляторов могут изменить приведенные величины углов на  $\pm 5-10^\circ$ .

Расстояние между хомутами (при соблюдении указанных углов поворота поводка) равно 35 мм. Расстояние от заднего ограничителя (ограничитель максимальных оборотов) до фланца корпуса червяка равно 13 мм.

Обороты двигателя при приведенных размерах равны максимальные 2350 об/мин, а на полном натяжении — 1400 об/мин.

Передвижение ограничителя большого шага на 1 мм соответствует изменению оборотов  $\pm 30$  об/мин.

Перед настройкой регулятора следует убедиться в том, что поводок правильно посажен на валик, т. е. поворачивается по часовой стрелке (если смотреть с левой стороны двигателя) на  $95^\circ$  от оси ведущего валика регулятора. Из этого положения поводок следует повернуть против часовой стрелки на  $80^\circ$  и соединить тягу. При этом штурвал должен быть в положении большого шага, а хомут-ограничитель большого шага полностью ослаблен. Попутно нужно также полностью ослабить задний хомут.

На работающем двигателе при ослабленных хомутах его обороты выходят далеко за допустимые пределы.

После соединения тяги с поводком следует переместить ограничитель в среднее положение. Надо запустить двигатель и после прогрева на полном дросселе медленно облегчить винт. Червяк при этом перемещает задний ограничитель к приборной доске до расстояния 13 мм. Обороты

будут увеличиваться. При достижении 2350 об/мин дальнейшее действие штурвалов в сторону малого шага прекратить, т. е. ограничитель встал на свое место, после чего требуется закрепить хомут в этом положении. Затем также медленно и осторожно затянуть винт, не превышая 1400 об/мин. Хомут-ограничитель при этом переместится на свое место и его следует закрепить.

Не трогая штурвала, остановить двигатель и зажать болты хомутов. Установка регуляторов с большого шага представляет некоторое удобство, заключающееся в том, что при этом не приходится преодолевать сопротивление пружины.

Рекомендуется при установке регулятора иметь тонкий ключик 6 мм под шестигранник валика вместо плоскогубцев. Ключом удобно держать валик в любом положении в случае необходимости перестановки поводка на гранях или на шлицах.

Следует иметь в виду, что окончательным критерием правильной установки регулятора оборотов Р-2 на самолете Як-12Р или Як-12М будут обороты на малом и большом шаге, которые должны составлять  
на предельно-малом шаге 2350 об/мин,  
на предельно-большом шаге 1400 об/мин.

#### ПЕРЕОБОРУДОВАНИЕ ГРУЗОВОГО САМОЛЕТА Як-12М В ПАССАЖИРСКИЙ

Для этого необходимо

1 Снять переднюю панель грузового пола с откидными спинками, отвернув два болта со швартовыми кольцами и открыв два замка патефонного типа.

2 Вместо снятого пола поставить пол с мягким сиденьем, закрепив его двумя замками патефонного типа.

3 В гнезда, расположенные на полу, вставить штыри мягкой спинки. Вверху спинки закрепить двумя замками (защелками) к бортовым зашивкам кабины.

4 Над мягкой спинкой установить металлическую полку для вещей, закрепив ее четырьмя винтовыми замками к профилю спинки и тремя винтовыми замками к верхней трубе рамы № 4.

5 На внутренних бортовых зашивках, на полке для вещей, на окантовках пассажирских дверей и на верхних трубах между 3-й и 4-й рамами расположены перчаточные кнопки. На эти кнопки закрепить драпировку.

6 В чашку, установленную в полу между креслом летчика и пассажира, установить огнетушитель. Перед установкой огнетушителя необходимо снять крышку.

7 Установить два мягких поручня и два крючка слева и справа на раме № 3.

8 В скобы пассажирского дивана закрепить привязные ремни.

9 На диван надеть чехол.

#### ПЕРЕОБОРУДОВАНИЕ ГРУЗОВОГО САМОЛЕТА Як-12М В СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННЫЙ

С этой целью нужно

1 Снять правое кресло пассажира с подушкой и привязными ремнями, все секции пола грузового отсека, кожух блока «А» радиостанции РСИУ-3М, внутренние бортовые зашивки, преобразователь ПО-500, приемник радиокompаса АРК-5, блок «Б», блок «А» и блок «В» радиостанции РСИУ-3М.

2 На жгуты с фишками радиокompаса АРК-5, преобразователя ПО-500, блоков «А», «Б» и «В» надеть матерчатые чехлы. Жгуты в че-



хлах блоков «Б» и «В» закропить шпагатом к полке рации, жгуты блока «А» — к ванночке, жгуты преобразователя ПО-500 — к трубе каркаса фюзеляжа, жгуты радиокompаса АРК-5 — к полке рации

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ** Выключатели «Рация» и «АРК» на электропитке приборной доски должны быть выключены

3 Установить бак (бункер), для чего снять правую пассажирскую дверь, кресло пилота, лючок на нижней обшивке фюзеляжа между рамой № 3 и 4. С бункера перед установкой снять верхние узлы крепления. Через правый проем двери внести бак нижней горловиной вперед и затем поставить его вертикально на нижние кронштейны каркаса фюзеляжа на раме № 3. Поставить верхние узлы на бак, закрепить их болтами. Навесить бак на верхние узлы рамы № 3.

4 Стянуть болтами нижний узел бака с кронштейнами каркаса фюзеляжа, проложив между ними текстолитовые прокладки (не более двух на каждый узел) соответственно зазору между кронштейнами. Затянуть верхние болты крепления бака и зашплинтовать их.

На нижнюю горловину бака надеть чехол, установленный по контуру нижнего люка горловины бака. Поставить тягу на нижний узел бака и соединить ее с узлом крепления нижних тяг тоннеля-распылителя, который установлен на балочке между рамами № 3 и 4.

5 Снять заглушку со стекла фонаря. Установить загрузочную горловину, закрепив ее тремя замками патефонного типа к крючкам крепления на фланце загрузочного отверстия бака.

6 Поставить фальшпол, закрепив его винтами на анкерные гайки, которые установлены на профиле рамы № 3 и балочке между рамами № 3 и 4.

7 Установить вал управления, сектор, закрепив их винтами на анкерные гайки, расположенные на полу за сиденьем пилота и слева от его сиденья.

8. Поставить правую пассажирскую дверь и кресло пилота. Законтрить проволокой рычаг аварийного сбрасывания двери.

9 Установить пыленепроницаемую перегородку рамы № 3, закрепив ее винтом на анкерные гайки, расположенные на окантовках пассажирских дверей, на нижнем профиле рамы № 3 и верхней зашивке.

10 На анкерные гайки третьей секции пола кабины пилота установить раму контейнера аккумулятора.

Снять контейнер с аккумулятором с полки у рамы № 1 и поставить на установленную раму в кабине пилота.

Штепсельный разъем жгута аккумулятора закрепить в ложной штепсельной розетке, установленной на полке рации у рамы № 1.

На внутренней зашивке, ниже проема правой пассажирской двери, находится лючок, в нише которого, в ложной штепсельной розетке, закреплен жгут контейнера аккумулятора.

Жгут с разъемом отвертывается и подсоединяется к контейнеру аккумулятора.

**Примечание** Перечисленные демонтаж и монтаж являются общими для опыливателя и опрыскивателя.

### **ПОРЯДОК ЗАМЕНЫ НИТРОЦЕЛЛЮЛОЗНОГО ПОКРЫТИЯ ПЕРХЛОРВИНИЛОВЫМИ ЭМАЛЯМИ**

По истечении срока службы нитроцеллюлозного покрытия следует перекрашивать самолеты перхлорвиниловыми эмалями в следующем порядке:

1. Всю окрашиваемую поверхность самолета (полотняную и металлическую) промыть сначала теплой мыльной, затем чистой водой.

2 Тщательно зачистить поверхность шкуркой № 130—140.

3 Удалить продукты зачистки

## Глава XV ПОСЛЕПОЛЕТНОЕ И ПРЕДПОЛЕТНОЕ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

### ПОСЛЕПОЛЕТНОЕ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Назначение послеполетного обслуживания — подготовить самолет к следующему полету

Послеполетное обслуживание производится после окончания летного дня, но не реже, чем через каждые 6 часов налета

#### Предварительные работы

Убедиться, что магнето и аккумулятор выключены, закрыты краны пожарный и воздушной системы. Осмотреть, нет ли подтеков бензина на обшивке крыла в местах расположения бензобаков или подтеков масла на капоте двигателя и коке винта

Установить воздушный винт в вертикальное положение и снять капот двигателя, при открывании верхней крышки капота ее следует сначала поднять вверх, а затем сместить назад

Осмотреть, нет ли течи в соединениях двигателя и трубопроводов, а также из-под фланцев агрегатов

На ощупь убедиться в нормальной работе всех цилиндров. При обнаружении малонагретых или перегретых цилиндров установить причину.

Очистить капот, винт, двигатель, агрегаты, трубопроводы, электропроводку и промыть соты маслорадиатора от грязи и подтеков масла

Очистить обшивку самолета, шасси и хвостовую установку. Произвести уборку в кабине

Открыть все лючки и створки на самолете

Проверить остаток масла и горючего в баках и подсчитать расходы.

Зимой при температуре наружного воздуха ниже  $-20^{\circ}\text{C}$  слить масло из маслосистемы

При температуре наружного воздуха от  $-5^{\circ}$  до  $-20^{\circ}\text{C}$  перед остановкой двигателя произвести разжижение масла бензином согласно «Инструкции по разжижению масла бензином»

Если есть подогреватели типа МП-85, МП-44 или ИП-40, масло из маслосистемы при температуре наружного воздуха до  $-20^{\circ}\text{C}$  разрешается не сливать, перед запуском двигателя следует масло подогревать.

#### Осмотр и проверка винтомоторной установки

Осмотреть капоты двигателя. Проверить, нет ли трещин и вмятин на капотах и поломов замков

Проверить, нет ли осевого люфта винта на валу двигателя, нет ли качания лопастей в корпусе втулки винта

Осевой люфт лопастей не допускается

Проверить, нет ли забоин, трещин и вмятин на лопастях винта

Проверить контровку болтов противовесов

Проверить, нет ли углового смещения лопасти по отношению к переходному стакану. Стрелка на лопасти должна совпадать со средним делением шкалы на торце стакана

Осмотреть регулятор оборотов. Проверить, не нарушена ли контровка гаек крепления регулятора оборотов и редукционного клапана, нет ли выпучивания прокладок, не нарушена ли контровка крепления деталей управления регулятором

Осмотреть лобовые жалюзи. Проверить, нет ли забоин, вмятин и поломок.

Проверить крепление кольца к кронштейнам и кронштейнов к ци-



линдрам двигателя, а также крепление деталей управления жалюзи **Убе** — диться в отсутствии люфтов и деформаций

Проверить, нет ли следов перегрева на ребрах цилиндров, трещин и скалывания ребер следов прорыва газов в местах присоединения выхлопных патрубков к цилиндрам, нет ли трещин, расслоения или выщипывания дюритовых трубок кожухов тяг

Убедиться в надежности затяжки и контровки хомутов дюритовых соединений

Проверить крепление пусковых клапанов и свечей, воздушных трубок к клапанам и проводов зажигания к свечам

Осмотреть дефлекторы и трубы обдува компрессора и генератора, удостовериться в надежном их креплении

Осмотреть всасывающий патрубок и убедиться в целости крепления его, исправности механизма открытия и закрытия заслонки. Заслонка должна вращаться без заеданий, полностью открываться и закрываться. Необходимо следить за чистотой всасывающего патрубка и пылеотбойной сетки

На машинах до № 04-406 необходимо следить за тем, чтобы в заслонке всасывающего патрубка не скопился конденсат бензина. С машины № 04-406 в заслонке предусмотрены 6 отверстий для естественного слива возможного конденсата бензина. Следить за креплением и герметичностью всасывающих труб цилиндров двигателя, проверить, нет ли выбивания смеси горючего. Проверить, надежно ли установлены и законтрены сливные пробки и заливочные форсунки

Осмотреть коллектор зажигания, проверить, не ослабло ли крепление гаек экранирования проводов зажигания, не повреждена ли, оплетка их экранирования

Проверить, не нарушена ли контровка гаек крепления агрегатов.

Осмотреть выхлопной коллектор. При осмотре проверить, нет ли прогара, трещин, ослабления гаек крепления, потертостей около капота и под хомутами в местах сочленения патрубков

Особое внимание обратить на качество и исправность металлоасбестовых прокладок под хомутами. Прокладки должны плотно прилегать к поверхности секции, обеспечивая герметичность сочленения

На выдержку необходимо проверить затяжку гаек крепления секции коллектора к выхлопным окнам цилиндров. При обнаружении прохода газов по разьему между цилиндром и секцией коллектора необходимо подтянуть ослабленные гайки

В период зимней эксплуатации необходимо следить за исправностью системы обогрева кабины. Во избежание попадания газов в кабину особое внимание обратить на обеспечение герметичности жаровой трубы. Следить за надежностью крепления трубопроводов обогрева и работы механизма управления обогревом

Осмотреть трубопроводы воздушной системы, проверить, нет ли трещин, потертостей и ослабления их креплений

Осмотреть воздушный баллон. Проверить, нет ли разрыва и трещин лент подвески, а также нарушения контровки тандеров

Осмотреть крепление редукционного клапана воздушной системы, прямооточного фильтра, клапана ЭК-48

Проверить, не нарушена ли контровка болтов крепления подмоторной рамы к узлам фюзеляжа и двигателя к мотораме

Осмотреть амортизаторы моторамы. Проверить, нет ли повреждений

Осмотреть трубопроводы бензосистемы. Проверить, нет ли трещин, потертостей, не нарушена ли контровка их крепления, не ослабло ли крепление фильтра бензоотстойника и противопожарного крана

Осмотреть гибкие шланги маслосистемы. Проверить, нет ли повреждений. Проверить целостность контровки их соединений



Осмотреть крепление крана разжижения масла бензином и фильтра маслосистемы

Осмотреть маслобак Проверить, нет ли разрывов и трещин лент подвески маслобака, не нарушена ли контровка тандеров

Осмотреть заливную горловину маслобака Проверить, не повреждена ли прокладка крышки заливной горловины

Осмотреть масляный радиатор Проверить, нет ли течи масла по сотам радиатора, нет ли вмятин и искривления створки маслорадиатора

Осмотреть управление мотоустановкой Проверить, нет ли повреждений направляющих трубок и нарушения их крепления

### Осмотр и проверка планера

При осмотре планера рекомендуется соблюдать следующий маршрут

- 1 Шасси и отсек установки шасси
- 2 Правая половина крыла
- 3 Правая сторона фюзеляжа
- 4 Хвостовое оперение
- 5 Хвостовая установка
- 6 Левая сторона фюзеляжа
- 7 Левая половина крыла
- 8 Кабина самолета

Осмотреть колеса, проверить состояние реборд, нет ли деформаций и трещин Проверить надежность контровки гаек креплений колес на полуосях Осмотреть покрышки Проверить нет ли одностороннего износа

Покрышки подлежат замене при обнаружении следующих дефектов

- 1 Вздутие в любой части покрышки (пузыри).
- 2 Износ протектора до оголения корда
- 3 Порезы и проколы протектора размером более 30—40 мм с повреждением корда
- 4 Поломка бортовых проволочных колец
- 5 Разлохмачивание слоев корда с оголением бортового проволочного кольца

Разрешается допускать к эксплуатации покрышки

- 1 С сеткой трещин на поверхности покрышки (сетка старения)
- 2 С царапинами или неглубокими порезами без повреждений корда
- 3 С небольшими несквозными проколами протектора с повреждением не более двух слоев корда

Проверить по меткам, не провернулись ли покрышки относительно корпусов колес Проверить давление в авиашинах (по обжатию)

При нормальном давлении обжатие авиашин основных колес должно быть 30—40 мм Давление в авиашинах самолета Як-12М — 2,5 ат, Як-12Р — 1,5—1,8 ат

Осмотреть трубопроводы тормозной системы

Проверить узлы креплений шасси к фюзеляжу, нет ли трещин, деформаций и нарушений контровки

Осмотреть шасси и фермы фюзеляжа Проверить, нет ли трещин в местах сварки, коррозий

На самолетах Як-12Р и Як-12М после налета более 500 часов была обнаружена трещина в правой вертикальной стойке рамы № 2 фюзеляжа у заднего узла крепления шасси и подкосов крыла в месте приварки усиливающей косынки, подобная трещина была обнаружена и на левой стойке рамы № 2

Следует обращать внимание на состояние этих узлов в местах сварки, периодически осматривая их через лупу 10-кратного увеличения При обнаружении трещин следует устанавливать на узел усиливающие на-

кладки, причем эта работа может выполняться только при участии представителя ремонтного предприятия.

Осмотреть амортизационный шнур шасси Проверить, нет ли повреждений и разрушений. Убедиться в целости оплетки и заделки шнура. Осмотреть тросы-ограничители хода шасси, нет ли их разрушения или коррозии

Осмотреть демпфер обратной амортизации Проверить, нет ли течи жидкости по штоку.

Зимой осмотреть лыжи Проверить, нет ли повреждений и трещин в сварных узлах Убедиться в целости амортизаторов

В отсеке шасси осмотреть дифференциал Д-1, клапан ПУ-6, тяги и тросы управления ими.

Осмотреть качалки рулей высоты и направления и их тяги, крепление тяг к качалкам Проверить, нет ли повреждений и трещин

Осмотреть упоры-ограничители хода ручки управления самолетом. Проверить, не повреждены ли резиновые бобышки

Осмотреть тросы управления элеронами, рулем поворота и триммерами Проверить, нет ли разрушений или коррозии

Убедиться в целости металлизации всех подвижных деталей и агрегатов

Убедиться в исправности замков крепления и окантовки щитков шасси

Осмотреть полотняную обшивку крыла, закрылка и элерона Проверить, нет ли ее повреждений и ослаблений, нет ли повреждений лакокрасочного покрытия, особенно в местах крепления обшивки к нервюрам

Для восстановления натяжения обшивки надо смыть старое лакокрасочное покрытие с полотна и нанести новое В случае выявления трещин, шелушения и отставания лакокрасочного покрытия окраску подновить

Осмотреть узлы крепления предкрылка к крылу Проверить, нет ли трещин в кронштейнах Убедиться в отсутствии деформации предкрылка

Проверить состояние узлов подвески элерона и закрылка, нет ли разработки шарнирных соединений, трещин на кронштейнах подвески и нарушения контровок Убедиться в целости металлизации

Осмотреть подкосы крыла Проверить, нет ли трещин, деформаций и повреждений Проверить, нет ли в узлах крепления подкосов к крылу и фюзеляжу трещин, деформаций и нарушений контровки

Осмотреть дренажные отверстия в крыле и, при необходимости, прочистить их

Осмотреть обтекатель крыла и фюзеляжа Проверить, нет ли его деформаций, повреждений

Осмотреть полотняную обшивку Проверить, нет ли ее повреждений и ослаблений, нет ли повреждений лакокрасочного покрытия

Осмотреть двери кабины самолета Проверить, нет ли механических повреждений дверей и выдвижных стекол Убедиться в целости стекол задней части кабины

Осмотреть полотняную обшивку руля направления, стабилизатора и руля высоты Проверить, нет ли ее повреждений и ослабления, нет ли повреждений лакокрасочного покрытия, особенно в местах крепления обшивки к нервюрам

Осмотреть узлы крепления руля направления и руля высоты, проверить, нет ли трещин и люфтов в сочленениях, не ослабли ли крепления узлов, не нарушена ли контровка гаек болтов Убедиться в исправности металлизации

Осмотреть триммеры руля высоты, нет ли деформации обшивки

Убедиться в отсутствии люфтов

Осмотреть кронштейны управления триммерами

Осмотреть подкосы и ленты-расчалки стабилизатора, убедиться в отсутствии люфтов и трещин в узлах их крепления к фюзеляжу, стабилизатору и килю Проверить (на ощупь) степень натяжения лент-расчалок и контровку болтов

Осмотреть балансир руля высоты и убедиться, что он свободно ходит внутри килея и не задевает элементы его конструкции

Осмотреть передние узлы крепления килея Проверить, нет ли трещин, коррозии

Убедиться в исправности хвостового АНО

Осмотреть узлы крепления амортизационной стойки и крепления вилки колеса к промежуточной ферме и промежуточной фермы хвостовой установки к фюзеляжу

Осмотреть амортизационную стойку, убедиться, что нет большой усадки, трещин и повреждений резиновых амортизаторов

На самолете Як-12М осмотреть масляно-пневматическую стойку, убедиться, что нет течи, надиров и царапин на штоке

Осмотреть вилку, качалку управления хвостовым колесом и хвостовое колесо Проверить, нет ли трещин, забоин, вмятин и коррозии Проверить состояние контровки колеса

Осмотреть покрышку хвостового колеса Проверить по обжатию зарядку хвостовой шины Нормальное обжатие хвостовой шины должно быть 10—15 мм Давление в хвостовой авиашине должно быть для самолета Як-12М — 2,5 ат, для самолета Як-12Р — 1,5—1,8 ат

Зимой осмотреть хвостовую лыжу, убедиться в отсутствии трещин полоза и в сварных узлах кабана лыжи Убедиться в наличии и исправности амортизатора и предохранительного троса лыжи

На самолете Як-12Р были случаи разрушения деталей крепления хвостовой установки к фюзеляжу

При осмотре обнаруживались

а) трещины в нижних узлах для крепления промежуточной фермы хвостовой установки (на 7 раме фюзеляжа),

б) трещины в нижних узлах промежуточной фермы крепления хвостовой установки к фюзеляжу,

в) разрушение и большая усадка резиновых пластин амортизаторов

Дефекты возникают после 200—300 посадок и часто встречаются на учебно-тренировочных самолетах

Причина дефектов заключается в недостаточной амортизации хвостовой установки, в связи с чем часть энергии удара при посадке передается на элементы конструкции самолета

При обнаружении трещин в узлах промежуточной фермы крепления хвостовой установки к фюзеляжу необходимо произвести ее ремонт и установить на узлы фермы усиливающие накладки

Для этого следует снять фермы с самолета, засверлить концы трещин сверлом диаметром 3 мм и заварить их Установить на стержни фермы накладки из листовой стали С20 толщиной 1,5 мм и приварить их электродуговой сваркой, покрыть места заварки и накладки эмалевой краской и установить ферму на место

При обнаружении трещин в нижних узлах крепления промежуточной фермы хвостовой установки к фюзеляжу следует отремонтировать и усилить их

Для этого надо снять промежуточную ферму крепления хвостовой установки, оголить узлы на фюзеляже и произвести сварочные работы в хвостовой части фюзеляжа, соблюдая при этом все меры противопожарной безопасности (защитить обшивку мокрым асбестом и т. п.) Засверлить концы трещин сверлом диаметром 3 мм, заварить трещины и уста-



новить усиливающие накладки из стали 30ХГСАЛ 1,5 в соответствии с информационным бюллетенем № 16 ГосНИИ ГВФ

После окончания работ места заварки и усиливающие накладки покрыть эмалевой краской

Масленки стойки должны постоянно пополняться смазкой

Во время эксплуатации необходимо постоянно следить за качеством резиновых колец амортизационного пакета хвостовой установки, не допуская выпучивания резиновых колец

Длина собранного пакета должна быть  $192 \pm 4$  мм, при этом предварительное обжатие амортизатора равно 15 мм, что соответствует начальному усилию  $70 \pm 30$  кг

Расстояние между центрами шаровых опор амортизационной стойки при этом должно быть  $40 \pm 3$  мм, рабочий ход  $69 \pm 5$  мм, конечное осевое усилие, соответствующее этому ходу, —  $1100 \pm 50$  кг

Осмотреть качалку управления рулем высоты Проверить, нет ли трещин, забоин и коррозии

Осмотреть тросовую проводку управления рулями, триммерами и хвостовым колесом Проверить, нет ли разрушения и заершенности тросов

Убедиться в исправности и правильной контровке тандеров

На ощупь убедиться, нет ли ослабления натяжения тросов управления хвостовой установкой

Во время эксплуатации были случаи неправильной регулировки тросов управления самолетом, что приводило к их преждевременному износу

При замене или демонтаже тросовой проводки, а также после первых полетов с новыми тросами необходимо проверять их натяжение с помощью тензиометра При необходимости натяжение регулировать тандерами Проверку производить при положении самолета в линии полета, устанавливая тензиометр в следующих местах

— на тросах управления рулем высоты и рулем поворота — между рамами № 4 и 5 фюзеляжа,

— на тросах управления элеронами — между направляющей втулкой и нижним роликом подкоса крыла

Величина усилия нормального натяжения должна быть для тросов

	Як-12Р	Як-12М
руля высоты	20—30 кг	40—50 кг
руля поворота	40—32 "	40—50 "
элеронов	15—21 "	40—50 "

В случае отсутствия тензиометра при проверке натяжения тросов необходимо руководствоваться следующим: натяжение троса считается нормальным, когда ролик, на котором лежит трос, вращается от руки без значительных усилий и при движении троса проворачивается без скольжения

Убедиться в целостности контровки всех болтовых соединений, а также металлизации всех подвижных соединений

Осмотреть замки хвостового люка и его окантовку, убедиться в их исправности

Осмотреть грузовую дверь Проверить, нет ли повреждений ее обшивки

Осмотреть узел крепления двери к фюзеляжу и шомпольное соединение Проверить, нет ли трещин, коррозии, вмятин Убедиться в исправности замка двери

Через люк в передней части фюзеляжа осмотреть ролики триммеров, кронштейны их крепления Проверить, нет ли их повреждений, правильно ли проходят тросы по роликам Осмотреть тросы управления триммерами Проверить, нет ли повреждений, коррозии и заершенности

Осмотреть пружинный цилиндр управления рулем направления. Проверить, нет ли коррозии и механических повреждений штока и цилиндра.

Осмотреть внутреннюю обшивку кабины, двери. Проверить, нет ли трещин, царапин и помутнений стекол. Проверить исправность хода подвижных окон. Проверить, нет ли повреждений, исправны ли замки дверей на самолете Як-12М. Убедиться в целостности обшивки заднего мягкого дивана и декоративной обивки.

Осмотреть ручку управления самолетом. Проверить, нет ли повреждений.

Проверить по показанию манометра давление в воздушной системе. Если давление в баллоне меньше  $50 \text{ кг/см}^2$ , то подключить аэродромный баллон к бортовому штуцеру воздушной системы и дозарядить бортовой баллон до  $50 \text{ кг/см}^2$ .

Осмотреть кран управления закрылками и трубопроводы воздушной системы. Проверить, нет ли разработки ручки управления краном, вмятин и царапин трубопроводов. Убедиться в надежности подсоединения трубопроводов к крану.

Негерметичность воздушной системы определяется на слух по стравливанию воздуха в поврежденном месте, по контрольному манометру, включенному в проверяемые магистрали и по мыльной пене, нанесенной на дефектные места. При утечке воздуха через обратный клапан (рис. 70) следует разобрать его и заменить резиновую подушку клапана.

Проверить, надежно ли крепление бачка для спирта, не ослабла ли пружина его крепления.

## **САМОЛЕТ ЯК-12М В СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОМ ВАРИАНТЕ (ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ОСМОТР)**

### **Осмотр аппаратуры опрыскивателя**

Осмотреть бак для химикатов. Проверить, нет ли вмятин и трещин в сварных швах, проверить крепление бака к фюзеляжу, убедиться, нет ли внутри бака посторонних предметов.

Проверить крепление насосного агрегата к выпускной горловине бака для химикатов и к кронштейнам на передней раме фюзеляжа.

Проверить соединение подкрыльных штанг (трубопроводов) в разъемах и с центробежным насосом и их крепление к подкосам и лонжерону крыла.

Осмотреть крепление распылителей жидкости по всему размаху подкрыльных штанг, убедиться в правильности и надежности их крепления к штуцерам, а также — не забиты ли выходные отверстия распылителей и штуцеров остатками химиката или грязью.

Убедиться в отсутствии повреждений лопастей ветряка и ленты его тормоза, а также следов масла на тормозном диске.

Проверить работу тормоза.

### **Осмотр аппаратуры опыливателя**

Проверить крепление дозирующей горловины к горловине бака для химикатов и распылителя к фюзеляжу.

Проверить исправность работы дозирующей заслонки, тормоза ветряка и управления ими.

Осмотреть тормоз и лопасти ветряка, состояние подшипников ветряка и вала рыхлителей и крепление колонки ветряка к фюзеляжу.

Осмотреть (через смотровое окно) состояние пружинных рыхлителей, а также убедиться в отсутствии внутри бака посторонних предметов, а на стенках бака — налипшего химиката.



Проверить герметизацию дозирующего устройства и сопряжение бака с фюзеляжем

## ОСМОТР И ПРОВЕРКА ПРИБОРНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Осмотреть приемник воздушных давлений и его кронштейн. Проверить, нет ли наружных повреждений и ослаблений крепления приемника и кронштейна.

Очистить от загрязнений открытые отверстия приемника (канал воздушного давления, отверстия, соединяющие статическую камеру приемника с атмосферой, и отверстия для стока влаги) и убедиться в исправности выступающей части трубопроводки.

Проверить работу указателя скорости и исправность электрообогрева приемника.

Убедиться в исправности спиртового термометра наружного воздуха и его кронштейна.

Если полет происходил в дождь, снегопад или в условиях обледенения, то снять влагоотстойники в динамическом и статическом трубопроводах приемника воздушных давлений, удалить скопившуюся влагу, лед и поставить влагоотстойники на место. Проверить герметичность системы и работу указателя скорости по контрольному прибору.

Проверить надежность затяжки и контровки гаек крепления приемников термометров масла и воздуха, входящего в карбюратор, убедиться в надежности соединений их штепсельных разъемов и целостности плетенки жгутов электропроводов.

Убедиться в исправности шланга датчика манометра масла и в надежности его заделки в наконечниках, а также в исправности трубопровода датчика манометра бензина. Проверить исправность контровки крепления датчиков манометров масла и бензина.

Осмотреть генератор электротактометра и убедиться в надежности его крепления и в исправности контровки стяжного болта хомута крепления генератора.

Проверить, нет ли повреждений гибкого валика и его кожуха и надежно ли затянуты и законтрены накидные гайки гибкого валика генератора. Убедиться в чистоте и надежности соединения штепсельного разъема, его контровки и целостности плетенки жгута электропроводов.

Убедиться в исправности и надежности крепления трубопровода мановакуумметра и его дюритовых соединений.

Убедиться в исправности и надежности крепления электропроводов термометра головок цилиндров.

Проверить исправность и надежность крепления трубопроводов мановакуумметра, манометра воздуха и проводки термометра головок цилиндров. Убедиться в надежности затяжки и целостности контровки проходных шгуцеров мановакуумметра и манометра.

Осмотреть все приборы и убедиться в исправности контровки и надежности затяжки гаек штепсельных разъемов, а также в надежности крепления приборной доски и исправности ее амортизаторов.

Проверить исправность и надежность крепления датчиков манометров масла и бензина, целостность контровки и надежность затяжки их штепсельных разъемов, убедиться в исправности подходящих к датчикам электропроводов.

Осмотреть трубопроводы и дюритовые шланги указателя скорости, высотометра и вариометра, проверить, нет ли потертости трещин и расслоения резины.

Убедиться, что все трубопроводы, электропроводы и дюритовые шланги надежно укреплены к элементам конструкции самолета, а накид-

ные гайки штепсельных разъемов электропроводов надежно затянуты и законтрены

Осмотреть преобразователь ПАГ-1Ф и убедиться в надежности его крепления

Произвести внешний осмотр приборов и убедиться в их исправности и надежности крепления

Проверить высотомер и мановакуумметр, сравнив их показания с атмосферным давлением на аэродроме. Убедиться в том, что стрелка вариометра стоит на нуле

Включить электропитание и по положению стрелок всех электроприборов убедиться в их исправности

Проверить отсутствие повреждений и ослаблений крепления магнитного компаса и его кронштейна. Убедиться в исправности подсвета шкалы компаса и надежности его штепсельного разъема

Убедиться в сохранности пломбы на спусковом крючке огнетушителя

Осмотреть внутрикабинный термометр воздуха и его кронштейн. Проверить, нет ли наружных повреждений и ослаблений крепления

Осмотреть бензиномеры и убедиться в надежности их крепления, целостности контровки кранов и в отсутствии течи бензина из кранов

Внешним осмотром убедиться в исправности крана переключения статического трубопровода приемника воздушных давлений на кабину

#### **ОСМОТР И ПРОВЕРКА ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ НА САМОЛЕТЕ ЯК-12Р**

Проверить напряжение аккумулятора под нагрузкой 2 а, включив в качестве нагрузки освещение кабины и АНО. Напряжение должно быть не ниже 24 в (аккумулятор с пониженным напряжением заменить). Выключить аккумулятор

Зимой при температурах ниже минус 25°C и стоянке самолета более 2 часов аккумулятор снять с самолета и хранить в теплом помещении

Осмотреть генератор и убедиться в исправности и плотности прилегания защитной ленты, надежности контровки ее стяжных болтов, крепления крышки клеммной коробки, в затяжке штуцерной гайки, в целостности защитной оплетки проводов и их креплений

Осмотреть регуляторную коробку и сетевой фильтр. Убедиться в надежности их крепления и в наличии пломбы на регуляторной коробке

Осмотреть пусковую катушку. Убедиться в надежности ее крепления и затяжки штуцеров экранированных шлангов

Осмотреть стеклоочиститель и убедиться в надежности его крепления, в исправности и плотности прилегания защитной ленты электродвигателя, в надежности крепления и исправности кожуха гибкого валика, фильтра и подходящих к ним электропроводов

Убедиться в исправности щетки стеклоочистителя и равномерном и плотном прилегании ее к стеклу, а также в надежности крепления редуктора

Осмотреть электроаппаратуру за приборной доской. Убедиться в исправности ее крепления и в надежности подключения проводов к шунту вольтамперметра, к автоматам защиты, к выключателям и реостатам

Осмотреть электропроводку между противопожарной перегородкой и приборной доской. Убедиться в целостности проводов, в надежности их крепления, в исправности клемм «минус-масса» и в надежности присоединения к ним проводов

Осмотреть фару. Лампу с провисшей нитью и сильно потемневшей колбой заменить. Загрязненный отражатель и защитное стекло очистить.

Осмотреть аэронавигационные огни (бортовые и хвостовой). Убедиться в их исправности и чистоте светофильтров



Внешним осмотром проверить исправность вольтамперметра и коммутационной аппаратуры на приборной доске.

Убедиться в исправности арматур освещения и ультрафиолетового облучения и в надежности их крепления.

Осмотреть штепсельный вывод, вентиль и реле аэродромного питания. Убедиться в надежности подсоединения к ним электропроводов, в их исправности, а также в надежности крепления реле, штепсельного вывода, вентиля и соединения минусовых проводов с корпусом самолета.

Осмотреть электропроводку и убедиться в надежности ее крепления, исправности изоляции открытых электропроводов.

### **Проверка установок под напряжением**

Проверить исправность действия арматур освещения и ультрафиолетового облучения в кабине самолета, фары и навигационных огней, а также исправность и четкость срабатывания выключателей и реостатов их цепей.

Совместно с авиатехником при заполненной жидкостью системе проверить работу стеклоочистителя.

### **ОСМОТР И ПРОВЕРКА ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ НА САМОЛЕТЕ ЯК-12М**

Проверить напряжение аккумулятора под нагрузкой 5 а. Напряжение должно быть не ниже 24 в (Аккумулятор с пониженным напряжением заменить). Выключить аккумулятор.

Зимой при температурах наружного воздуха ниже минус 25°С и стоянке самолета более двух часов аккумулятор снять с самолета и хранить в отапливаемом помещении.

Осмотреть генератор и убедиться в исправности и плотности прилегания защитной ленты, надежности контровки ее стяжных болтов, в надежности сочленения трубопровода системы охлаждения генератора.

Осмотреть регуляторную коробку и сетевой фильтр. Убедиться в надежности их крепления и в наличии пломбы на регуляторной коробке.

Осмотреть электропроводку. Убедиться в надежности ее крепления, в отсутствии потертости защитных оболочек, в надежности заделки в штуцерах, в затяжке и контровке штуцерных гаек и в надежности присоединения к электроагрегатам.

Осмотреть пусковую катушку. Убедиться в надежности ее крепления и затяжки штуцеров экранных шлангов.

Осмотреть стеклоочиститель и убедиться в надежности его крепления, в исправности и плотности прилегания защитной ленты электродвигателя, в надежности крепления и исправности кожуха гибкого валика, фильтра и подходящих к ним электропроводов.

Убедиться в исправности щетки стеклоочистителя и равномерном и плотном прилегании ее к стеклу, а также в надежности крепления редуктора.

Осмотреть фару. Лампу с провисшей нитью и сильно потемневшей колбой заменить. Загрязненный отражатель и защитное стекло очистить.

Осмотреть аэронавигационные огни (бортовые и хвостовой). Убедиться в их исправности и чистоте светофильтров.

Внешним осмотром убедиться в исправности вольтамперметра и коммутационной аппаратуры на приборной доске.

Убедиться в исправности арматур освещения и ультрафиолетового облучения и в надежности их крепления.

Осмотреть электропроводку и убедиться в надежности ее крепления, исправности изоляции открытых электропроводов.

## Проверка установок под напряжением

Осмотреть штыревой вывод аэродромного питания, убедиться в его исправности и чистоте. Подключить к бортовой электросети самолета аэродромный источник электроэнергии.

Проверить исправность действия арматур освещения и ультрафиолетового облучения в кабине самолета, фар и навигационных огней, а также исправность выключателей и реостатов. Проверить работу стеклоочистителя.

## ОСМОТР И ПРОВЕРКА РАДИООБОРУДОВАНИЯ НА САМОЛЕТЕ ЯК-12Р

Осмотреть антенну, убедиться в исправности, надежности крепления и чистоте стойки, скоб, проходного и подвесных изоляторов, проводов и амортизатора.

Осмотреть передние панели и крышки радиоаппаратуры, ее каркасы и монтажные подставки, контрольные приборы, ручки управления и настройки, гибкие валики приемников, убедиться в их механической исправности, в надежности крепления и жесткости фиксации.

Убедиться в исправном состоянии предохранителей, установленных в умформерах, и в их соответствии номинальному току.

Проверить, надежно ли затянуты накидные гайки штепсельных разъемов кабелей питания радиоаппаратуры и гибких валиков, убедиться в исправном состоянии их защитных оболочек.

Проверить внутрифюзеляжную антенную проводку и убедиться в хорошем качестве заделки концов проводников и в надежности присоединения их к аппаратуре и проходному изолятору.

Подключить к бортовой сети самолета аэродромный источник электроэнергии и, поочередно включая, проверить работу радиоустановок, при этом убедиться в нормальной работе всех органов управления, индикаторов и наличии подсвета шкал.

Проверить работу приемника и передатчика радиостанции, осуществив контрольную связь с диспетчером КДП.

Убедиться в хорошем качестве приема на слух и в точности работы радиополукомпаса.

## ОСМОТР И ПРОВЕРКА РАДИООБОРУДОВАНИЯ НА САМОЛЕТЕ ЯК-12М

Осмотреть антенны, убедиться в их механической исправности, надежности крепления и чистоте.

Осмотреть переднюю панель, кожух и подставку приемника, убедиться в их исправности, надежности крепления, хорошем качестве амортизации, чистоте, исправности металлизации, проверить, надежно ли затянуты штепсельные разъемы кабелей и высокочастотного фидера.

Осмотреть переднюю панель выпрямителя радиостанции и его подставку, убедиться в их механической исправности, надежности крепления, хорошем качестве амортизации, чистоте, исправности металлизации; проверить надежность затяжки штепсельных разъемов кабелей.

Осмотреть переднюю панель, кожух, монтажную подставку приемника радиокompаса, преобразователь, убедиться в их механической исправности, надежности крепления, хорошем качестве амортизации, чистоте и исправности металлизации.

Проверить, надежно ли затянуты штепсельные разъемы кабелей приемника радиокompаса и преобразователя.

Снять кожух электрощитка радиооборудования и проверить предохранители, убедиться в их целостности и соответствии номинальному току.

Убедиться в надежности присоединения внутрифюзеляжной антенной проводки радиокompаса к приемнику и к антенне.

Проверить крепление поглотителя влаги радиокompаса, надежность соединения дюритового шланга с трубкой и цвет кристаллов.

Проверить, надежно ли затянуты штепсельные разъемы кабелей рамки радиокompаса и убедиться в надежности крепления основания рамки.

Убедиться в механической исправности и надежности крепления щитков управления радиокompаса и радиостанции

Убедиться в целостности предохранителей в щитке управления радиокompасом и их соответствии номинальному току

Убедиться в надежности подключения высокочастотного фидера к антенне радиостанции

Проверить (при питании от аэродромного источника электроэнергии) работу радиостанции и радиокompаса

### **ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ РАБОТЫ**

Заправить самолет бензином через воронку с замшей. Через 15 минут после заправки слить отстой из фильтра бензосистемы и сливного крана

Дозаправить самолет маслом. Зимой заправку самолета маслом производить при предполетном обслуживании

Заккрыть жалюзи и створку маслорадиатора

Заккрыть и законтрить кран фильтра-отстойника воздушной системы.

Убедившись в том, что винт установлен вертикально, заккрыть капот двигателя, после чего установить лопасти винта горизонтально. Заккрыть все лючки и створки на самолете

Проверить, установлены ли струбцины на элероны, рули и колодки под колеса шасси

Надеть чехлы на двигатель, винт, фюзеляж, антенну, колеса шасси, фару и приемник воздушных давлений

### **ПРЕДПОЛЕТНОЕ ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ**

Назначение предполетного обслуживания — окончательная проверка готовности самолета к полету. Оно производится перед вылетом самолета из базового, промежуточных или конечного аэропортов при продолжительной стоянке самолета после проведения послеполетного или регламентного обслуживания

В случае отмены вылета самолета и его стоянки в ожидании вылета свыше 6 часов, предполетное обслуживание должно быть повторено.

### **ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ РАБОТЫ**

Проверить, установлены ли колодки под колеса (лыжи) шасси

Снять чехлы с самолета, винта, авиадвигателя, приемника воздушных давлений, антенны, фары и колес шасси, снять струбцины с рулей и элеронов

Убедиться, что

1 переключатель магнето установлен в положение «Выключено»,

2 выключатель аккумулятора и автоматы защиты сети всех потребителей электроэнергии стоят в положении «Выключено»

Убедиться в наличии противопожарных средств возле стоянки самолета

При температурах наружного воздуха ниже  $+5^{\circ}\text{C}$  подогреть двигатель и маслбак (если масло из бака не сливалось) аэродромным подогревателем. Для подогрева открыть нижнюю половину капота и один из рукавов подогревателя подвести под бак снизу, а второй рукав подогревателя под нижние цилиндры двигателя

Зимой удалить лед, снег и иней с поверхности самолета, лопастей винта, окон кабины и антенн. Очистить от льда шарнирные соединения элеронов, закрылков и рулей.

## ОСМОТР И ПРОВЕРКА ВИНТОМОТОРНОЙ УСТАНОВКИ

Осмотреть лопасти и кок винта. Проверить, нет ли наружных повреждений. Проверить шплинтовку болтов противовесов.

Открыть капот. Осмотреть крепление регуляторов оборотов, проводов зажигания, наконечников свечей и крышек клапанных коробок. Осмотреть жалюзи и подогреватель воздуха, проверить крепление воздушного пылефильтра.

Проверить контровку соединений масляной и воздушной магистралей, сливных кранов и пробок. Убедиться в отсутствии течи в соединениях.

Для предупреждения возникновения гидроудара необходимо произвести проверку герметичности заливного шприца в следующем порядке:

1. вывернуть сливные пробки всасывающих труб цилиндров 4 и 5,
2. убедиться в отсутствии течи бензина при трех положениях рукоятки заливного шприца.

Плунжер повернуть в крайнее левое положение, затем в крайнее правое положение и, наконец, «на себя» до отказа.

В случае обнаружения течи топлива через сливные отверстия всасывающих труб необходимо заменить заливной насос.

Проверить, не нарушена ли контровка крепления тяг и тросов управления дросселем карбюратора, высотным корректором, регулятором оборотов, подогревом воздуха, жалюзи капота и створкой маслорадиатора.

Проверить ход рычагов управления двигателем.

Для передвижения рычагов допускаются следующие усилия

а) для сектора газа	не более	5 кг
б) для сектора высотного корректора	» »	5 »
в) для заливного шприца	» »	3 »
г) для ручки управления пожарн краном	» »	10 »
д) для ручки управления отоплением	» »	3 »

Проверить крепление капота. Закрыть капот и убедиться в исправности его замков.

Проверить мерной линейкой количество масла в маслобаке. Закрыть крышку заливной горловины, проверить чистоту дренажной трубки маслобака.

Проверить заправку самолета горючим по бензиномерам и мерным линейкам в горловинах бензобаков. Уровень бензина в баке должен быть на 50 мм ниже верхнего обреза горловины. Проверить, нет ли повреждений прокладок заливных горловин. Закрыть крышки горловин бензобаков. Убедиться, что отверстия в стойке антенны и дренажном трубопроводе бензобаков не засорены.

## ОСМОТР И ПРОВЕРКА ПЛАНЕРА

Осмотром общего состояния шасси убедиться в отсутствии трещин, коррозии и разрушения его элементов.

Осмотреть покрышки и корпуса колес. Проверить, нет ли наружных повреждений. Проверить по обжатию зарядку шин.

Обжатие пневматиков основных колес должно быть в пределах от 30 до 40 мм.

Зимой осмотреть лыжи. Проверить, нет ли повреждений на них и трещин в сварных узлах. Убедиться в целостности амортизаторов.

Осмотреть крыло, предкрылок, закрылок и элерон. Проверить не повреждена ли обшивка. В убранном положении закрылок должен быть продолжением профиля крыла.

Проверить крепление предкрылка, закрылка и элерона, убедиться в отсутствии трещин, люфтов, коррозии в узлах подвески.

Осмотреть подкосы крыла и узлы крепления подкосов к крылу и заднего подкоса к переднему. Проверить, нет ли деформаций, трещин и повреждений, не ослаблены ли контргайки регулируемых болтов подкосов.

Осмотреть обшивку фюзеляжа. Проверить, нет ли повреждений.

Убедиться в целостности стекол дверей и задней части кабины, протереть их.

Осмотреть обшивку хвостового оперения. Проверить, нет ли повреждений. Проверить узлы крепления подкосов и лент-расчалок стабилизатора.

Убедиться в отсутствии люфтов в узлах крепления руля высоты, руля поворота и стабилизатора.

Осмотреть амортизационный пакет хвостовой установки. Убедиться в отсутствии трещин и повреждений резиновых амортизаторов.

На самолете Як-12М осмотреть цилиндр масляно-воздушной амортизации хвостового колеса. Проверить, нет ли течи жидкости по штоку и повреждений.

Осмотреть покрышку, корпус колеса, вилку и ферму крепления вилки. Убедиться в отсутствии наружных повреждений. Проверить по обжатию зарядку шин. Обжатие должно составлять 10 — 15 мм.

Зимой осмотреть хвостовую лыжу. Убедиться в исправности амортизатора и предохранительного троса лыжи.

Осмотреть грузовую дверь, проверить, нет ли повреждений, убедиться в исправности замка двери.

Проверить, не загрязнены ли стекла фонаря кабины и нет ли на них повреждений.

Отклонением ручки и педалей проверить исправность и правильность действия ручного и ножного управления.

Открыть кран воздушной сети и по показанию манометра проверить давление в воздушной системе. Давление должно быть  $50 \text{ кг/см}^2$ .

Нажать на гашетку тормозов и проверить герметичность системы, при нейтральном положении педалей не должно быть слышно шума травления воздуха.

Проверить работу закрылков путем их выпуска на  $20^\circ$  и  $40^\circ$  на самолете Як-12М и на  $40^\circ$  на самолете Як-12Р.

Работу закрылков проверять после запуска авиадвигателя.

Проверить загрузку самолета, крепление грузов и положение центра тяжести самолета.

## САМОЛЕТ В СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОМ ВАРИАНТЕ

### Проверка аппаратуры опыливателя

*(дополнительное обслуживание)*

Проверить крепление дозирующей горловины к горловине бака для химикатов и распылителя — к фюзеляжу.

Осмотреть ленту тормоза, лопасти ветряка и крепление колонки ветряка к фюзеляжу.

Перед загрузкой химиката убедиться в отсутствии в баке посторонних предметов, в исправности работы дозирующего устройства, тормоза ветряка и управления ими.

Проверить герметизацию дозирующего устройствами опыливателя и сопряжение бака с фюзеляжем.



Осмотреть фару; лампу с провисшей нитью и сильно потемневшей колбой заменить. Загрязненный отражатель и защитное стекло очистить.

Осмотреть аэронавигационные огни (бортовые и хвостовой). Убедиться в их исправности и чистоте светофильтров.

Внешним осмотром убедиться в исправности вольтамперметра и коммутационной аппаратуры на приборной доске, а также в исправности и надежности крепления арматуры освещения и ультрафиолетового облучения.

Проверить под напряжением исправность действия арматуры освещения и ультрафиолетового облучения в кабине самолета, фар и навигационных огней, а также исправность и четкость срабатывания выключателей и реостатов.

### **ОСМОТР И ПРОВЕРКА РАДИООБОРУДОВАНИЯ НА САМОЛЕТЕ ЯК-12Р**

Внешним осмотром проверить целостность антенны, удалить с нее грязь, снег и лед.

При питании от аэродромного источника электроэнергии проверить работу всей радиоаппаратуры.

Убедиться в нормальной работе радиостанции РСИ-6К1 и радиополукомпаса РПКО-10М. Проверить исправность органов управления и индикаторов настройки, а также телефонов и ларингофонов.

### **ОСМОТР И ПРОВЕРКА РАДИООБОРУДОВАНИЯ НА САМОЛЕТЕ ЯК-12М**

Осмотреть антенны, убедиться в их исправности, надежности крепления и чистоте.

При питании от аэродромного источника электроэнергии проверить работу радиостанции, установив на рабочем канале контрольную связь.

Убедиться в хорошем качестве приема и передачи, в исправности телефонов и ларингофонов.

Включить радиокompас и убедиться в хорошем качестве приема и нормальной работе в положении «Компас».

### **ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ РАБОТЫ**

Слить отстой бензина из бензоотстойника и сливного крана и проверить, нет ли воды и механических примесей в отстое. Законтрить сливные краны. (Если производилась дозаправка горючим, то отстой сливать не раньше 15 минут после заправки.)

Подготовить двигатель к запуску, запустить его и опробовать.

После остановки двигателя открыть нижнюю часть капота и проверить, нет ли подтеков бензина и масла из соединений двигателя, трубопроводов и агрегатов.

Закрыть капоты.

Зимой в случае задержки вылета тщательно закрыть двигатель теплым чехлом.

При температуре головок цилиндров выше 100° С во избежание разрушения изоляции проводов закрывать жалюзи капота и авиадвигатель **з а п р е щ а е т с я**.

## **Г л а в а XVI. ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТОВ ЯК-12Р И ЯК-12М В ЗИМНИХ УСЛОВИЯХ**

### **ПОДГОТОВКА САМОЛЕТОВ К ЗИМНЕЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ**

Для того чтобы обеспечить надежную работу самолета в условиях низких температур, необходимо провести работы, предусмотренные регламентом технического обслуживания. Дополнительные работы перечислены ниже.

## Подготовка винтомоторной установки

Проверить отопление обтекателя воздушного винта, очистить фетр от грязи и масла, при надобности — заменить

Установить на регулятор оборотов теплый чехол и обернуть его киперной лентой

С маслорадиатора снять кожух и надеть зимний чехол, кожух хранить до весны

Подготовить затенитель фронта маслорадиатора (устанавливать его следует при температуре наружного воздуха минус 15°C и ниже)

Обмотать шнуровым асбестом провода зажигания и дюритовые соединения кожухов тяг толкателей нижних цилиндров № 4, 5, 6 и 7

Защприцевать смазкой ЦИАТИМ-201 направляющие трубки тросов управления двигателем

Осмотреть все трубопроводы бензосистемы и убедиться в том, что нет изгибов с «карманами», в которых может скопиться и замерзнуть отстой бензина. Промыть керосином фильтр, трубопроводы и маслорадиатор

Снять маслобак и промыть его керосином. На маслобак надеть зимний чехол. При его установке с чехлом необходимо на ленты крепления маслобака устанавливать длинные стяжные болты (из одиночного комплекта).

Снять, промыть и обезводить баллон сжатого воздуха. Порядок промывки такой же, как и при регламентных работах через 100 часов налета. Снять и продуть сжатым воздухом трубопроводы воздушной системы. После их установки проверить, нет ли «карманов», в которых может скапливаться и замерзать вода

В цилиндр управления закрылками защприцевать 10 — 20 г спирто-глицериновой смеси, смочить ею сальники цилиндра.

## Подготовка планера

Промыть все узлы и шарнирные соединения на фюзеляже, крыле, хвостовом оперении и шасси, тщательно их осмотреть и нанести смазку НК-30

Проверить состояние и эластичность шнурового резинового амортизатора шасси и лыж

Тщательно проверить состояние всех тросов управления и места заделки, промыть все подшипники роликов, после чего смазать подшипники и трос в бондированной оболочке стопора костыля смазкой НК-30 или КВ

Проверить плотность прилегания всех смотровых и зарядных лючков. Обнаруженные неплотности устранить, чтобы предотвратить возможность попадания снега и воды внутрь кабины.

Проверить правильность зарядки хвостовой амортизационной стойки. Для ее зарядки летом и зимой применять смесь АМ 70/10, состоящую из 70 частей глицерина, 20 — спирта и 10 — воды (по весу)

Давление в хвостовой амортизационной стойке, независимо от температуры наружного воздуха, должно быть 35 кг/см<sup>2</sup>.

Заменить в аккумуляторе летний электролит зимним.

## Подготовка противообледенительного устройства фонаря кабины

По выходе противообледенительной жидкости на стекло убедиться в исправной работе системы. Проверить работу стеклоочистителя, убедиться, что его щетка прилегает к стеклу по всей длине и равномерно очищает стекло



## Подготовка системы отопления

Во избежание загрязнения воздуха кабины необходимо все детали системы отопления перед установкой их на самолет тщательно расконсервировать (см рис 116 и 117)

Снять секцию выхлопного коллектора цилиндра № 8

Установить вместо снятой секции 8-го цилиндра теплообменник вместе с подсоединенным к нему гибким трубопроводом и закрыть его.

Снять с дефлектора между 8 и 9-м цилиндрами заглушки и установить в отверстие резиновое кольцо

Вставить в отверстие резинового кольца патрубок, а в него вставить конец всасывающей трубы

Закрепить второй конец всасывающей трубы

Закрепить второй конец патрубка к теплообменнику

Снять с рожкового патрубка на противопожарной перегородке заглушку и с помощью тех же крепежных деталей подсоединить к патрубку второй конец гибкого трубопровода

Присоединить теплообменник к выхлопному коллектору

Подсоединить второй конец тяги управления заслонкой подогрева к рычагу заслонки и закрепить его имеющимися на нем крепежными деталями

Проверить из кабины работу заслонки подогрева

**Примечание** Заглушки снятые с рожкового патрубка на противопожарной перегородке и с дефлектора между 8 и 9-м цилиндрами, хранить до весны

## Установка и регулирование тормозных лыж

Перед установкой тормозных лыж следует

1 Снять крышки с переднего и заднего лючков и обтекатели кабина лыжи, убедиться в полной исправности лыж

2 Отрегулировать клапаны ПУ-6 на 10—12 кг/см<sup>2</sup>

Регулировку производить в следующем порядке

Проверить зарядку баллона воздушной системы При необходимости дозарядить его от аэродромного источника до 50 кг/см<sup>2</sup>

Подсоединить к штуцерам на дифференциале Д-1 двухстрелочный манометр

Нажимая на тормозную гашетку, по показаниям двухстрелочного манометра отрегулировать клапан ПУ-6 на 10—12 кг/см<sup>2</sup> Регулирование производить регулировочным болтом на рычаге клапана

При установке лыж на самолет следует.

Вывесить самолет на подъемниках в линию полета Линия полета определяется по специальным реперам-штырям, окрашенным в красный цвет, расположенным на полу кабины около педалей ножного управления

Снять колеса и тормозные диски с полуосей стоек шасси

Установить лыжи на полуоси стоек шасси, предварительно смазав вкладыши кардана смазкой НК-30

Закрепить пятью болтами 1305с8-22 рычаг к тормозному фланцу на полуоси и законтрить болты проволокой.

Поставить гайку на полуось и законтрить ее шплинтом

Подсоединить шланг тормозного цилиндра лыжи к воздушной трубке тормозной системы

Проверить работу тормоза лыжи нажать на тормозной рычаг и убедиться, что скобы выходят за обводы лыж. Когда рычаг отпущен, скобы должны устанавливаться в исходное положение. Отклонение тормозных скоб регулируется ушковым болтом на штоке тормозного цилиндра

Снять хвостовое колесо и установить хвостовую лыжу Хвостовая

лыжа устанавливается на ось вилки колеса, затем на ось надевается гайка, которая контрится шплинтом. Шнуровой амортизатор и ограничительный трос лыжи крепятся к вилчатому болту на лыже и к ушку на стойке хвостового колеса.

Лыжи после установки нужно отрегулировать. При положении самолета в линии полета лыжа должна иметь угол с горизонтом  $+3^\circ \pm 30'$  или превышение  $34 \pm 6$  мм на расстоянии 620 мм от оси вращения. Регулирование лыжи производится ушковым болтом на неподвижной трубе амортизатора. При этом углы крайних отклонений лыжи (рис. 138) будут составлять: вверх  $23 \pm 1^\circ$  или  $223 \pm 15$  мм от оси вращения, вниз  $28 \pm 1^\circ$  или  $304 \pm 15$  мм от оси вращения.

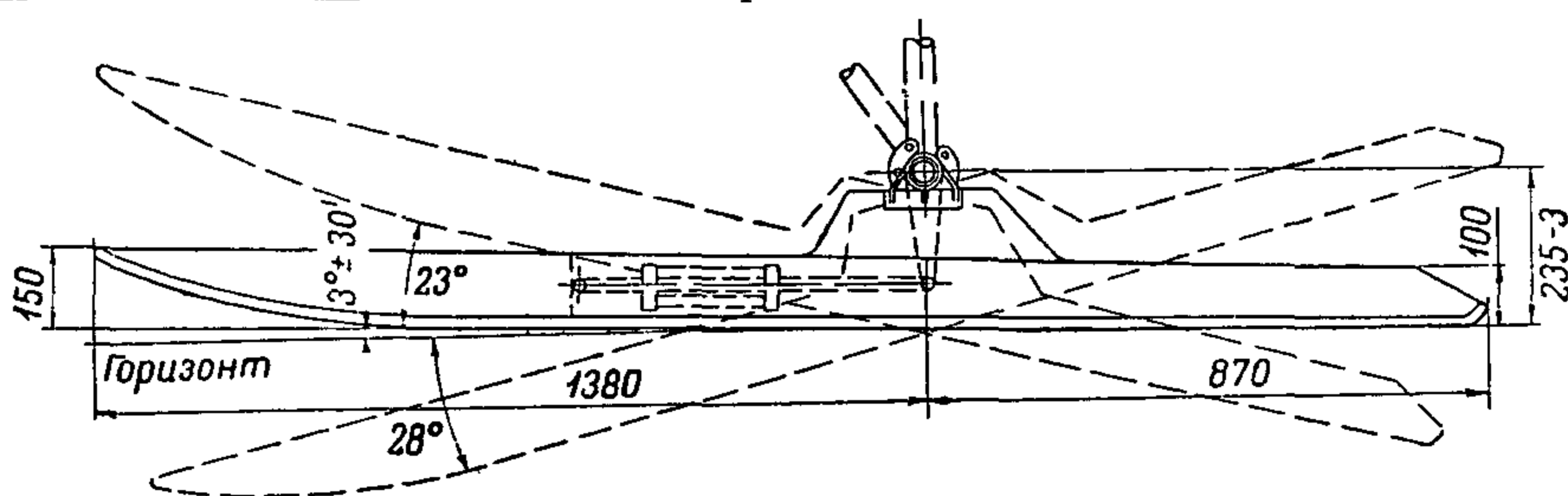


Рис. 138. Установочный чертеж лыжи

Эти отклонения лыж обеспечиваются ходом поперечных шпилек держателей амортизаторов в продольных пазах телескопических труб.

В поперечном направлении лыжа должна отклоняться от своей продольной оси на  $\pm 5^\circ$ . Регулирование этого угла производится намоткой проклеенной резиновой ленты Р56Л 1,5 на параллельные трубы кабана лыжи, которые служат упором для выфрезерованного ребра кардана.

Регулировать хвостовую лыжу не требуется. Шнуровой амортизатор в нерастянутом состоянии должен иметь длину 185 мм. Этим обеспечивается угол установки лыжи  $+6^\circ$ .

После регулирования лыж самолет нужно снять с подъемников и установить на место крышки лючков и обтекатели.

### Разжижение масла бензином

Для облегчения и ускорения запуска двигателя, а также для сокращения времени на подготовку самолета к полету необходимо после полета производить разжижение масла бензином.

Система разжижения масла состоит из трубопроводов, электроклапана ЭКР-3 и кнопки управления клапаном. Трубопровод предназначен для подвода бензина от бензиновой помпы в магистраль входящего в двигатель масла и снабжен жиклером 1,7 мм, который дозирует количество бензина при разжижении. Разжижение масла производить при температуре наружного воздуха ниже минус  $5^\circ\text{C}$ .

Для разжижения масла применять бензин, на котором работает двигатель. После разжижения масла в нем должно быть 8—13% бензина.

Порядок разжижения:

Запустить и прогреть двигатель до температуры входящего масла  $35\text{—}40^\circ\text{C}$ .

Установить винт на малый шаг и сектором газа обеспечить 1600 об/мин.

Включить АЗС «Сошник», а на самолете Як-12М — «Запуск».

Нажать кнопку электроклапана и так держать ее в продолжении всего времени, необходимого для разжижения масла, при этом давление масла в двигателе не должно быть ниже  $1,5 \text{ кг/см}^2$ .

**Примечание** Время для разжижения масла брать по таблице, в зависимости от количества масла в баке и продолжительности работы двигателя, после предыдущего разжижения

Отпустить кнопку электроклапана и, не меняя режима работы двигателя, проработать 3 минуты для перемешивания бензина с маслом

Остановить двигатель

Разжиженное масло сливать из системы при температуре наружного воздуха ниже минус 20° С

Разжижение масел МК-22 и МС-20

Продолжительность работы двигателя после предыдущего разжижения, мин	Количество масла в баке, л		
	12	9	6
	Время открытия крана разжижения (в минутах и секундах) для восстановления 8—13% бензина в масле		
5—15	0—54	0—50	0—37
15—30	1—31	1—23	1—02
30—45	2—02	1—49	1—24
45—50 и более	2—15	2—00	1—39
Масло не разжижалось	2—33	2—15	1—45

**Примечание** Обороты двигателя при разжижении — 1600 об/мин, температура входящего масла — 35—40°С

### Особенности зимней эксплуатации

Зимой заправлять масляный бак маслом, нагретым до температуры 75 — 85° С, непосредственно перед запуском двигателя, до снятия теплого моторного чехла, через имеющийся в чехле специальный клапан

После полета при температуре наружного воздуха ниже —20° С горячее масло полностью слить из всей масляной системы, а при температурах минус 20—30° С производить разжижение масла бензином. Кнопка разжижения масла расположена на приборной доске

Запуск двигателя в холодную погоду затрудняется, так как масло застывает на стенках цилиндров и в подшипниках, вследствие чего увеличивается трение деталей до такой степени, что пусковые приспособления не могут дать достаточной раскрутки. Поэтому зимой, а также при температуре плюс 5°С и ниже перед запуском двигателя необходимо подогревать,

При подогреве двигатель укрывать специальным зимним чехлом, плотно прилегающим к капоту, чтобы холодный наружный воздух не проникал к агрегатам двигателя. В верхней части чехла необходимо открывать клапан, способствующий лучшему обтеканию двигателя теплым воздухом

Теплый воздух, температура которого не должна превышать 180°С, поступает от подогревателя по трубам через открытые лючки снизу капота

Двигатель подогревают до тех пор, пока температура головок цилиндров не повысится до 20—30° С

Применение усиленной заливки бензина для облегчения запуска не допускается

При предполетном осмотре необходимо снять с металлических лыж лючки, осмотреть и убедиться в том, что тормозные крюки не примерзли к колюдкам, проверить, нормально ли работают тормоза лыж

Суфлирующие отверстия маслобака необходимо систематически проверять, так как при замерзании отверстий возможен разрыв бака

Перед остановкой двигателя сектор управления винтом следует ставить на большой шаг

Температура подогретого воздуха, идущего в карбюратор, должна быть не ниже  $10-12^{\circ}\text{C}$

После проведения вышеуказанных работ запуск, прогрев и пробу двигателя производить обычно

Следует иметь в виду, что на самолетах Як-12Р и Як-12М с увеличением обдува двигателя повышается отвод тепла через картер, вследствие чего снижается температурный перепад между выходящим и входящим маслом. Особенно это сказывается при низких температурах наружного воздуха

Если в полете при полностью закрытой створке маслорадиатора температура масла снизится ниже рекомендуемой, надо прикрыть лобовые жалюзи, т. е. повысить температурный режим двигателя, что приведет к повышению температуры входящего масла

После остановки двигателя запрещается закрывать жалюзи капота и покрывать двигатель чехлом при температуре головок цилиндров выше  $100^{\circ}\text{C}$ , во избежание нарушения изоляции проводов, так как в этом случае тепло горячего двигателя интенсивно передается на изоляцию, что может вызвать разрушение изолирующего слоя проводов

При температуре наружного воздуха ниже  $0^{\circ}\text{C}$ , перед остановкой двигателя, прежде чем повысить число оборотов до 1900 — 2000 в минуту, необходимо продуть воздушные трубки пусковой системы, для чего на 2 — 3 сек нажать кнопку воздушного самопуска

### ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА НА ЛЫЖНОМ ШАССИ

Вес основной лыжи 27 кг, хвостовой 2,4 кг, таким образом общий вес трех лыж составляет 56,4 кг, что на 12,4 кг превышает общий вес колес самолета Як-12М.

При взлетном весе 1450 кг нагрузка, приходящаяся на основную лыжу, составляет 602 кг, на хвостовую — 246 кг

Среднее удельное давление на поверхность аэродрома при этом будет

$$q_{\text{осн}} = \frac{P_{\text{осн}}}{F_{\text{осн}}} = \frac{602}{225 \cdot 37} = 0,0723 \text{ кг/см}^2$$

$$q_{\text{хв}} = \frac{P_{\text{хв}}}{F_{\text{хв}}} = \frac{246}{62 \cdot 22,5} = 0,176 \text{ кг/см}^2,$$

где  $q_{\text{осн}}$ ,  $q_{\text{хв}}$  — среднее удельное давление основной и хвостовой лыж на поверхность аэродрома,  $\text{кг/см}^2$ ,

$P_{\text{осн}}$ ,  $P_{\text{хв}}$  — стояночная нагрузка на основную и хвостовую лыжи, кг;

$F_{\text{осн}}$ ,  $F_{\text{хв}}$  — опорная площадь полоза основной и хвостовой лыжи,  $\text{см}^2$ .

Таким образом, удельные давления хвостовой лыжи на снег в 2,5 раза больше, чем для основных лыж. Большое удельное давление является одной из причин зарывания хвостовой лыжи при рулении самолета по неукатанному снежному покрову.

Самолет нужно устанавливать на лыжи при снежном покрове не менее 10 см.

Следует иметь в виду, что при длительной стоянке лыжи примерзают к снегу, поэтому рекомендуется подкладывать под полозы фанерные листы или специальные стеллажи. На стоянке не должно быть никаких предметов, которые могут повредить полозу при рулении

Для лыж применяются специальные колодки, которые обеспечивают опробование двигателя на взлетном режиме.

При подогреве двигателя рукава подогревателя не должны касаться лыж, так как образующийся на полозах лед мешает самолету тронуться с места, ухудшает его маневренность при рулении и снижает взлетные качества.

Перед выруливанием надо убедиться, что лыжи не примерзли к снегу, а в случае примерзания стронуть их с места. Нельзя срывать самолет с места путем увеличения мощности двигателя, так как при примерзании одной лыжи относительно нее возникает большой крутящий момент, который может привести к поломке не только лыжи, но и ноги шасси.

При рулении на лыжах нужно тщательно избегать кочек, проталин, мест, не покрытых снегом. Если скорость ветра превышает 8 м/сек, самолет нужно сопровождать, при этом сопровождающий должен находиться у подкоса крыла со стороны ветра.

Тормозы лыж эффективны при рулении самолета по укатанному аэродрому. Радиус разворота при торможении внутренней лыжи составляет 5—6 м.

Усилены стержни пирамид шасси и установлен масляно-пневматический амортизатор хвостовой установки

В связи с заменой генератора ГС-10-350М генератором ГСК-1500М изменено расположение двух верхних стержней моторной рамы

Емкость масляного бака увеличена до 25 л, приемник манометра давления масла перенесен на подкос моторной рамы

Изменено расположение дренажной трубки бензосистемы, а на последних выпусках самолетов Як-12М изменена дренажная система каждый бак имеет отдельный дренаж (см рис 102 и 103)

В связи со снятием тормозного сошника в воздушной системе не устанавливаются обслуживающие его агрегаты и трубопроводы, а также не предусмотрен выпуск закрылков на 90°. Взлетное положение закрылков составляет 20°. Внесены изменения в кран и цилиндр управления закрылков. На последних выпусках самолетов Як-12М устанавливается редукционный клапан ПУ-7 вместо ПУ-6 и дифференциал ПУ-8 вместо Д-1

Установлена аккумуляторная батарея 12-САМ-28 вместо 12-А-10

Для замера давления на всасывании двигателя установлен мановакуумметр МВ-16м.

На случай отказа статической проводки приемника воздушных давлений установлен кран переключения статической проводки в кабину самолета

Пусковая кнопка заменена кнопкой ВК-2-140-В-1

---

одном уровне (левая и правая точки должны лежать на одной горизон-

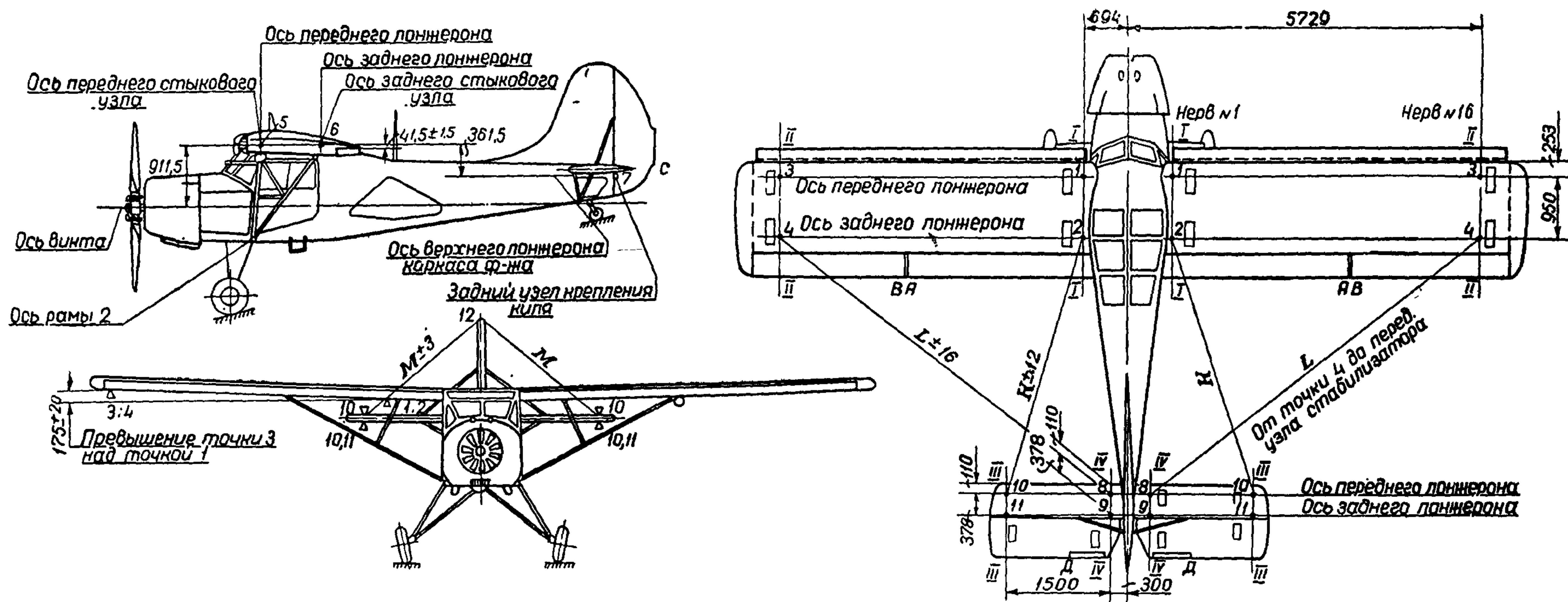
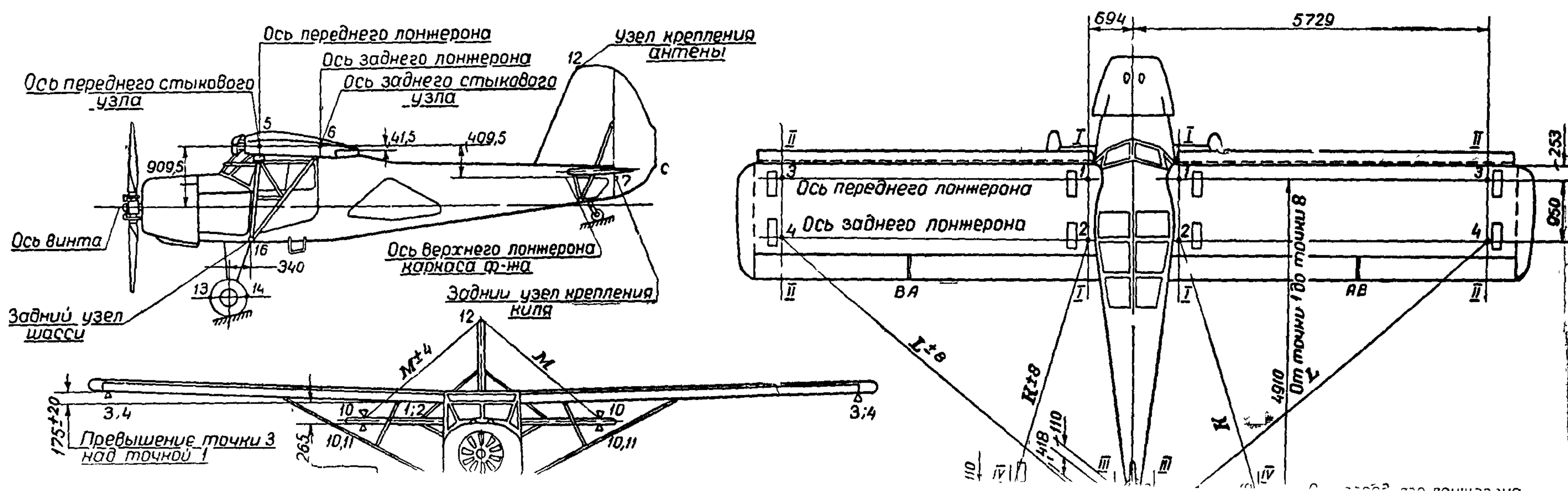


Рис. 134. Нивелировочная схема самолета Як-12Р.





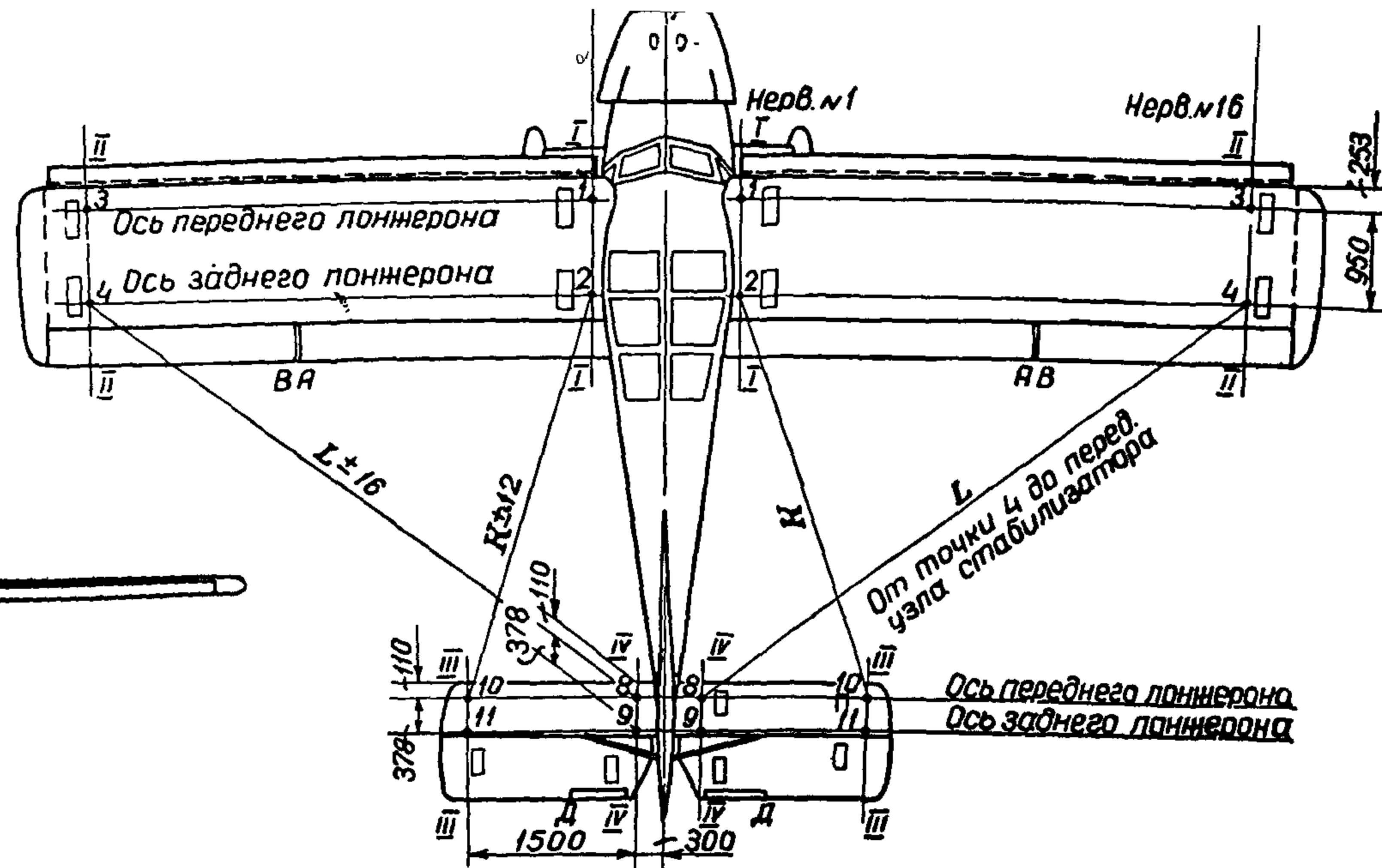


Рис. 134. Нивелировочная схема самолета Як-12Р.

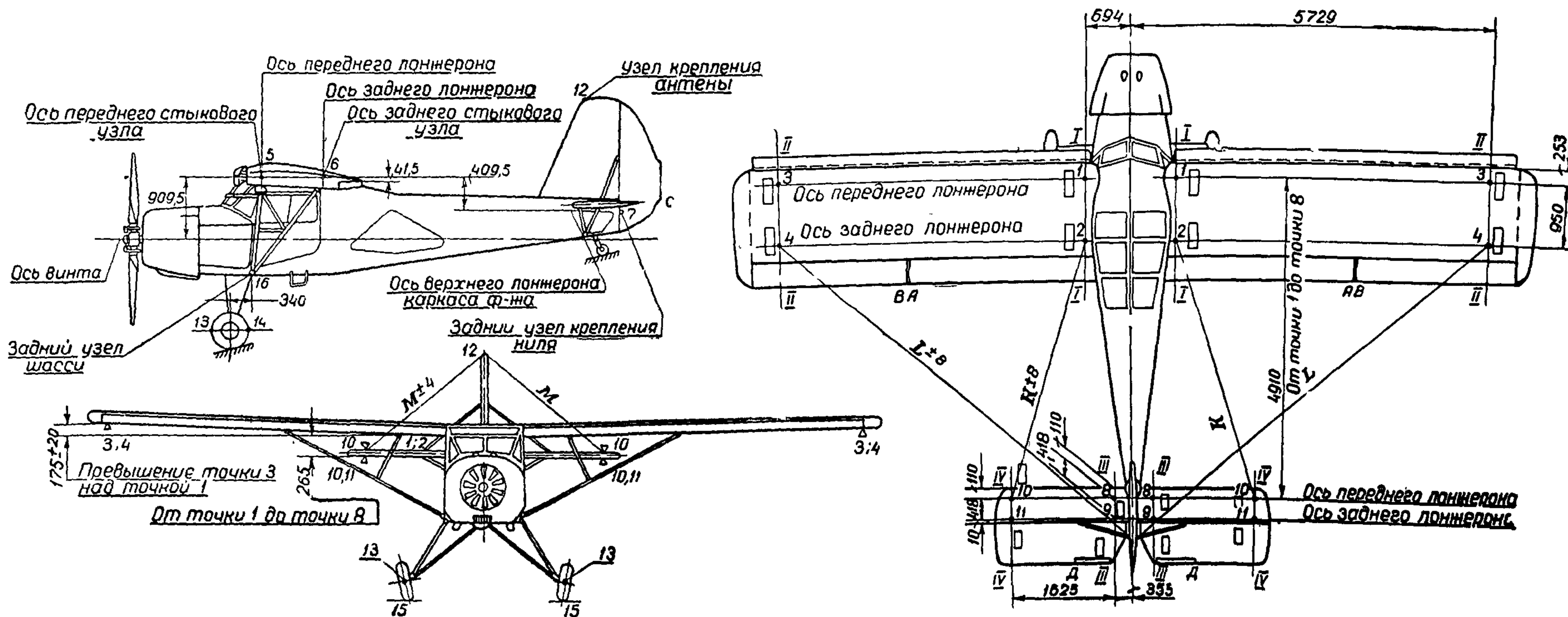


Рис. 135. Нивелировочная схема самолета Як-12М.

дится контрольная нивелировка для определения возможности и объема ремонта

Перед разборкой необходимо  
подготовить рабочее место, где будет производиться разборка самолета, поставить стремянки, козелки,  
подготовить специальную тару (сортовники) — металлические или деревянные ящики, разделенные на ячейки для разных деталей (нормалей), или столы для раскладки снимаемых мелких деталей, ложементы для крыльев и оперения,  
разборку следует производить таким образом, чтобы не возникли капотирование или наклон самолета, связанные с несимметричной разборкой агрегатов

При разборке необходимо пользоваться исправным инструментом и специальным инструментом, предназначенным для данного самолета

При разборке и снятии крупных агрегатов стараться максимальное количество нормалей установить на свое место, чтобы не перепутать их

Технология разборки самолета

№ по пор	Наименование операции	Инструмент, оборудование, приспособление
----------	-----------------------	--

Подготовка к демонтажу

1	Подвести самолет на площадку для разборки	Электрокара или автомашина, буксировочные тросы или тросы
2	Расчехлить самолет, снять чехлы с воздушного винта, двигателя, кабины, крыльев, оперения шасси	
3	Свернуть чехлы, завязать их и повесить бирку с № самолета	Фанерная бирка
4	Поднести к месту расстыковки самолета козелки	2 крыльевых козелка (фиг. 1) подфюзеляжный козелок (фиг. 2) хвостовой козелок (фиг. 3)

Расстыковка крыла и фюзеляжа

1	Убедиться в отсутствии топлива и масла в топливном и масляном баках. Если топливо и масло не слиты, слить его в специальную тару через сливные краны и маслорадиатор	Шланг дюритовый l=2 м Ø20 ГОСТ В'8'9—12-12-20 Воронка Бочка для бензина Кружка-ведро Плоскогубцы
2	Отвернуть гайки со стержней зализа правон отъемной части крыла, вывернуть винты крепления зализов к крылу и винты крепления верха и низа зализа	Стремянка Р694/003 Специальный торцовый ключ 60 / 201 Отвертка l=150 мм
3	Снять зализ с крыла и выдержив шомполы, разобрать его на две части и уложить зализ в стеллаж	Стремянка Р694/003 Плоскогубцы
4	Операции 1 и 2 повторить для левого крыла	
5	Отсоединить правый топливный бак от топливных трубок, для чего распломбировать отвернуть две макидные гайки с переднего и заднего штуцеров топливного бака	Плоскогубцы Ключ гаечный S=22

# ОГЛАВЛЕНИЕ

Стр.

## Часть I

### КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТОВ ЯК-12Р И ЯК-12М

Глава I. Характеристика и основные данные . . . . .	3
Общие сведения . . . . .	—
Основные данные самолетов Як-12Р и Як-12М . . . . .	10
Основные летные данные самолетов Як-12Р и Як-12М . . . . .	11
Основные геометрические данные самолетов . . . . .	—
Весовые и центровочные данные . . . . .	12
Эксплуатационные данные . . . . .	13
Регулировочные данные органов управления . . . . .	14
Перечень спецоборудования . . . . .	—
Приборы контроля винтомоторной группы . . . . .	15
Пилотажно-навигационное оборудование . . . . .	—
Светотехническое оборудование . . . . .	—
Электрооборудование . . . . .	—
Радиооборудование . . . . .	—
Основные данные двигателя АИ-14Р . . . . .	—
Основные данные воздушного винта и регулятора оборотов . . . . .	18
Воздушный винт В-530 Д-11 . . . . .	—
Регулятор оборотов Р-2 . . . . .	19
Основные сведения по аэродинамике самолетов . . . . .	—
Основные данные по прочности самолета . . . . .	22
Глава II. Фюзеляж . . . . .	25
Каркас фюзеляжа . . . . .	—
Кабина самолета . . . . .	27
Перхлорвиниловое покрытие . . . . .	31
Глава III. Крыло . . . . .	—
Крыло . . . . .	—
Передний узел крепления крыла к фюзеляжу . . . . .	36
Узел крепления подкоса к крылу . . . . .	37
Предкрылок . . . . .	—
Элерон . . . . .	—
Закрылок . . . . .	41
Глава IV. Хвостовое оперение . . . . .	—
Общие сведения . . . . .	—
Стабилизатор . . . . .	43
Руль высоты . . . . .	—
Киль * . . . . .	45
Руль поворота . . . . .	—
Триммеры оперения . . . . .	47
Глава V. Управление самолетом . . . . .	—
Общие сведения . . . . .	—
Управление рулем высоты . . . . .	48
Управление триммером руля высоты . . . . .	—
Управление элеронами . . . . .	—
Управление рулем поворота . . . . .	52
Пружинный цилиндр . . . . .	54
Заделка тросов . . . . .	55

<b>Глава VI. Взлетно-посадочные устройства</b>	<b>55</b>
Шасси	—
Амортизационные кольца	58
Демпфер	59
Колесо 515 × 185 мм	60
Тормозные лыжи	63
Хвостовая установка	66
Резиновый пластинчатый амортизатор хвостовой установки самолета Як-12Р	67
Управление хвостовым колесом	68
Масляно-воздушный амортизатор хвостовой установки самолета Як-12М	70
Колесо 255 × 110 мм	72
<b>Глава VII. Воздушная система</b>	<b>73</b>
Агрегаты воздушной системы	75
Компрессор Ак-50М	—
Основные данные компрессора Ак-50М	—
Фильтр-отстойник ФТ-9900	76
Редукционный клапан 51-7 (ПУ-6)	78
Редукционный клапан VI-39 (ПУ-7)	—
Баллон сжатого воздуха	80
Обратный клапан	81
Редукционный клапан на 50 ат	—
Прямоточный фильтр	—
Дифференциал 59-7 (Д-1)	84
Дифференциал VI-35 (ПУ-8)	85
Кран управления закрылками	86
Электровоздушный клапан ЭК-48	88
Технические характеристики клапана ЭК-48	—
Управление закрылками	—
Цилиндр управления закрылками	91
Трубопроводы	92
<b>Глава VIII. Винтомоторная установка</b>	<b>—</b>
Краткие сведения о конструкции двигателя АИ-14Р	93
Основные конструктивные отличия двигателя АИ-14Р 2-й серии	—
Основные конструктивные отличия двигателя АИ-14Р третьей серии	—
Цилиндры	—
Поршни	94
Задняя крышка	—
Кулачковая шайба	—
Маслоотстойник	—
Передний суфлер	—
Нагнетатель	—
Система зажигания	—
Система запуска	—
Всасывающие трубы	95
Моторама	—
Воздушный винт В-530	—
Конструкция винта	—
Узел корпуса	96
Узел крепления лопасти	98
Узел цилиндра	—
Лопасть	100
Детали для установки винта на вал двигателя	101
Конструкция регулятора оборотов Р-2	102
Работа механизма винта	—
Автоматическое отклонение шага винта	—
Равновесные обороты	103
Поворот лопастей на малый шаг	105
Поворот лопастей на большой шаг	106
Принудительное изменение шага винта	107
Работа винта на различных этапах полета	108
Моторная рама	109
Капот	110
Коллектор выхлопа	—
Жалюзи	112
Всасывающий патрубок	114
Управление двигателем	—
Бензиновая система	118
Бензиновый бак	119
Пожарный кран	—
Фильтр со сливным краном	—

Сливной кран . . . . .	119
Бензиномер . . . . .	121
Трубопроводы . . . . .	122
Масляная система . . . . .	123
Масляный бак . . . . .	125
Масляный фильтр со сливным краном . . . . .	126
Воздушно-масляный радиатор . . . . .	127
Технические характеристики радиаторов ВМС-04 и ВМС-04А . . . . .	128
Трубопроводы . . . . .	129
Отопление кабины самолета . . . . .	130
Глава IX. Модификации самолета . . . . .	132
Самолет Як-12М в сельскохозяйственном варианте . . . . .	—
Санитарный вариант самолета . . . . .	134
Самолет Як-12Р в учебном варианте . . . . .	135
Самолет Як-12М в учебном варианте . . . . .	141
Глава X. Оборудование самолета . . . . .	—
Приборное оборудование . . . . .	—
Электрический гироскоп ГПК-48 . . . . .	—
Мановакуумметр МВ-16 . . . . .	142
Аварийное переключение проводки с ПВД на кабину . . . . .	—
Изменения в установке ПВД и в проводке к нему . . . . .	143
Изменения в расположении приемников электрических приборов . . . . .	144
Высотомер ВД-10 . . . . .	—
Указатель скорости . . . . .	—
Вариометр ВР-10 . . . . .	145
Авиагоризонт . . . . .	—
Тахометр . . . . .	—
Термометр головок цилиндров . . . . .	—
Термометр воздуха, поступающего в карбюратор ТУЭ-48 . . . . .	—
Электрооборудование . . . . .	146
Источники электроэнергии . . . . .	—
Потребители электрической энергии . . . . .	147
Радиооборудование . . . . .	—
Металлизация самолета . . . . .	148
Пусковая катушка КП-4716 . . . . .	149
Глава XI. Конструктивные отличия самолета Як-12М от самолета Як-12Р . . . . .	150

## Часть II.

### ЛЕТНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТА

Глава XII. Подготовка самолета к полету . . . . .	152
Заправка самолета бензином . . . . .	—
Заправка самолета маслом . . . . .	153
Загрузка и данные центровок . . . . .	154
Порядок крепления грузов . . . . .	155
Определение длины разбега самолета и дистанции взлета . . . . .	—
Осмотр самолета пилотом . . . . .	157
Винтомоторная установка . . . . .	—
Шасси . . . . .	—
Правая половина крыла и фюзеляжа . . . . .	—
Хвостовое оперение . . . . .	—
Хвостовая установка . . . . .	—
Левая сторона фюзеляжа . . . . .	158
Левая половина крыла . . . . .	—
Кабина самолета . . . . .	—
Самолет в сельскохозяйственном варианте (дополнительно) . . . . .	—
Запуск, опробование и остановка двигателя . . . . .	159
Подготовка двигателя к запуску . . . . .	—
Запуск двигателя . . . . .	—
Прогрев двигателя . . . . .	160
Опробование двигателя . . . . .	161
Остановка двигателя . . . . .	—
Глава XIII. Эксплуатация самолета в воздухе . . . . .	162
Подготовка к взлету . . . . .	163
Руление . . . . .	—
Взлет . . . . .	164
Взлет без применения закрылков . . . . .	165
Взлет с применением закрылков . . . . .	166
Взлет с боковым ветром . . . . .	—

	Стр.
Набор высоты . . . . .	168
Горизонтальный полет . . . . .	169
Снижение . . . . .	170
Посадка . . . . .	171
Посадка без применения закрылков . . . . .	—
Посадка с применением закрылков . . . . .	172
Посадка с боковым ветром . . . . .	—
Уход на второй круг . . . . .	173

### Часть III

## ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

Глава XIV. Нивелирование, регулирование и другие работы . . . . .	174
Нивелирование самолета . . . . .	—
Установка самолета в регулировочное положение . . . . .	—
Нивелирование крыла . . . . .	175
Проверка установки стабилизатора . . . . .	—
Зарядка бортового баллона сжатым воздухом . . . . .	—
Порядок работы . . . . .	—
Регулирование управления рулем высоты . . . . .	176
Регулирование управления рулем направления . . . . .	177
Регулирование управления элеронами . . . . .	—
Порядок регулирования . . . . .	—
Регулирование управления тормозами . . . . .	—
Регулирование давления бензина редукционным клапаном бензинового насоса 702М . . . . .	178
Регулирование давления масла редукционным клапаном маслонасоса . . . . .	—
Демонтаж и монтаж колеса 595×185 мм . . . . .	179
Замена пневматика колеса . . . . .	180
Порядок работы по проверке давления в цилиндрах тормозных колес . . . . .	—
Порядок съемки воздушного винта В-530 с вала двигателя . . . . .	—
Порядок установки воздушного винта В-530 на вал двигателя . . . . .	181
Замена и регулирование регулятора оборотов Р-2 на самолетах Як-12Р и Як-12М . . . . .	182
Переоборудование грузового самолета Як-12М в пассажирский . . . . .	183
Переоборудование грузового самолета Як-12М в сельскохозяйственный . . . . .	—
Порядок замены нитроцеллюлозного покрытия перхлорвиниловыми эмалями . . . . .	184
Глава XV. Послеполетное и предполетное техническое обслуживание . . . . .	186
Послеполетное техническое обслуживание . . . . .	—
Предварительные работы . . . . .	—
Осмотр и проверка винтомоторной установки . . . . .	—
Осмотр и проверка планера . . . . .	188
Самолет Як-12М в сельскохозяйственном варианте (дополнительный осмотр) . . . . .	192
Осмотр аппаратуры опрыскивателя . . . . .	—
Осмотр аппаратуры опыливателя . . . . .	—
Осмотр и проверка приборного оборудования . . . . .	193
Осмотр и проверка электрооборудования на самолете Як-12Р . . . . .	194
Проверка установок под напряжением . . . . .	195
Осмотр и проверка электрооборудования на самолете Як-12М . . . . .	—
Проверка установок под напряжением . . . . .	196
Осмотр и проверка радиооборудования на самолете Як-12Р . . . . .	—
Осмотр и проверка радиооборудования на самолете Як-12М . . . . .	—
Заключительные работы . . . . .	197
Предполетное техническое обслуживание . . . . .	—
Предварительные работы . . . . .	—
Осмотр и проверка винтомоторной установки . . . . .	198
Осмотр и проверка планера . . . . .	—
Самолет в сельскохозяйственном варианте . . . . .	199
Проверка аппаратуры опыливателя . . . . .	—
Проверка аппаратуры опрыскивателя . . . . .	200
Осмотр и проверка приборного оборудования . . . . .	—
Осмотр и проверка электрооборудования на самолете Як-12Р . . . . .	—
Осмотр и проверка электрооборудования на самолете Як-12М . . . . .	—
Осмотр и проверка радиооборудования на самолете Як-12Р . . . . .	201
Осмотр и проверка радиооборудования на самолете Як-12М . . . . .	—
Заключительные работы . . . . .	—



	Стр
ава XVI Эксплуатация самолетов Як 12Р и Як 12М в зимних условиях	201
Подготовка самолетов к зимней эксплуатации	—
Подготовка винтомоторной установки	202
Подготовка планера	—
Подготовка противообледенительного устройства фонаря кабины	—
Подготовка системы отопления	203
Установка и регулирование тормозных лыж	—
Разжижение масла бензином	204
Особенности зимней эксплуатации	205
Эксплуатация самолета на лыжном шасси	206

Отв редактор П Н Чулков

Редактор А Я Рогоз

Техн редактор С В Волков

Корректоры Л А Казенова, Т А Маркова

Сдано в набор 25/XII-57 г

 Форм бум 70×108<sup>1/16</sup>

Г-42238

Печ л 7 + 2 вклейки

Зак 1095

Подписано к печати 17/IX-58 г

Бум л 35

Продаже не подлежит

Тип РИО ГУГВФ, Зак 207.