

**РУКОВОДСТВО**  
**ПО ЛЁТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ**  
**самолёта Вильга-35А**

Идентификационный номер ЕЭВС.06.05218  
Государственный и регистрационный знаки RA-2629G

г. Новосибирск

Руководство составлено с учётом ГОСТ 24867-81 "Руководство по лётной эксплуатации самолётов (вертолетов) гражданской авиации. Общие требования к содержанию, построению, изложению и оформлению"

Издание подготовлено с использованием макропакета  $\text{T}_{\text{E}}\text{X}$  Live 2009,  
разработанного  $\text{T}_{\text{E}}\text{X}$  Users Group

Составитель: Е.В. Макаренко

Версия документа 1.5

Дата изменения 2 августа 2018 г.

## Содержание

<b>1. Служебная информация</b>	<b>7</b>
1.1. Назначение РЛЭ . . . . .	7
1.2. Обязанности держателя РЛЭ . . . . .	8
1.3. Принятые символы и сокращения . . . . .	9
1.4. Порядок внесения изменений . . . . .	10
1.4.1. Система введения изменений . . . . .	10
1.4.2. Система учёта изменений . . . . .	10
1.5. Лист регистрации изменений . . . . .	11
<b>2. Общие сведения о самолёте</b>	<b>13</b>
2.1. Общий вид самолёта . . . . .	13
2.1.1. Общий вид самолёта в трёх проекциях с габаритными размерами . . . . .	13
2.2. Основные геометрические данные . . . . .	14
2.2.1. Общие данные . . . . .	14
2.2.2. Крыло . . . . .	14
2.2.3. Оперение . . . . .	14
2.3. Основные данные по массе . . . . .	15
2.4. Основные лётные данные . . . . .	16
2.5. Основные данные силовой установки . . . . .	17
2.5.1. Основные данные двигателя . . . . .	17
2.5.2. Основные данные воздушного винта . . . . .	17
<b>3. Общие эксплуатационные ограничения</b>	<b>19</b>
3.1. Общие ограничения условий эксплуатации . . . . .	19
3.1.1. Условия эксплуатации и виды полётов . . . . .	19
3.1.2. Высота полёта и температура воздуха . . . . .	19
3.1.3. Предельный ветер . . . . .	19
3.2. Состав экипажа и количество человек на борту . . . . .	20
3.3. Общие лётные ограничения . . . . .	21
3.3.1. Ограничения по массе и центровке . . . . .	21
3.3.2. Ограничения по скорости . . . . .	21
3.3.3. Допустимые перегрузки . . . . .	21
3.3.4. Допустимые углы крена и тангажа . . . . .	21
3.4. Ограничения по двигателю АИ-14РА . . . . .	22

<b>4. Подготовка к полёту</b>	<b>23</b>
4.1. Общие указания . . . . .	23
4.2. Дальность и продолжительность полёта . . . . .	24
4.3. Расчёт взлётной массы самолёта . . . . .	32
4.4. Техническая подготовка к полёту . . . . .	33
4.4.1. Подготовка самолёта . . . . .	33
4.4.2. Запуск двигателя . . . . .	39
4.4.3. Прогрев и опробование двигателя . . . . .	41
4.4.4. Подготовка приборного оборудования . . . . .	44
<b>5. Выполнение полёта</b>	<b>47</b>
5.1. Подготовка к выруливанию и руление . . . . .	47
5.2. Взлёт . . . . .	49
5.3. Полёт по кругу . . . . .	50
5.4. Набор высоты . . . . .	51
5.5. Горизонтальный полёт . . . . .	52
5.6. Вираж . . . . .	53
5.7. Снижение (планирование) . . . . .	54
5.8. Заход на посадку и посадка . . . . .	55
5.9. Уход на второй круг . . . . .	57
5.10. Взлёт и посадка с боковым ветром . . . . .	58
5.11. Особенности руления, взлёта, полёта и посадки самолёта с лыжным шасси . . . . .	59
5.12. Буксирование планеров . . . . .	60
5.13. Поведение самолёта на закритических углах атаки . . . . .	61
5.14. Окончание полётов . . . . .	63
<b>6. Особые случаи в полёте</b>	<b>65</b>
6.1. Отказ двигателя . . . . .	65
6.1.1. Отказ двигателя на разбеге . . . . .	65
6.1.2. Отказ двигателя в наборе высоты до первого разворота . . . . .	65
6.1.3. Отказ двигателя в полёте или в наборе высоты после первого разворота . . . . .	65
6.2. Падение давления масла в двигателе . . . . .	66
6.3. Падение давления топлива . . . . .	67
6.4. Тряска двигателя . . . . .	68
6.5. Раскрутка винта . . . . .	69

6.6. Пожар . . . . .	70
6.7. Отказ радиосвязи . . . . .	71
6.8. Отказ генератора . . . . .	72
6.9. Закупорка системы полного давления . . . . .	73
6.10. Закупорка системы статического давления . . . . .	74
6.11. Вынужденная посадка вне аэродрома . . . . .	75
<b>7. Эксплуатация систем и оборудования</b>	<b>76</b>
7.1. Управление самолетом . . . . .	76
7.2. Воздушная система . . . . .	77
7.3. Гидросистема . . . . .	79
7.4. Топливная система . . . . .	81
7.5. Силовая установка . . . . .	83
7.5.1. Общие сведения о двигателе АИ-14РА . . . . .	83
7.5.2. Режимы и параметры работы двигателя . . . . .	84
7.6. Авиационное и радиоэлектронное оборудование . . . . .	85
7.6.1. Электрооборудование . . . . .	85
7.6.2. Светотехническое оборудование . . . . .	85
7.6.3. Приборное оборудование . . . . .	86
7.6.4. Приборы контроля работы двигателя . . . . .	86
7.6.4.1. Трехстрелочный индикатор ЭМИ-ЗК . . . . .	87
7.6.4.2. Тахометр ТЭ-45 . . . . .	87
7.6.4.3. Термометр головок цилиндров ТЦТ-13 . . . . .	87
7.6.4.4. Термометр ТУЭ-48 . . . . .	87
7.6.5. Радиостанция . . . . .	88
7.6.6. Аварийный радиомаяк . . . . .	88
<b>8. Приложения</b>	<b>91</b>
8.1. Карты контрольных проверок . . . . .	91
8.1.1. Общие указания . . . . .	91
8.1.2. Содержание карты «Перед запуском двигателя» . . . . .	91
8.1.3. Содержание карты «Перед выруливанием» . . . . .	92
8.1.4. Содержание карты «На предварительном старте» . . . . .	92
8.1.5. Содержание карты «На исполнительном старте» . . . . .	92
8.1.6. Содержание карты «На высоте 50 м» . . . . .	93
8.1.7. Содержание карты «После 3-го разворота» . . . . .	93
8.1.8. Содержание карты «На стоянке» . . . . .	93

8.2. Инструкция по заправке самолёта топливом . . . . .	94
8.3. Приборная доска . . . . .	95

# 1. Служебная информация

## 1.1. Назначение РЛЭ

Руководство по лётной эксплуатации (РЛЭ) самолёта Вильга-35А является основным техническим документом, определяющим и регламентирующим конкретные правила лётной эксплуатации, технику и методику выполнения полёта с учётом особенностей его пилотирования во всех возможных условиях, соответствующих установленным для него лётным ограничениям.

Требования и указания РЛЭ являются обязательными при лётной эксплуатации самолёта Вильга-35А.

## **1.2. Обязанности держателя РЛЭ**

Держателями РЛЭ являются:

- на борту самолёта - владелец воздушного судна;
- в экипаже - командир воздушного судна.

Держатель РЛЭ несёт ответственность за своевременное и правильное внесение в РЛЭ всех изданных изменений и дополнений в соответствии с порядком, установленным в подразделе 1.4.

### 1.3. Принятые символы и сокращения

В настоящем Руководстве используются символы и сокращения. Сокращения применяются для уменьшения объема РЛЭ и используются при сокращении наиболее часто употребляемых терминов, слов и групп слов, например: РЛЭ - Руководство по летной эксплуатации; ВКЛ - включено; ВЫКЛ - выключено.

Каждое сокращение, используемое в тексте, расшифровывается там, где оно впервые встречается (после полного наименования в скобках дается его сокращенное обозначение).

РУД - рычаг управления двигателем;

РУС - ручка управления самолётом;

с - секунда;

м - метр;

## **1.4. Порядок внесения изменений**

### **1.4.1. Система введения изменений**

Совершенствование методов эксплуатации, введение конструктивных изменений или изменений состава бортового оборудования приводит к необходимости внесения в РЛЭ соответствующих изменений и дополнений.

Эти изменения и дополнения издаются взамен или в дополнение соответствующего материала РЛЭ в виде отдельных листов типового образца.

Новый или исправленный текст на измененных страницах выделяется чёрной вертикальной чертой с левого края и порядковым номером изменения, а также датой внесения изменения, указываемой внизу на поле с левой стороны страницы.

### **1.4.2. Система учёта изменений**

Внесение разосланных листов с изменениями или дополнениями в РЛЭ подтверждается Листом регистрации изменений (подраздел 1.5) На нём проставлены регистрационные номера вновь поступающих изменений, которые должны быть зачёркнуты держателем РЛЭ после помещения соответствующих листов в Руководство.

Если между ближайшими зачёркнутыми номерами Листа регистрации окажется незачёркнутый, это означает, что соответствующий номер изменения не получен. В этом случае держатель РЛЭ обязан затребовать недостающий материал.

Настоящее Руководство будет отвечать своему назначению только при условии своевременного внесения в него необходимых изменений.





## 2. Общие сведения о самолёте

### 2.1. Общий вид самолёта

#### 2.1.1. Общий вид самолёта в трёх проекциях с габаритными размерами

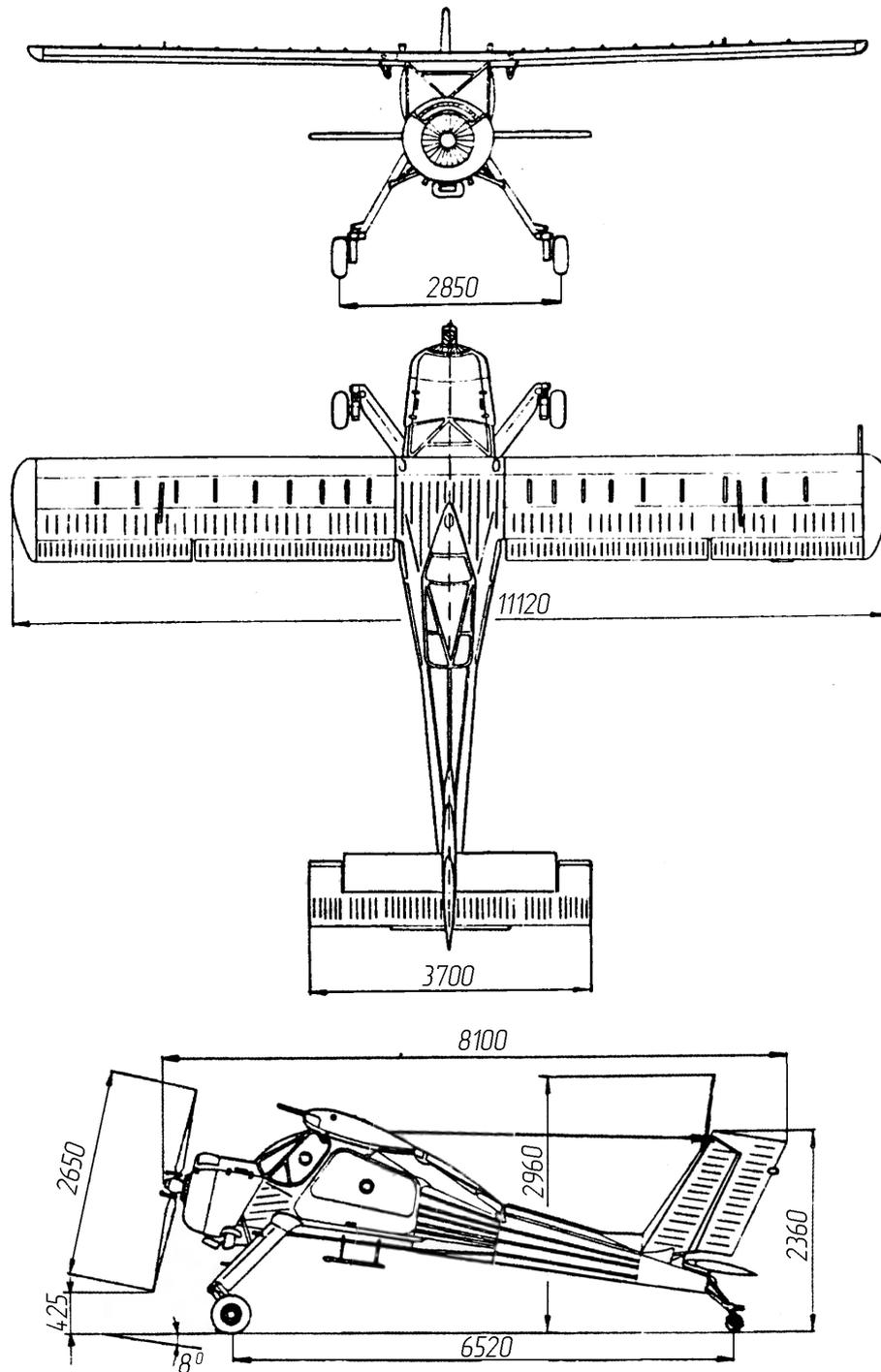


Рис. 1. Изображение самолёта в трёх проекциях

## 2.2. Основные геометрические данные

### 2.2.1. Общие данные

Длина самолёта, м .....	8,1
Высота самолёта (с учетом антенны), м .....	2,96
Колея шасси (по осям стоек), м .....	2,85
База шасси, м .....	6,52
Стояночный угол самолёта, град .....	8

### 2.2.2. Крыло

Размах крыла, м .....	11,12
Площадь крыла, м <sup>2</sup> .....	15,5
Средняя аэродинамическая хорда, м .....	1,4
Угол поперечного V, град. ....	1
Угол установки крыла, град. ....	8
Углы отклонения элеронов, град.:	
- вверх .....	26
- вниз .....	16
Углы отклонения закрылков, град.:	
- закрылки убраны .....	0
- взлётное положение .....	21
- посадочное положение .....	44

### 2.2.3. Оперение

Размах горизонтального оперения, м .....	3,70
Площадь горизонтального оперения, м <sup>2</sup> .....	3,40
Угол установки стабилизатора .....	-8°30'
Площадь вертикального оперения, м <sup>2</sup> .....	2,39
Углы отклонения руля высоты, град.:	
- вверх .....	38
- вниз .....	18
Углы отклонения триммера руля высоты, град.:	
- вверх .....	30
- вниз .....	30
Угол отклонения руля направления, град. ....	± 26

### 2.3. Основные данные по массе

Максимальная взлётная масса, кг .....	1350
Максимальная посадочная масса, кг .....	1250
Масса пустого самолёта, кг .....	905
Масса снаряжённого самолёта, кг .....	925
Масса полезной нагрузки, кг .....	290
Грузоподъёмность, кг .....	425
Ёмкость топливных баков, л .....	180

## 2.4. Основные лётные данные

Крейсерская скорость полёта, км/ч .....	120
Максимальная скорость полёта у земли, км/ч .....	200
Наивыгоднейшая скорость при наборе высоты, км/ч .....	115
Аэродинамическое качество самолёта (К) .....	4
Максимальная практическая дальность полёта (скорость 110 км/ч, высота 500 м), км .....	500
Максимальная продолжительность полёта .....	4 ч 20 мин
Длина разбега, м .....	150
Длина пробега, м .....	220

## 2.5. Основные данные силовой установки

### 2.5.1. Основные данные двигателя

Марка двигателя .....	АИ-14РА
Тип двигателя ..... поршневой, девятицилиндровый, звездообразный, воздушного охлаждения	
Взлётная мощность двигателя, л.с. ....	260
Масса двигателя, кг .....	197
Время перехода от режима малого газа до взлётного (приёмистость), с .....	3
Применяемое топливо ...	авиационный бензин Б-91/115 или Avgas 100LL

### 2.5.2. Основные данные воздушного винта

Марка воздушного винта .....	УС-122000
Тип винта ..... двухлопастной, тянущий, регулируемого в полёте шага	
Диаметр винта, мм .....	2650
Направление вращения винта .....	Левое



### 3. Общие эксплуатационные ограничения

#### 3.1. Общие ограничения условий эксплуатации

##### 3.1.1. Условия эксплуатации и виды полётов

Самолёт Вильга-35А допущен к выполнению полётов днём и ночью по правилам визуальных полётов. Запрещаются полёты в условиях обледенения, грозовой деятельности, ливневых осадков, града и снежных зарядов. Фигуры высшего пилотажа запрещены.

Разрешается буксировка одного или двух планеров с максимальной массой 650 и 1125 кг соответственно.

##### 3.1.2. Высота полёта и температура воздуха

Максимально допустимая высота полёта, м .....	3000
Максимально допустимая высота полёта в течение не более 5 мин, м .....	4000
Температура воздуха у земли, °С .....	-25—+30

##### 3.1.3. Предельный ветер

Встречный, м/с .....	15
Боковая составляющая ветра под 90°, м/с .....	3
Попутный, м/с .....	2

### 3.2. Состав экипажа и количество человек на борту

Минимальный состав экипажа, чел . . . . .	1 (командир воздушного судна)
Максимальное количество человек на борту . . . . .	4
Максимальное количество человек на борту при буксировке одного планера . . . . .	2
Максимальное количество человек на борту при буксировке двух планеров . . . . .	1

**3.3. Общие лётные ограничения****3.3.1. Ограничения по массе и центровке**

Максимальная взлётная масса самолёта, кг .....	1350
Максимальная посадочная масса самолёта, кг .....	1250
Эксплуатационные центровки, % САХ:	
- предельно передняя .....	24,2
- предельно задняя .....	44,0

**3.3.2. Ограничения по скорости**

Максимально допустимая приборная скорость, км/ч .....	265
Максимальная эксплуатационная приборная скорость, км/ч .....	220
Максимально допустимая приборная скорость при выпущенных закрылках, км/ч .....	130

**3.3.3. Допустимые перегрузки**

Максимально допустимая вертикальная перегрузка .....	3,5
Минимально допустимая вертикальная перегрузка .....	- 1,5

**3.3.4. Допустимые углы крена и тангажа**

Максимально допустимый угол крена, град. ....	45
Максимально допустимый угол тангажа, град. ....	30

### 3.4. Ограничения по двигателю АИ-14РА

Максимально допустимые обороты двигателя, об/мин .....	2350
Минимальные обороты двигателя, об/мин .....	не выше 500
Время непрерывной работы двигателя на оборотах 2350 об/мин, мин .....	не более 5
Время непрерывной работы двигателя на остальных режимах, мин .....	не ограничено
Максимально допустимое падение частоты вращения коленчатого вала при переключении работы двигателя на одно магнето на втором номинальном режиме и 0,75 номинала на лёгком винте, об/мин .....	60
Давление масла на входе в двигатель, кгс/см <sup>2</sup> :	
- на рабочих режимах .....	4—6
- на режиме МАЛЫЙ ГАЗ .....	не менее 1,5
Температура масла на входе в двигатель, °С:	
- минимально допустимая (при прогревом двигателя) .....	30
- рекомендуемая .....	50—65
- максимальная при длительной работе двигателя .....	75
- максимально допустимая в течение не более 15 мин .....	85
Максимально допустимая температура масла на выходе из двигателя, °С .....	125
Температура головки цилиндра № 4, °С:	
- минимально для хорошей приёмистости .....	120
- рекомендуемая .....	140—210
- максимально допустимая при взлёте и наборе высоты в течение не более 15 мин .....	240
- максимально допустимая на режиме скороподъёмности в течение не более 5 мин .....	250
Давление топлива на входе в карбюратор, кгс/см <sup>2</sup> :	
- на режиме малого газа .....	не менее 0,15
- на рабочих режимах .....	0,2—0,5
Температура воздуха на входе в карбюратор, °С .....	10—45

## 4. Подготовка к полёту

### 4.1. Общие указания

Перед каждым полётом, независимо от его продолжительности, необходимо:

- изучить метеоусловия в пункте взлёта, посадки, по маршруту полёта и оценить возможность выполнения полёта;
- определить потребное количество согласно подразделу 4.2;
- определите взлётную массу самолёта согласно подразделу 4.3;
- произвести предполётный осмотр самолёта и его оборудования согласно подразделу 4.4.1.

## 4.2. Дальность и продолжительность полёта

Дальность и продолжительность полёта самолёта зависят от запаса топлива и от режима полёта. Режим полёта определяется высотой, приборной скоростью, частотой вращения коленчатого вала двигателя и наддувом двигателя.

Дальность и продолжительность полёта на наивыгоднейшей скорости 120 км/ч (ручка высотного корректора в крайнем переднем положении) в зависимости от запаса топлива на взлёте и высоты полёта определяются для разных вариантов применения по графикам на рис. 2, 3 и 4.

При расчете графиков учтены следующие величины:

- расход топлива при запуске, прогреве двигателя и при рулении - 3 л (по 0,3 л/мин в течение 10 мин);
- расход топлива и время на взлёт и разгон до скорости набора высоты - 1 л и 0,5 мин соответственно;
- расход топлива, путь и время при наборе высоты (табл. 1);
- километровый и часовой расход топлива на участке горизонтального полёта (табл. 2);
- расход топлива, путь и время при снижении до высоты круга (табл. 3);
- расход топлива и время при полёте по кругу и посадке - 4 л и 7 мин соответственно;
- не вырабатываемый остаток топлива - 1л;
- запас топлива на 30 мин полёта - 20 л.

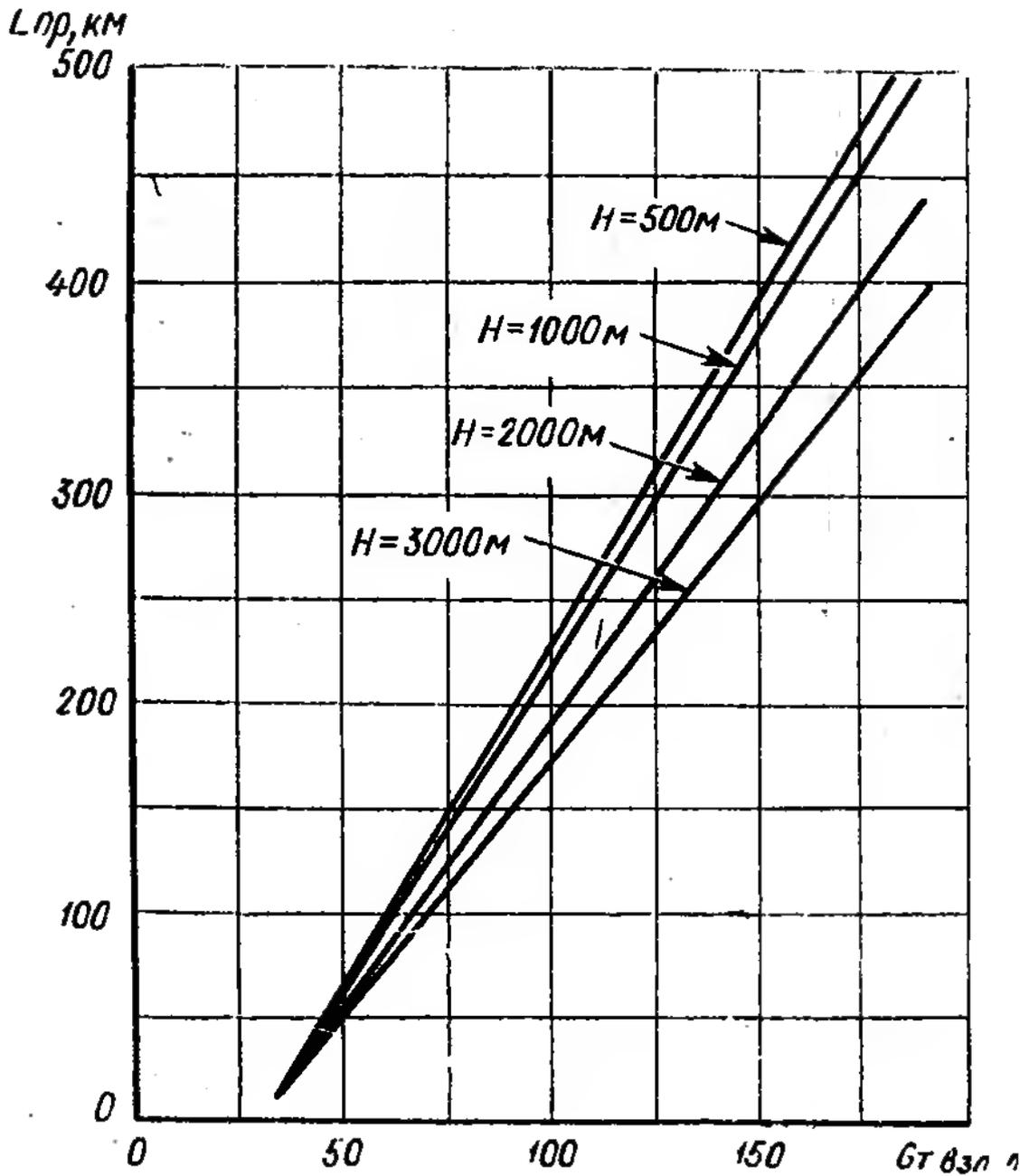


Рис. 2. Дальность полёта самолёта с колесным шасси в зависимости от запаса топлива при взлёте и высоты полёта

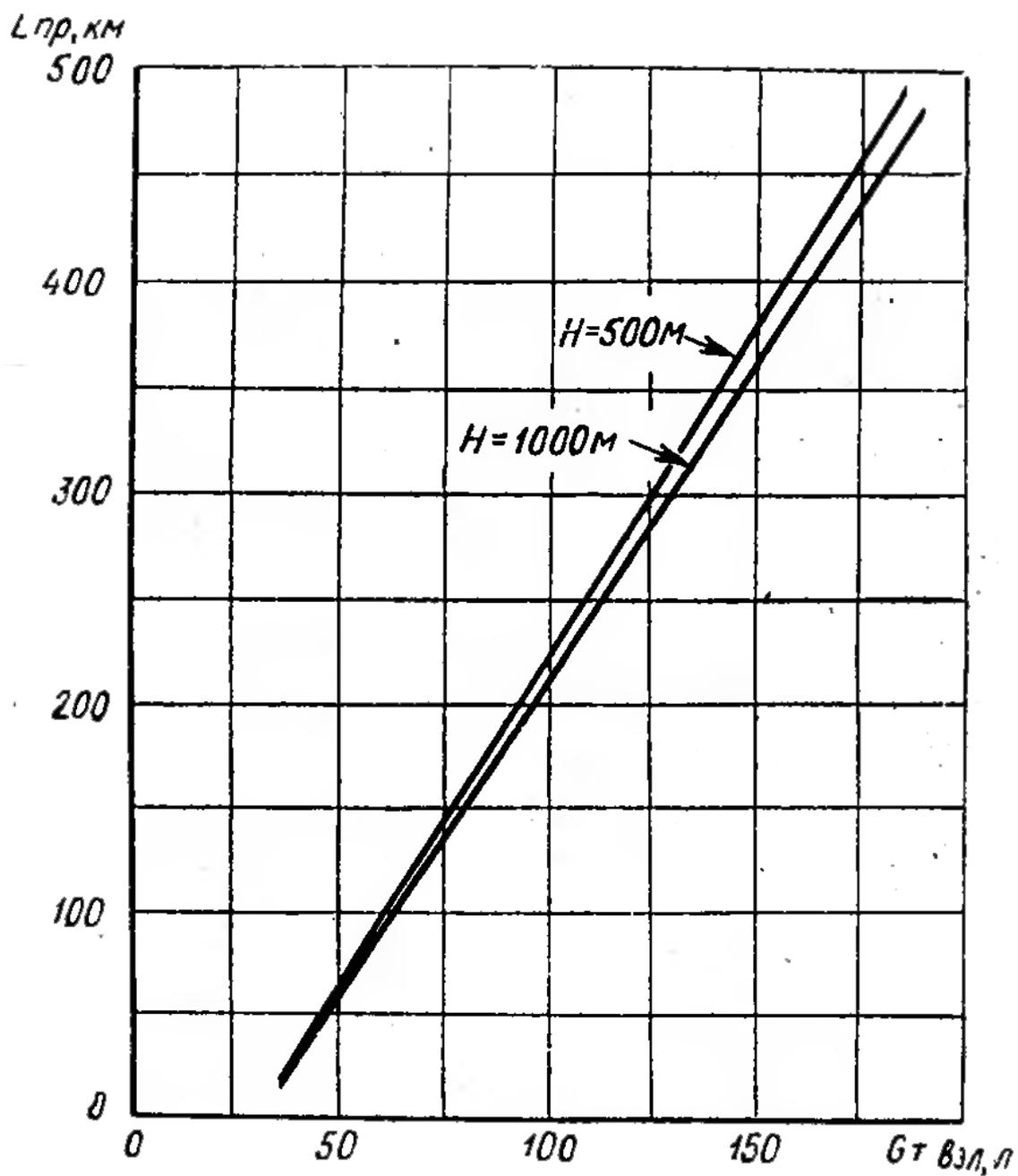


Рис. 3. Дальность полёта самолёта с лыжным шасси в зависимости от запаса топлива при взлёте и высоты полёта

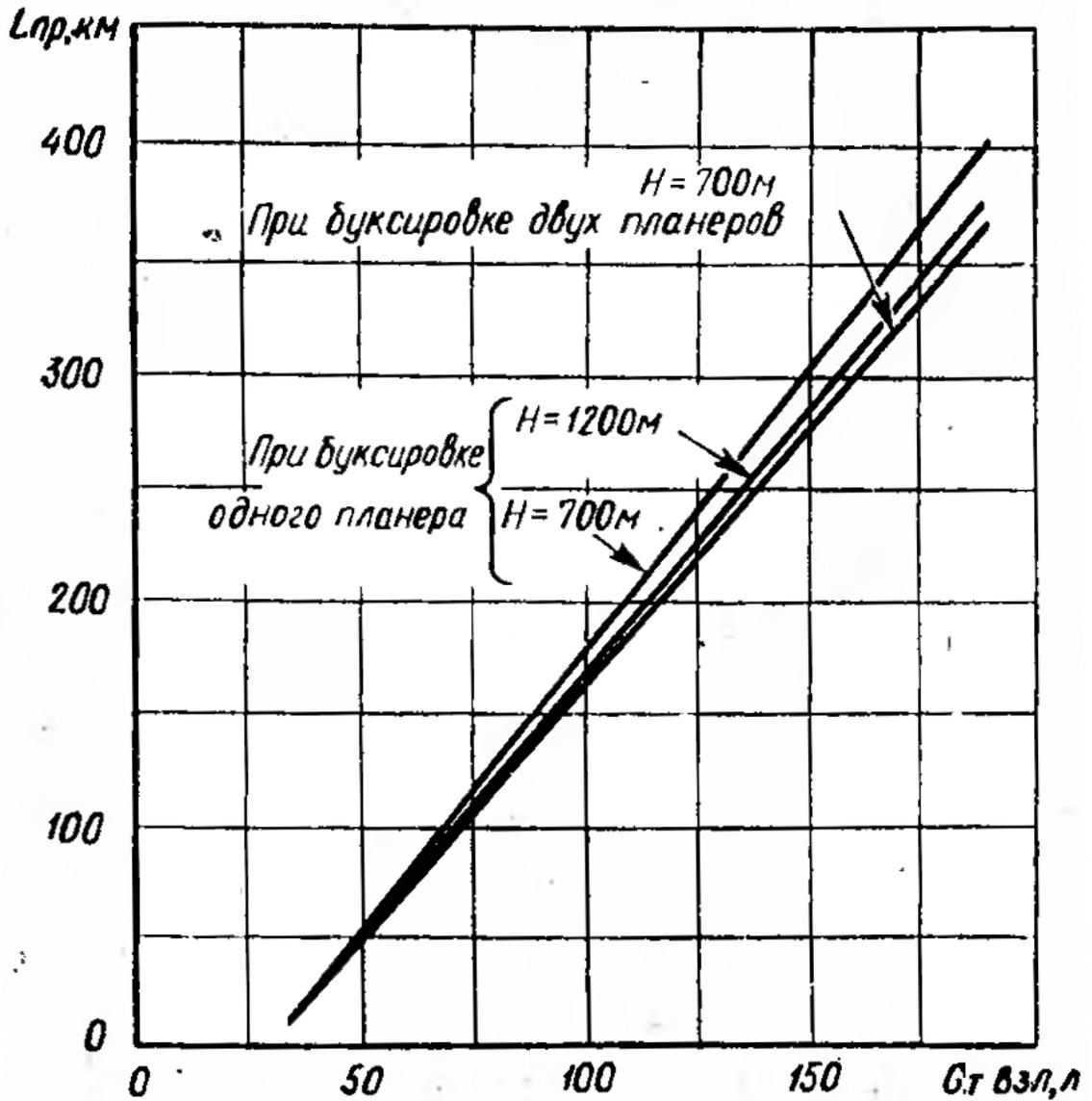


Рис. 4. Дальность полёта самолёта с колесным шасси в зависимости от запаса топлива при взлёте и высоты полёта при буксировке планеров

Табл. 1. Расход топлива, путь и время при наборе высоты (режим работы двигателя - номинальный)

Высота полёта, м	Расход, л	Путь, км	Время, мин	Расход, л	Путь, км	Время, мин
<b>Скорость полёта по прибору 110 км/ч</b>						
	с колесными шасси			с лыжными шасси		
500	4	5	2	4	5	2
1000	6	10	5	7	10	5
1500	10	15	8	11	15	8
2000	14	20	11	16	25	13
3000	24	40	21	30	50	26
4000	45	80	40	-	-	-
<b>Скорость полёта по прибору 115 км/ч</b>						
	с колесными шасси			с лыжными шасси		
500	6	10	5	9	15	8
1000	8	15	8	13	20	11
1500	15	25	13	-	-	-

Табл. 2. Дальность и продолжительность горизонтального полёта (ручка высотного корректора в крайнем переднем положении)

Скорость полёта, км/ч		Частота вращения коленчатого вала двигателя, об/мин	Километровый расход топлива, л/ч	Часовой расход топлива, л/ч	Дальность горизонтального полёта, км	Продолжительность горизонтального полёта, ч-мин
приборная	воздушная					
<b>С колесным шасси</b>						
Высота 500 м						
Запас топлива для горизонтального полёта 156 л						
175	184	1990	0,388	71,5	400	2-11
170	179	1880	0,376	67,4	415	2-19
160	167	1700	0,355	59,3	440	2-46
150	56	1550	0,339	52,8	460	2-57

Продолжение таблицы 2

Скорость полёта, км/ч		Частота вращения коленчатого вала двигателя, об/мин	Километровый расход топлива, л/ч	Часовой расход топлива, л/ч	Дальность горизонтального полёта, км	Продолжительность горизонтального полёта, ч-мин
приборная	воздушная					
140	144	1450	0,326	47,1	475	3-19
130	133	1450	0,314	41,8	495	3-44
120	122	1450	0,310	37,8	505	4-08
110	110	1450	0,312	34,5	500	4-31
Высота 1000 м						
Запас топлива для горизонтального полёта 154 л						
170	183	2000	0,414	75,8	370	2-02
160	171	1820	0,383	65,5	400	2-21
150	160	1650	0,360	57,4	425	2-41
140	148	1520	0,340	50,3	450	3-04
130	136	1450	0,326	44,5	470	3-27
120	125	1450	0,322	40,2	475	3-49
110	113	1450	0,325	36,8	470	4-10
Высота 2000 м						
Запас топлива для горизонтального полёта 145 л						
155	174	1980	0,412	71,8	350	2-01
150	168	1880	0,397	66,6	365	2-11
140	156	1720	0,380	59,1	380	2-27
130	143	1620	0,373	53,5	390	2-42
120	131	1600	0,373	49,0	390	2-57
110	119	1600	0,378	45,0	385	3-13
Высота 3000 м						
Запас топлива для горизонтального полёта 134 л						
145	171	2180	0,446	76,1	300	1-46
140	164	2040	0,432	70,7	310	1-54
130	151	1820	0,412	62,2	325	2-09
120	138	1700	0,411	56,8	325	2-21
110	125	1700	0,416	52,2	320	2-34

Продолжение таблицы 2

Скорость полёта, км/ч		Частота вращения коленчатого вала двигателя, об/мин	Километровый расход топлива, л/ч	Часовой расход топлива, л/ч	Дальность горизонтального полёта, км	Продолжительность горизонтального полёта, ч-мин
приборная	воздушная					
<b>С лыжным шасси</b>						
Высота 500 м						
Запас топлива для горизонтального полёта 156 л						
170	179	1980	0,378	67,6	410	2-18
160	167	1730	0,356	59,4	440	2-38
150	156	1630	0,344	53,6	455	2-55
140	144	1570	0,336	48,5	465	3-13
130	133	1550	0,328	43,7	475	3-34
120	122	1550	0,321	39,1	485	3-59
110	110	1550	0,315	34,9	495	4-28
Высота 1000 м						
Запас топлива для горизонтального полёта 153 л						
160	171	1840	0,395	67,8	385	2-15
150	160	1760	0,373	59,5	410	2-34
140	148	1700	0,356	52,7	430	2-54
130	136	1680	0,344	46,9	445	3-15
120	125	1680	0,336	42,0	455	3-38
110	113	1680	0,328	37,2	465	4-06
<b>С колесным шасси при буксировке одного планера</b>						
Высота 700 м						
Запас топлива для горизонтального полёта 153 л						
140	146	1700	0,436	63,6	350	2-24
130	134	1630	0,415	55,8	365	2-44
120	123	1600	0,400	49,2	380	3-06
110	112	1580	0,393	43,9	390	3-29
Высота 1200 м						
Запас топлива для горизонтального полёта 149 л						
140	149	1800	0,460	68,7	325	2-10

Продолжение таблицы 2

Скорость полёта, км/ч		Частота вращения коленчатого вала двигателя, об/мин	Километровый расход топлива, л/ч	Часовой расход топлива, л/ч	Дальность горизонтального полёта, км	Продолжительность горизонтального полёта, ч-мин
приборная	воздушная					
130	138	1730	0,446	61,5	335	2-25
120	126	1700	0,437	55,1	340	2-42
110	114	1670	0,430	49,2	345	3-02
<b>С колесным шасси при буксировке двух планеров</b>						
Высота 700 м						
Запас топлива для горизонтального полёта 149 л						
140	146	1810	0,456	66,5	325	2-14
130	134	1740	0,440	59,2	335	2-31
120	123	1710	0,430	52,9	345	2-50
110	112	1680	0,424	47,4	351	3-08

Табл. 3. Расход топлива, путь и время при снижении до высоты 500 м на скорости 130 км/ч (режим работы двигателя - 1750 об/мин)

Высота полёта, м	Вертикальная скорость снижения, м/с	Расход, л	Путь, км	Время, мин
1000	3-4	1	10	2
2000	4-6	2	20	5
3000	4-6	3	25	8
4000	4-6	4	35	11

### 4.3. Расчёт взлётной массы самолёта

Варианты загрузки и центровочные данные самолёта с колёсным шасси в зависимости от условий применения приведены в таблице 4.

При установке на самолёт лыж вместо колёс масса самолёта увеличивается на 21 кг, центровка смещается вперёд на 0,4% САХ.

Табл. 4. Данные по массе и центровке самолёта

Наименование нагрузки	Величина нагрузки для различных вариантов применения самолёта, кг				
	Перевозка пассажиров			Буксировка планеров	
Пустой самолёт	905				
Пилот	80			90	
Масло	13				
<b>Пассажиры</b>					
Один	80	-	-	90	-
Два	-	160	-	-	-
Три	-	-	240	-	-
Топливо, кг/л	137/180	137/180	112/150	137/180	137/180
Багаж (в багажном отсеке)	70	50	-	-	-
Взлётная масса самолёта	1285	1350	1350	1235	1145
Центровка самолёта, САХ	24,2 - 44,0				

Взлётная масса не должна превышать максимальную взлётную массу, указанную в п. 3.3.1.

## 4.4. Техническая подготовка к полёту

### 4.4.1. Подготовка самолёта

В таблице 5 приведено описание работ по технической подготовке самолёта.

Буквами указаны подготовки:

А — предполётная;

Б — к повторному вылету;

В — послеполётная;

Знаком "+" указаны выполняемые работы.

На рис. 5 схематично изображён маршрут осмотра самолёта. Номера соответствуют таблице 5.

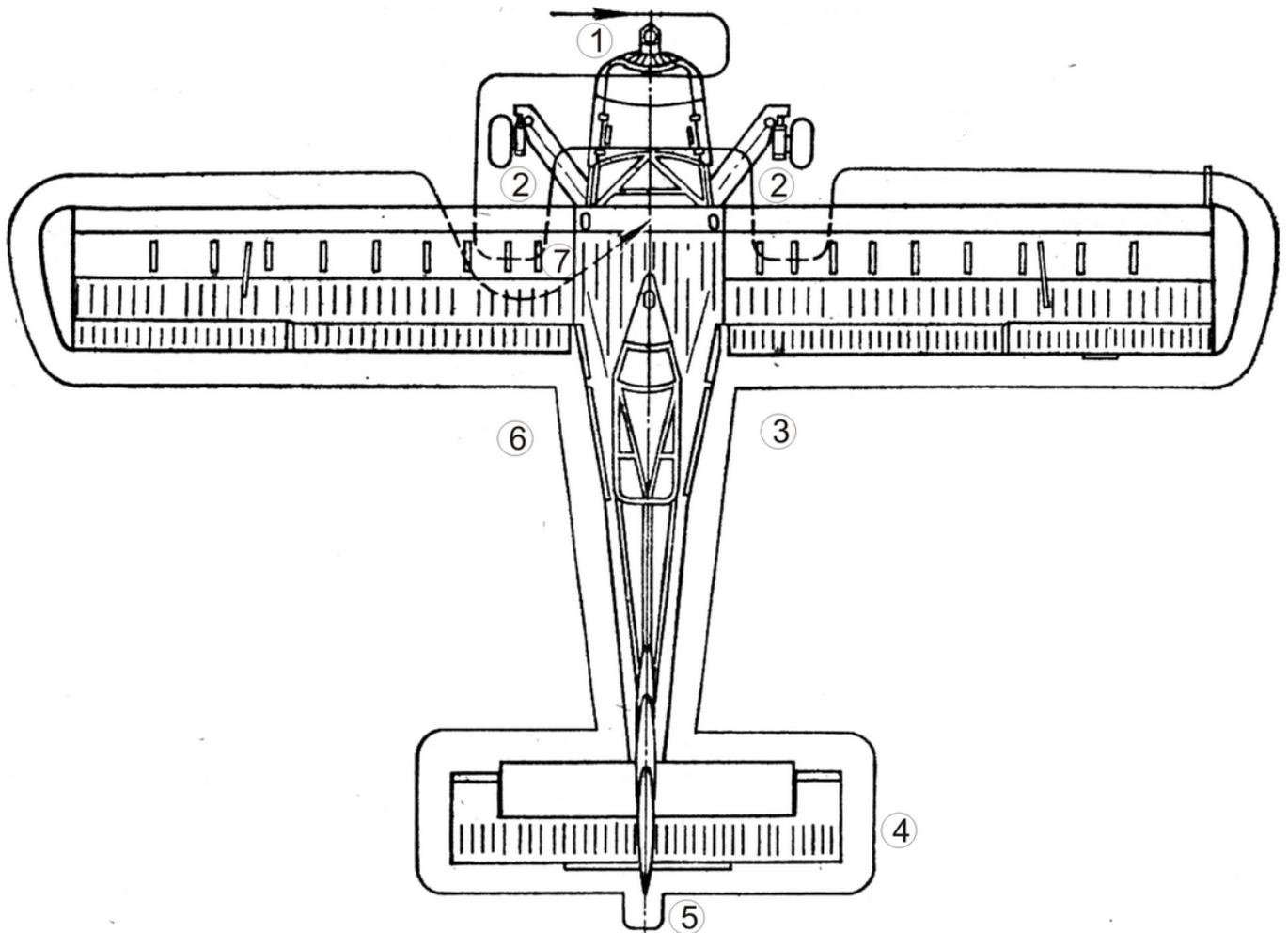


Рис. 5. Маршрут осмотра самолёта

Табл. 5. Техническая подготовка самолёта

Содержание работы	А	Б	В
<b>Предварительные работы</b>			
Расчехлить самолёт	+		
Очистить самолёт от пыли, грязи, а в зимнее время от снега, льда, инея	+		
Убедиться, что под колёсами установлены упорные колодки	+		
Убедиться, что все потребители электроэнергии установлены в положение «Выключено», а переключатель магнето в положение «0»	+	+	+
Убедиться, что закрыты топливный кран и кран воздушной системы	+	+	+
Установить на самолёт и подключить бортовой аккумулятор, если он был снят	+		
Отсоединить швартовочные фалы самолёта	+	+	
Слить 0,5–0,8 л отстоя топлива. Топливо должно быть чистым, без воды и механических примесей. <b>ВНИМАНИЕ!</b> В случае обнаружения в слитом топливе свободной воды, кристаллов льда, механических примесей сливать отстой из всех точек слива до тех пор, пока сливаемое топливо не будет чистым. Если при дополнительном сливе загрязнение топлива устранить не удаётся, его необходимо слить полностью, топливные баки и фильтры промыть и заправить кондиционным топливом	+		
В случае необходимости подогреть двигатель	+		
Слить конденсат из фильтра-отстойника воздушной системы. Закрыть и законтрить кран фильтра-отстойника		+	+
Если самолёт стоял более 2-х часов необходимо провернуть воздушный винт на 5–6 оборотов		+	
<b>Основные работы</b>			
<i>1. Отсек двигателя</i>			
Осмотреть капоты двигателя. Проверить, нет ли трещин и вмятин на капотах и поломки замков	+	+	
Осмотреть жалюзи. Проверить, нет ли забоин, вмятин и поломок	+	+	
Открыть капот двигателя	+		
Осмотреть соединения картера, фланцы агрегатов, заглушки и пробки на отсутствие следов течи бензина и масла	+		

Продолжение таблицы 5

Содержание работы	А	Б	В
Осмотреть цилиндры двигателя, впускные трубы, убедиться в надёжности и герметичности соединений, что нет потёртостей впускных труб. Убедиться в исправности дефлекторов, надёжности их креплений и отсутствии следов перегрева цилиндров	+		
Осмотреть выхлопной коллектор и кожух калорифера, убедиться, что нет трещин, прогаров, следов выбивания выхлопных газов через уплотнения и следов перегрева. Убедиться в надёжности крепления выхлопного коллектора	+		
Проверить состояние крышек коробок клапанного механизма и тросов их крепления. Убедиться, что нет подтекания масла из-под крышек	+		
Проверить состояние гибких шлангов и трубопроводов топливной системы, контровку их гаек, крепление. Убедиться, что нет потёртостей, следов негерметичности и касания о другие агрегаты	+		
Проверить состояние и крепление карбюратора к двигателю, исправность шарнирных соединений его управления	+		
Проверить крепление бензинового насоса к двигателю, бензинового фильтра. Проверить крепление фильтра тонкой очистки топлива	+		
Проверить крепление магнето к двигателю, проводников к магнето и свечам, состояние экранировки системы зажигания	+		
Убедиться в исправности компрессора и надёжности его крепления к двигателю	+		
Убедиться в исправности тяг управления двигателем и жалюзи, надёжности их отбортовки и крепления к рычагам агрегатов	+		
Осмотреть маслосистему, суфлирующие и дренажные трубопроводы; проверить герметичность соединений трубопроводов и агрегатов (по отсутствию течи), обратив особое внимание на места заделки гибких шлангов и на чистоту отверстий дренажного трубопровода; проверить состояние и крепление агрегатов маслосистемы	+		
Проверить исправность крепления и чистоту пылефильтра	+		

Продолжение таблицы 5

Содержание работы	А	Б	В
<i>2. Воздушный винт</i>			
Осмотреть лопасти воздушного винта, их крепления во втулке, правильность установки по меткам, нет ли люфта лопасти в стакане и углового смещения ее по отношению к переходному стакану	+	+	
<i>2. Основные стойки шасси</i>			
Проверить наличие контровки колеса на полуоси, состояние пневматика и его положение относительно ступицы колеса (по меткам), давление в пневматиках по обжатию (25—30 мм), состояние и герметичность трубопроводов тормозной системы; проверить состояние стоек качалок, подкосов; шарнирные соединения; крепление оси качалки к стойке и полуоси колеса на качалке; контровку; амортизатор шасси; в случае установки лыж - их состояние; состояние агрегатов тормозной системы, трубопроводов; герметичность, надёжность крепления и контровку соединений	+	+	
<i>3. Правая половина крыла и фюзеляжа</i>			
Проверить состояние обшивки крыла, зализа, закрылка, элерона; нет ли деформаций и повреждений обшивки, законцовки крыла, предкрылка, элерона и закрылка; надёжность крепления трубки ПВД	+	+	
Проверить противовесы элеронов на отсутствие коррозии	+		
Проверить нет ли подтёков топлива на нижней обшивке в районе расположения топливных баков	+	+	
Проверить состояние и чистоту дренажных трубопроводов топливных баков	+	+	
Проверить нет ли повреждения обшивки фюзеляжа, состояние двери кабины самолёта и узлов крепления подножки, исправность рукоятки и замка двери	+	+	
<i>4. Оперение</i>			
Проверить нет ли повреждений обшивки стабилизатора, киля, руля направления и руля высоты; нет ли повреждений и ослаблений заклёпок, вмятин, хлопнунов обшивки; проверить отклонение рулей, нет ли заеданий и люфтов, состояние узлов крепления подкосов; исправность триммера руля высоты; его крепления и отклонения; нет ли деформаций, трещин; уделять особое внимание узлам крепления предкрылков роговой компенсации руля высоты	+	+	

Продолжение таблицы 5

Содержание работы	А	Б	В
<i>5. Хвостовая стойка шасси</i>			
Проверить состояние фермы шасси, узлов крепления фермы к фюзеляжу, вилки и амортизатора к ферме; состояние вилки хвостового колеса, качалки, тяги управления вилкой; хвостовое колесо (лыжу), его крепление на вилке, контровку оси колеса, состояние покрышки (лыжи), давление в пневматике по обжатию (10–15 мм), открытие и закрытие буксировочного замка; проверить состояние амортизатора; нет ли подтекания жидкости	+	+	
Осмотреть тросы и ролики управления хвостовым колесом	+	+	
<i>6. Левая половина крыла и фюзеляжа</i>			
Проверить состояние фюзеляжа и полукрыла в порядке, аналогичном осмотру правой стороны	+	+	
<i>7. Кабина</i>			
Убедиться в отсутствии посторонних предметов в кабине	+	+	
Проверить наличие документов на самолёт, аптечки, огнетушителя и АРМ, их крепление	+		
Осмотреть кресла пилотов, привязные ремни; убедиться, что кресла закреплены, замки привязных ремней исправны, кресла установлены по росту	+	+	
Осмотреть остекление кабины; убедиться в чистоте стёкол, в отсутствии трещин, «серебрения» и помутнения	+	+	
Убедиться в отсутствии заеданий, посторонних звуков, неравномерности движения, «проскакиваний» органов управления	+	+	
Проверить управление двигателем - легко ли перемещаются рычаги управления двигателем, воздушным винтом и топливным краном; после проверки топливный кран установить в открытое положение, рычаг управления двигателем (РУД) установить в положение МАЛЫЙ ГАЗ	+	+	
Проверить напряжение бортового аккумулятора под нагрузкой, для чего включить на электрощитке на 10–15 сек выключатель АНО и нажать на кнопку вольтамперметра - напряжение должно быть не менее 24 В; проверить исправность сигнальных ламп	+		
Проверить исправность освещения приборов, ламп индивидуального освещения рабочих мест пилотов и работу фар	+		

Продолжение таблицы 5

Содержание работы	А	Б	В
Проверить работу электроклапана растормаживания колёс: при нажатии на кнопку управления (на правой ручке) электроклапаном растормаживания тормозные педали левого пилота «проваливаются»	+		
После проверки оборудования все выключатели и АЗС выключить	+		
Открыть вентиль сети воздушной системы и проверить давление воздуха в баллонах, которое должно быть не менее 50 кгс/см <sup>2</sup>	+		
Проверить полностью ли закрываются и открываются жалюзи капота двигателя и заслонки маслорадиатора, а также заслонка подогрева воздуха на входе в карбюратор	+		
Убедиться, что стрелки указателя скорости, высотомера и вариометра установлены на «0»	+	+	
Проверить целостность остекления приборов, отсутствие запотевания	+	+	
Проверить соответствие магнитного курса на компасе стояночному курсу с точностью $\pm 2^\circ$	+	+	
Проверить установку высотомера на «0» (давление не должно отличаться от давления аэродрома более чем на 2 мм рт. ст.)	+	+	
На бортовых часах установить время, при необходимости завести	+		
Заполнить бортовой журнал	+		
<b>Заключительные работы</b>			
После завершения всех работ по осмотрам, проверкам и устранению неисправностей, убедиться в правильности закрытий и восстановлении контровки соединений, сливных кранов; проверьте закрытие капотов	+		+
Проверить по описи наличие инструмента; убедиться в отсутствии в самолёте посторонних предметов	+		+
Установить под колёса упорные колодки и закрыть кран воздушной системы			+
Установить чехол на ПВД			+
Пришвартовать самолёт, установить струбцины и при необходимости зачехлить его			+
Убрать от самолёта средства наземного обслуживания, очистить стоянку от посторонних предметов	+	+	+

После подготовки самолёта необходимо выполнить запуск, прогрев и опробование двигателя согласно п. 4.4.2 и п. 4.4.3, а также подготовить приборное оборудование согласно п. 7.6.3.

#### 4.4.2. Запуск двигателя

##### **ВНИМАНИЕ!**

- 1) Запуск двигателя необходимо производить при положении самолёта против ветра.
- 2) В двигателях со звездообразным расположением цилиндров возможно скапливание масла и бензина в нижних цилиндрах, их впускных трубках и выхлопном коллекторе.

Во избежание гидравлического удара перед запуском необходимо проворачивать воздушный винт от руки по ходу на 3—4 оборота. Если при проворачивании воздушного винта требуется применение большого усилия или винт не проворачивается, а также при перезаливке его топливом и при двух неудачных попытках запуска необходимо сделать следующее:

- вывернуть сливные пробки впускных труб цилиндров № 4, 5, 6 и по одной свече из этих цилиндров;
  - провернуть воздушный винт от руки по ходу на 3—4 оборота (зажигание выключено), при этом скопившееся масло или смесь масла с бензином должна полностью вытечь из впускных труб, выхлопного коллектора и цилиндров. При проворачивании воздушного винта от руки внутри двигателя может быть слышен стук от соприкосновения качающегося противовеса с ограничительной планкой на щеке, это явление считается нормальным;
  - поставить на место и затянуть свечи;
  - завернуть сливные пробки и законтрить их.
- 3) При перерывах в полётах более трёх суток перед запуском двигателя вывернуть передние свечи верхних цилиндров и зашприцевать по 60—70 г масла МС-20 или МК-22 (поршни должны быть в НМТ). Затем установить свечи на место и провернуть винт от руки на 6—8 оборотов для заполнения магистрали двигателя маслом и предотвращения масляного голодания на подшипниках скольжения во время запуска.

Порядок запуска:

- снять швартовку и струбцины, или убедиться в их снятии;
- снять заглушки и чехлы, или убедиться в их снятии;
- застегнуть и затянуть привязные ремни;
- проверить рули, элероны, закрылки;
- установить рычаг управления регулятором числа оборотов в положение БОЛЬШОЙ ШАГ;
- закрыть створку маслорадиатора и жалюзи капота двигателя;
- установить топливный кран в положение «Л+П»;
- поставить рычаг управления двигателем в положение, соответствующее оборотам 900—1200 об/мин;
- убедиться, что рукоятка управления подогревом воздуха на входе в карбюратор находится в положении «Выключено»;
- убедиться, что рукоятка управления высотным корректором находится в крайнем переднем положении;
- открыть кран воздушной системы и проконтролировать давление, которое должно быть не менее 50 кгс/см<sup>2</sup>;
- убедившись, что АЗС аккумулятора, генератора и запуска выключены, а переключатель магнето - в положении «О», дать команду повернуть винт;
- расстопорить рукоятку заливочного шприца и в процессе проворачивания винта произвести заливку бензина в двигатель: летом 2—3 подачи, зимой 3—5 подач;

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Не допускается заливать топливо более указанного количества, так как он может смыть масло со стенок цилиндров и вызвать задир поршней, а скопление бензина в нижних цилиндрах и всасывающих патрубках может привести к гидравлическому удару.

- дать команду «От винта» и включить АЗС АККУМУЛЯТОР, ГЕНЕРАТОР, ЗАПУСК, ПРИБОРЫ;
- установить ручку управления самолётом в положение «на себя»;
- установить переключатель магнето в положение «1+2»;

- открыть предохранительный колпачок кнопки запуска и нажать на кнопку в течение 2—3 с;
- как только двигатель заработает устойчиво, довести рычагом управления двигателем частоту вращения коленчатого вала до 900-1000 об/мин.

Контроль подготовки к запуску производить с чтением раздела **«Перед запуском двигателя»** карты контрольных проверок, приведённой в подразделе 8.1.

Если двигатель не даёт вспышек в течение 30 с, следует выключить зажигание и автоматы защиты сети аккумулятора и генератора. При полностью открытой дроссельной заслонке карбюратора повернуть воздушный винт от руки на 8—10 оборотов по ходу, не заливая топлива в двигатель, и повторить запуск.

В случае если двигатель не запустился с 3—4 попыток, запуск следует прекратить, найти и устранить неисправность.

Если в течение 15—20 с после запуска давление масла не достигает 1,5 кгс/см<sup>2</sup>, немедленно выключить двигатель и выяснить причину.

После запуска застопорить рукоятку заливочного шприца, закрыть предохранительный колпачок кнопки запуска и перевести винт на малый шаг.

**Предупреждение.** В случае появления пламени в карбюраторе следует немедленно выключить магнето, не трогая рычага управления двигателем. Если пламя не погасло, необходимо потушить его при помощи ручного огнетушителя.

#### 4.4.3. Прогрев и опробование двигателя

Прогрев двигателя необходимо производить на оборотах двигателя 900—1000 об/мин до тех пор, пока температура масла на входе в двигатель не начнёт повышаться. С началом роста температуры масла увеличить частоту вращения до 1200—1300 об/мин (зимой - до 1400 об/мин) и продолжать прогрев двигателя до температуры головок цилиндров не ниже 100 °С летом и 120 °С зимой и температуры масла не ниже 30 °С. Дальнейший прогрев двигателя необходимо вести на оборотах двигателя 1600, 1800, 2000 об/мин. Время работы на каждом из режимов - 1 мин.

Двигатель считается прогретым, когда температура головок цилиндров будет не ниже 120 °С, а температура масла на входе в двигатель - не менее 30 °С.

После прогрева двигателя прогреть втулку воздушного винта двукратным переводом винта с малого шага на большой, и с большого шага на малый.

Опробование двигателя выполняется только в начале лётного дня и производится при полностью открытых жалюзи капота и створки маслорадиатора.

График опробования двигателя показан на рис. 6.

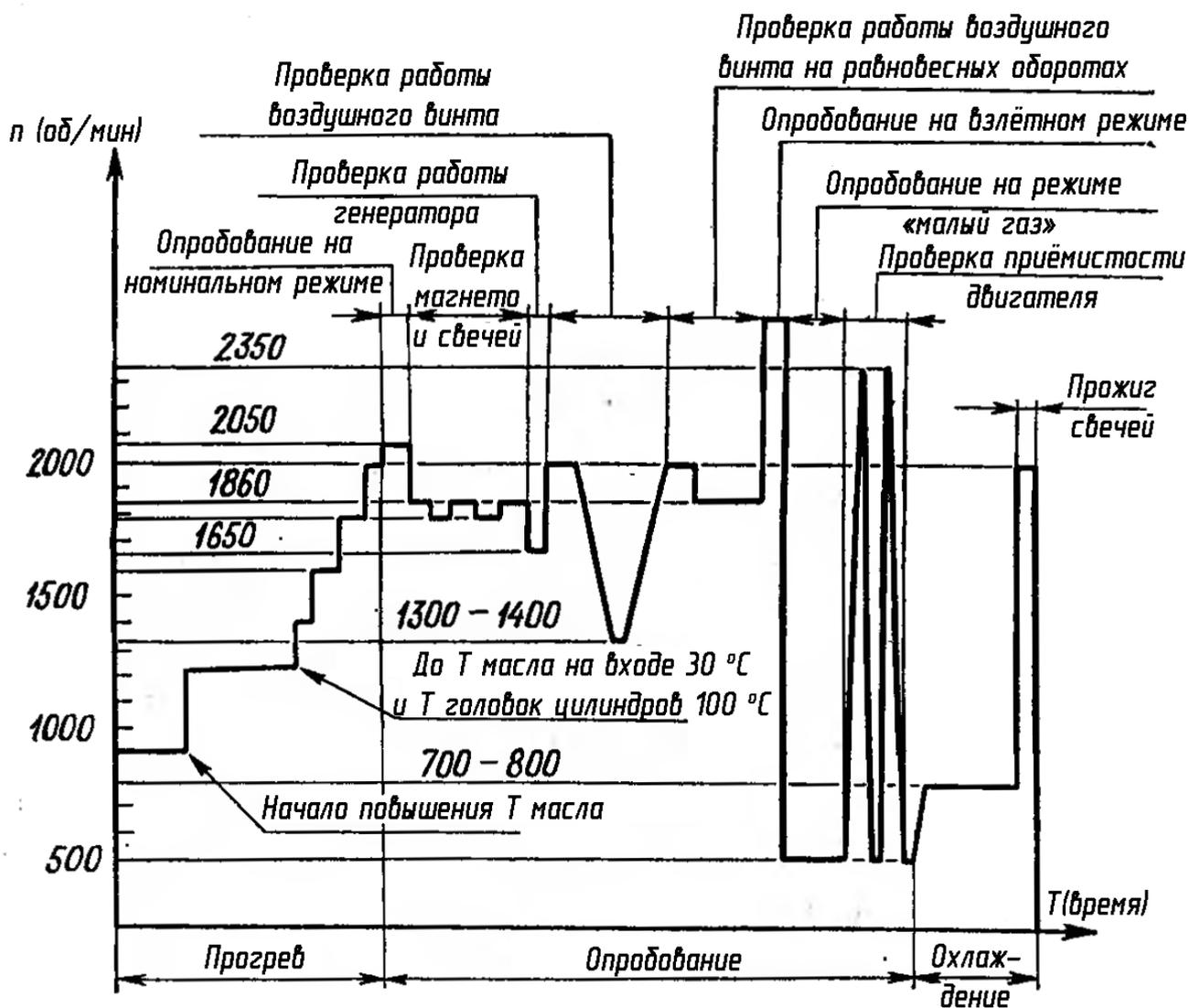


Рис. 6. График опробования двигателя

### Порядок опробования.

- 1) Проверить работу двигателя на номинальном режиме, для чего плавно передвинуть рычаг управления двигателем вперед до упора и затяжелить винт до частоты вращения  $2050$  об/мин. При этом параметры двигателя должны соответствовать значениям, указанным в таблице 7 и не выходить за ограничения, указанные в п. 3.4.

Двигатель должен работать устойчиво и без тряски.

Во избежание перегрева двигателя вследствие недостаточного обдува не допускать длительной работы двигателя на номинальном режиме.

- 2) Проверить работу магнето и свечей, для чего:
- установить винт на малый шаг (рычаг управления винтом полностью «от себя»);
  - рычагом управления двигателем установить частоту вращения коленчатого вала 1860 об/мин;
  - выключить на 15—20 сек одно магнето и оценить падение частоты вращения (падение оборотов не должно превышать 60 об/мин);
  - включить на 20—30 сек оба магнето, частота вращения должна восстановиться до первоначальной;
  - произвести аналогичную проверку при выключении второго магнето.
- 3) Проверить работу генератора, для чего:
- рычагом управления двигателем установить частоту вращения 1650 об/мин;
  - нажать кнопку вольтамперметра, напряжение должно быть 26,5—28,5 В.
- 4) Проверить работу воздушного винта и регулятора оборотов, для чего:
- рычагом управления двигателем установить частоту вращения 2000 об/мин;
  - рычагом управления воздушным винтом перевести винт на большой шаг, частота вращения коленчатого вала двигателя снизится до 1300—1400 об/мин;
  - перевести винт на малый шаг, частота вращения коленчатого вала двигателя должна восстановиться до первоначальной (2000 об/мин);
  - рычагом управления воздушным винтом затяжелить винт до частоты вращения (равновесной) 1860 об/мин;
  - плавным перемещением рычага управления двигателем вперёд и назад, но не до отказа, изменять давление наддува, частота вращения коленчатого вала двигателя должна оставаться неизменной.

При резком перемещении рычага управления двигателем вперёд и назад частота вращения может соответственно увеличиваться или уменьшаться на 50—100 об/мин, но через 2—3 сек должна восстановиться до равновесной (1860 об/мин).

- 5) Проверить работу подогревателя воздуха на входе в карбюратор, для чего:
  - рычагом управления двигателем установить частоту вращения 1860 об/мин;
  - рычагом управления подогревателем включить на 10—15 сек подогрев воздуха, поступающего в карбюратор; убедившись в росте температуры воздуха, выключить подогрев.
- 6) Проверить работу двигателя на взлётном режиме в течение 20—30 сек (винт на малом шаге), а затем на режиме малый газ. При этом параметры двигателя должны соответствовать значениям, указанным в таблице 7 и не выходить за ограничения, указанные в п. 3.4.

Во избежание замасливания свечей продолжительность работы двигателя на малом газе не должна превышать 5 мин.

- 7) Перевести рычаг управления двигателем из положения малого газа за 2—3 сек в положение взлётного режима. При этом двигатель должен выходить на взлётный режим плавно, без перебоев, за время не более 3 сек.

#### 4.4.4. Подготовка приборного оборудования

##### **Авиагоризонт АГК-47Б.**

Включение авиагоризонта производится тумблером АГ-ГПК на приборной доске. Перед включением электропитания авиагоризонт необходимо заарретировать, вытянув кнопку арретирования до упора, а через 0,5—1 мин после включения разарретировать. Авиагоризонт должен показывать истинное положение самолёта.

Устойчиво авиагоризонт начинает работать не ранее, чем через 5 минут после включения питания (время, в течение которого гиromоторы набирают полное число оборотов).

При рулении самолёта авиагоризонт должен быть включен и разарретирован.

**Гиropолукомпас ГПК-48.** Питание гиropолукомпаса осуществляется от преобразователя ПАГ-1ФП через автомат защиты.

Гиropолукомпас включается тумблером АГ-ГПК на электрощитке. Через 1—2 мин после включения необходимо нажать до упора кнопку АРРЕТИР и, удерживая её в таком положении, выставить стояночный курс самолёта по магнитному компасу, после чего кнопку вернуть в исходное положение.

При рулении самолёта гироиолукомпас должен быть включен и разарретирован. На рулении необходимо проверить отклонение шкалы.

Включение и работа всех остальных приборов, установленных на самолёте, особенностей не имеют.



## 5. Выполнение полёта

### 5.1. Подготовка к выруливанию и руление

Перед выруливанием на предварительный старт необходимо:

- проверить плавность и лёгкость отклонения органов управления;
- проверить давление в воздушной системе: оно должно быть не ниже  $50 \text{ кгс/см}^2$ ;
- по показаниям приборов убедиться в нормальной работе двигателя;
- установить на барометрической шкале высотомера давление согласно заданию на полёт;
- проверить включение авиагоризонта и гироскопа;
- включить фару;
- убедиться в отсутствии препятствий в направлении руления;
- проверить работу системы торможения: самолёт должен удерживаться на месте с заторможенными колесами при работе двигателя на максимальном режиме, ручка управления при этом должна быть взята полностью «на себя».

Контроль подготовки к выруливанию производить с чтением раздела «**Перед выруливанием**» карты контрольных проверок, приведённой в подразделе 8.1.

Плавным перемещением РУДа увеличить обороты двигателя настолько, чтобы самолёт стронулся с места.

На рулении проверить синхронность работы и эффективность тормозов.

Во избежание капотирования торможение производить плавно, короткими импульсами, не допуская юза самолёта и поднятия хвоста, ручку управления самолётом держать полностью взятой «на себя».

Руление производить со скоростью быстро идущего человека (7–10 км/ч). Руление при боковом ветре свыше 2 м/с производить на пониженной скорости, учитывая, что самолёт имеет тенденцию разворачиваться навстречу ветру.

Развороты выполнять на уменьшенной скорости с применением тормозов и управляемого хвостового колеса.

На предварительном старте необходимо:

- убедиться, что триммер находится в нейтральном положении;

- проверить, что рычаг управления шагом винта находится в положении «Малый шаг»;
- открыть жалюзи капота двигателя и створку маслорадиатора;

**Примечание.** Положение жалюзи капота двигателя и створки маслорадиатора на взлёте зависит от прогрева двигателя и температуры наружного воздуха.

- установить рычаг управления подогревом воздуха перед карбюратором в положение «Обогрев», если температура воздуха на входе в карбюратор ниже +10 °С;
- выпустить закрылки во взлётное положение (21°);
- включить обогрев ПВД;
- убедиться, нет ли препятствий на взлётной полосе;
- убедиться, нет ли самолётов, заходящих на посадку после четвертого разворота или уходящих на второй круг.

Контроль вышеприведённых процедур производить с чтением раздела «**На предварительном старте**» карты контрольных проверок, приведённой в подразделе 8.1.

Вырулить на взлётно-посадочную полосу (ВПП), прорудить 10–15 м для установки самолёта по линии взлёта.

На исполнительном старте необходимо:

- проверить соответствие показаний гирокомпаса магнитному курсу взлёта;
- проверить лёгкость отклонения руля высоты и элеронов, отклонив ручку управления в крайние положения «от себя», «на себя», вправо и влево;
- затормозить колеса и прожечь свечи увеличением частоты вращения коленчатого вала двигателя до 1900–2000 об/мин.

Контроль вышеуказанных процедур выполнять с чтением раздела «**На исполнительном старте**» карты контрольных проверок, приведённой в подразделе 8.1.

## 5.2. Взлёт

Убедившись, что двигатель работает устойчиво, а его параметры находятся в норме, взять ручку управления полностью «на себя», плавно увеличить частоту вращения до максимальной (2350 об/мин) и растормозить колеса.

На скорости 65—80 км/ч, в зависимости от взлётной массы самолёта, начать плавно поднимать хвост самолёта до взлётного положения.

На скорости 90 км/ч самолёт плавно отделяется от земли.

После отрыва перевести взгляд на землю (влево от продольной оси самолёта под углом 20—25° и вперёд на 25—30 м), нажать на тормозные педали. Выдерживание самолёта выполнять с постоянным отходом от земли с таким расчётом, чтобы на высоте 10 м скорость полёта достигла 115 км/ч.

На высоте не менее 50 м над рельефом местности убрать закрылки и выключить фару.

После достижения скорости 120 км/ч, продолжая набор высоты, установить сначала номинальный ( $n = 2050$  об/мин), а на высоте 100 м I крейсерский ( $n = 1860$  об/мин) режим работы двигателя.

### **5.3. Полёт по кругу**

На высоте 150 м с креном  $30^\circ$  на скорости 120 км/ч выполнить первый разворот с набором высоты.

Линия пути самолёта после первого разворота должна быть перпендикулярна курсу взлёта.

После выхода из разворота дальнейший набор высоты производить на скорости 120 км/ч.

Выйдя на высоту круга, перевести самолёт в горизонтальный полёт и, уменьшая наддув двигателя, установить скорость полёта 140 км/ч.

Когда линия визирования на посадочные знаки будет проходить под углом  $45^\circ$  к продольной оси самолёта, выполнить второй разворот.

Вывод из второго разворота производить в направлении, параллельном линии посадочных знаков.

Полет от второго к третьему развороту производить на высоте круга на скорости 140 км/ч.

## 5.4. Набор высоты

Набор высоты производить на номинальном режиме работы двигателя ( $n = 2050$  об/мин,  $P_k = P_{\text{атм}} + 30$  мм.рт.ст.) на скорости 120 км/ч.

Если в наборе высоты параметры двигателя, указанные в п. 3.4, выходят за допустимые пределы, то при полностью открытых жалюзи капота двигателя и створке маслорадиатора, необходимо перевести самолёт в горизонтальный полёт, увеличить скорость полёта и снизить режим работы двигателя.

Если принятые меры не приводят к понижению температуры, необходимо прекратить выполнение задания и произвести посадку на ближайшем аэродроме.

## 5.5. Горизонтальный полёт

Горизонтальный полёт разрешается выполнять в диапазоне скоростей 120—200 км/ч.

Максимальная скорость горизонтального полёта с планером на буксире ограничена условиями эксплуатации данного планера.

Контроль количества топлива в полёте производить по показаниям поплавковых топливомеров (по внутренней шкале).

**Примечание.** В случае неравномерной выработки топлива из крыльевых баков следует выровнять количество топлива путем переключения топливного крана. Если в левом баке больше топлива, следует переключить кран в положение «Л», а если в правом баке - в положение «П». После выравнивания уровней топлива кран установить в положение «Л-П».

При выполнении длительного полёта в условиях отрицательных температур наружного воздуха во избежание застывания масла в цилиндре винта необходимо периодически (через 25—30 мин) переключать винт с малого шага на большой и обратно.

## 5.6. Виращ

На самолёте разрешается выполнять виращи и развороты с креном не более  $45^\circ$ .

Виращи и развороты с креном до  $45^\circ$  необходимо выполнять на скорости 150 км/ч на номинальном режиме работы двигателя.

Перед вводам самолёта в виращ увеличить режим работы двигателя и установить скорость 150 км/ч.

После этого плавным координированным движением ручки управления и педалей ввести самолёт в виращ. Как только крен и угловая скорость достигнут заданной величины, необходимо зафиксировать крен небольшим отклонением ручки управления в сторону, противоположную крену, и, сохраняя угловую скорость, продолжить виращ.

В процессе вираща поддерживать постоянную скорость изменением режима работы двигателя.

За  $15\text{--}20^\circ$  до намеченного ориентира координированными движениями ручки управления и педалей в сторону, обратную развороту самолёта, начать вывод из вираща.

После вывода самолёта в горизонтальный полёт поставить рули в нейтральное положение.

## **5.7. Снижение (планирование)**

Снижение выполнять на скорости 130 км/ч. При длительном планировании закрыть жалюзи капота двигателя и створку маслорадиатора. При выполнении снижения необходимо следить за температурным режимом двигателя, не допускать снижения температуры головок цилиндров ниже 140 °С, масла - ниже 30 °С и температуры воздуха на входе в карбюратор - ниже 10 °С.

В случае понижения температуры масла или головок цилиндров до минимально допустимых значений увеличить режим работы двигателя и выполнить горизонтальную площадку.

## 5.8. Заход на посадку и посадка

Построение захода на посадку начинается после третьего разворота.

Третий разворот необходимо начинать, когда угол между продольной осью самолёта и линией визирования на посадочные знаки будет равен  $45^\circ$ . Разворот выполнять на скорости 140 км/ч на угол  $100\text{--}110^\circ$ .

Линия пути до четвертого разворота должна проходить под углом  $70\text{--}80^\circ$  к линии посадочных знаков.

Перед снижением перевести винт на малый шаг и по показанию регулятора частоты вращения двигателя убедиться, что винт полностью облегчён, проверить температуру головок цилиндров (не менее  $140^\circ\text{C}$ ) и масла (не менее  $30^\circ\text{C}$ ), при необходимости прикрыть створку маслорадиатора и жалюзи капота. Включить фару.

Установить скорость 130 км/ч и начать снижение. Снижение производить с таким расчетом, чтобы высота полёта перед вводом в четвертый разворот была не ниже 200 м.

Ввод в четвертый разворот начинать в момент, когда угол между линией визирования на посадочные знаки и осью ВПП будет составлять  $15\text{--}20^\circ$ .

Разворот выполнять на скорости 130 км/ч. Точность выхода на посадочную прямую в процессе разворота корректировать изменением крена.

После выхода самолёта из четвертого разворота установить скорость 120 км/ч, выпустить закрылки на угол  $44^\circ$  и перевести самолёт на снижение в точку начала выравнивания. Снижение выполнять на скорости 120 км/ч. (Посадку на аэродром разрешается выполнять с закрылками, выпущенными на  $21^\circ$ ).

На высоте 30 м, убедившись в точности расчета и захода, проконтролировать скорость планирования, перевести взгляд на землю влево вперёд в направлении снижения и под углом  $10\text{--}15^\circ$ . С высоты 30 м следить за расстоянием до земли, постоянством угла планирования, сохранением направления, отсутствием крена и сноса.

На высоте 5—6 м начать выравнивание самолёта, одновременно с началом выравнивания плавно уменьшать режим работы двигателя с таким расчетом, чтобы к концу выравнивания рычаг управления двигателем был убран полностью в положение МАЛЫЙ ГАЗ. Если на выравнивании замечено увеличение вертикальной скорости, уборку РУД задержать и далее убирать плавнее.

Выравнивание закончить на высоте 0,75—1 м. В процессе выравнивания взгляд должен скользить по земле и быть направлен вперёд на 25—30 м под углом  $20\text{--}25^\circ$  влево от продольной оси самолёта.

Выдерживание производить с постепенным снижением, одновременно со-

здавая самолёту трехточечное положение.

Самолет приземляется на скорости 90—100 км/ч. После приземления ручки управления плавно полностью подбрать «на себя».

**Предупреждение.** При посадке на искусственную взлётно-посадочную полосу (ИВП), необходимо быть готовым к парированию разворачивающего момента влево в момент приземления.

Торможение выполнять плавно во второй половине пробега, на допуская подъёма хвоста.

После окончания пробега зарулить на стоянку, выключить фару, охладить и выключить двигатель.

При невыпуске закрылков планирование выполнять на скорости 130 км/ч. В этом случае посадка самолёта особенностей не имеет.

## 5.9. Уход на второй круг

Уход на второй круг возможен с любой высоты, вплоть до высоты выравнивания.

При уходе на второй круг с высоты более 6 м необходимо:

- увеличить режим работы двигателя до взлётного за 2—3 с;
- не допуская потери скорости менее 115 км/ч, перевести самолёт в набор высоты;
- далее действовать согласно подразделам 5.2 и 5.3.

При уходе на второй круг с высоты 6 м и менее необходимо:

- не отрывая взгляда от земли и продолжая выполнять посадку, увеличить режим работы двигателя до взлётного за 2—3 с;
- не допуская уменьшения скорости менее 115 км/ч, перевести самолёт в набор высоты;
- далее действовать согласно подразделам 5.2 и 5.3.

## 5.10. Взлёт и посадка с боковым ветром

**Предупреждение.** Взлет и посадку при боковой составляющей скорости ветра под углом  $90^\circ$  к оси ВПП более 3 м/с производить ЗАПРЕЩАЕТСЯ.

При боковом ветре взлёт и посадка требуют повышенного внимания, своевременных и правильных действий пилота.

На разбеге кренящее воздействие бокового ветра парировать отклонением ручки в сторону против ветра.

По мере нарастания скорости движения самолёта и увеличения эффективности элеронов ручку постепенно возвращать к нейтральному положению. Стремление самолёта развернуться против ветра парировать педалями и тормозами колёс.

На скорости 65—80 км/ч, в зависимости от взлётной массы самолёта, начать плавно поднимать хвост до взлётного положения.

После отрыва снос самолёта парировать созданием крена против ветра. На высоте не менее 50 м убрать закрылки.

В наборе высоты и при заходе на посадку снос самолёта парировать изменением курса на величину угла сноса.

Перед касанием совместить продольную ось самолёта с осью ВПП, не допуская крена.

На пробеге кренение самолёта необходимо парировать отклонением элеронов, а стремление самолёта развернуться против ветра – отклонением педалей.

## 5.11. Особенности руления, взлёта, полёта и посадки самолёта с лыжным шасси

Лыжи, устанавливаемые на самолёт вместо колёс, позволяют производить руление и полёты с заснеженных ВПП. При укатанном снеге самолёт надёжно удерживается тормозами вплоть до максимальной частоты вращения двигателя, а при свежевывпавшем снеге самолёт срагивается с места при частоте вращения 2000—2100 об/мин.

Управляемость самолёта на рулении удовлетворительная. Радиус разворота зависит от состояния снежного покрова: при рыхлом снеге он больше, чем при твёрдом. Вблизи препятствий необходимо рулить осторожно, так как самолёт может продолжать движение даже при полностью выпущенных тормозных гребенках лыж.

При рулении по не укатанному снежному покрову для облегчения разворота самолёта надо отклонением ручки управления «от себя» уменьшить нагрузку на хвостовую лыжу.

Руление при боковом ветре производить на пониженной скорости (скорости медленно идущего человека).

Во избежание капотирования торможение производить плавно, короткими импульсами, не допуская подъема хвоста самолёта.

При температуре наружного воздуха выше  $-5^{\circ}\text{C}$  рулить на пониженной скорости, но без остановок, во избежание примерзания лыж.

На взлёте при нейтральном положении триммера руля высоты для подъема хвоста самолёта к ручке управления прикладывать несколько большие давящие усилия, чем при взлёте с колесным шасси. Взлет, полёт и посадка самолёта с лыжным шасси особенностей не имеют. Поведение самолёта практически не отличается от поведения самолёта с колесным шасси при посадке на ГВПП.

**Примечание.** На планировании и перед посадкой необходимо нажать на тормозные педали и проверить, выходят ли тормозные гребенки на лыжах.

## 5.12. Буксирование планеров

Взлет с планерами на буксире необходимо выполнять на максимальном режиме работы двигателя. Техника пилотирования такая же, как и при взлёте без планеров, но с более плавным переводом в набор высоты.

Набор высоты с планерами на буксире выполнять на скорости, определенной для буксируемого типа планера при номинальном режиме работы двигателя.

Минимальная скорость буксирования планеров в наборе высоты составляет 115 км/ч.

В горизонтальном полёте необходимо выдерживать скорость 120—130 км/ч. Максимальная скорость буксирования ограничивается условиями эксплуатации данного планера.

Допускается асимметрия расположения планеров на буксире в пределах 60°.

Длины фалов для буксировки должны составлять:

30—50 м - при буксировке одного планера с аэродрома;

50—80 м - при буксировке двух планеров с аэродрома;

15—30 м - при буксировке одного планера с площадки.

### 5.13. Поведение самолёта на закритических углах атаки

Полеты на больших углах атаки (углах атаки, при которых наступает срыв потока с крыла) запрещены.

В настоящем Руководстве все рекомендованные скорости и режимы полёта даны с достаточным запасом, на которых не наступает срыв потока с крыла.

Однако самолёт может выйти на закритические углы атаки в результате грубых ошибок пилота (уменьшение скорости полёта ниже допустимых значений, создание большой перегрузки на малой скорости полёта) или при больших внешних возмущениях (воздействие восходящих порывов воздуха).

При уменьшении скорости полёта с вертикальной перегрузкой  $n_y = 1$  (двигатель на малом газе) сваливание происходит, как правило, на левое полукрыло с одновременным опусканием носа при почти полностью отклонённом ручке «на себя». При уменьшении скорости полёта на номинальном режиме работы двигателя из-за влияния обдувки крыла и оперения сваливание происходит на меньшей скорости при меньшем отклонении ручки. Поведение самолёта при этом практически такое же, как и при работе двигателя на малом газе.

При уменьшении скорости самолёт не имеет предупреждающих признаков сваливания. Слабая тряска появляется практически в момент сваливания.

Тенденции перехода в штопор при сваливании самолёт не имеет, эффективность управления сохраняется вплоть до сваливания. При отдаче ручки «от себя» самолёт выходит из режима сваливания, потеря высоты при выводе составляет 30—80 м в зависимости от конфигурации самолёта и режима работы двигателя.

Центровка самолёта практически не влияет на поведение при сваливании и на скорость начала сваливания.

При сваливании самолёта во время выполнения виража поведение самолёта практически такое же, как и при сваливании в прямолинейном полёте.

Скорости начала сваливания для различных конфигураций самолёта и режимов работы двигателя приведены в таблице 6.

При сваливании самолёта с перегрузки (при выполнении виража или горки) поведение самолёта практически такое же, как и при сваливании с торможения.

Сваливание самолёта при выполнении виража происходит, как правило, на опущенное полукрыло (в сторону виража).

На рис. 7 приведены соответствующие началу сваливания располагаемые

Табл. 6. Скорость сваливания в зависимости от конфигурации самолёта

Положение закрылков, град	Режим работы двигателя	Скорость сваливания, км/ч
0	Малый газ	100
0	Номинальный	70
21	Малый газ	95
21	Номинальный	70
44	Малый газ	90
44	Номинальный	65

вертикальные перегрузки в зависимости от скорости полёта в полётной конфигурации самолёта (закрылки убраны) при работе двигателя на номинальном режиме и на малом газе. Здесь же нанесены ограничения по перегрузке и скорости полёта, а также рекомендованные скорости набора высоты (точка 1) и планирования (точка 2), максимальная скорость горизонтального полёта (точка 4) и режим выполнения виражей и разворотов с креном  $45^\circ$  и  $n_y = 1,4$  (точка 3).

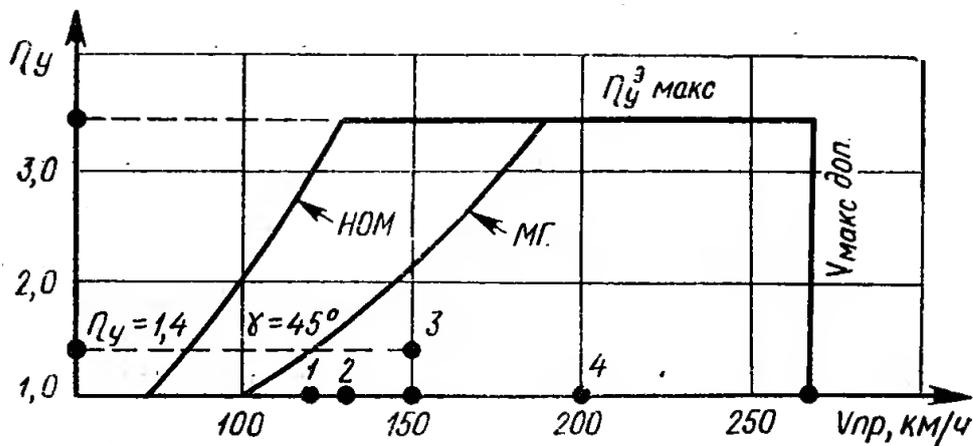


Рис. 7. Располагаемые перегрузки самолёта в зависимости от скорости полёта

Из приведенных данных видно, что все рекомендованные Руководством режимы полёта имеют достаточные запасы по скорости и перегрузке до сваливания.

## 5.14. Окончание полётов

После заруливания на стоянку выключить питание авиагоризонта и гироскопа и заарретировать их, произвести выключение двигателя, предварительно охладив его.

Для охлаждения двигателя выполнить следующее:

- открыть полностью жалюзи капота двигателя и створку маслорадиатора;
- уменьшить обороты двигателя до 700-800 об/мин (винт на малом шаге) и проработать на этом режиме до тех пор, пока температура головок цилиндров не снизится до 140–150 °С.

Порядок останова двигателя:

- прожечь свечи, увеличив частоту вращения до 1900–2000 об/мин на 20–30 сек;
- рычагом управления двигателем уменьшить частоту вращения до 600–700 об/мин;
- выключить магнето, установив переключатель магнето в положение «0»;
- плавно переместить РУД в положение взлётно-посадочного режима.

После останова двигателя поставить РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ, и закрыть топливный кран.

Выключить все автоматы защиты сети, переключатели и выключатели.

**ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** Запрещается останавливать двигатель:

- непосредственно с крейсерских и более высоких режимов работы;
- закрытием топливного крана с выработкой топлива из карбюратора (во избежание обратной вспышки и пожара).

Контроль процедур после заруливания на стоянку производить с чтением раздела «**На стоянке**» карты контрольных проверок, приведённой в подразделе 8.1.



## **6. Особые случаи в полёте**

### **6.1. Отказ двигателя**

#### **6.1.1. Отказ двигателя на разбеге**

Действия:

- 1) перевести РУД в положение на МАЛЫЙ ГАЗ;
- 2) доложить диспетчеру;
- 3) выключить магнето;
- 4) применить тормоз (если необходимо).

#### **6.1.2. Отказ двигателя в наборе высоты до первого разворота**

Действия:

- 1) перевести самолёт на планирование со скоростью 130 км/ч (К=4);
- 2) доложить диспетчеру;
- 3) выключить магнето, по возможности закрыть топливный кран и выключить аккумулятор;
- 4) подтянуть привязные ремни.

Посадку производить прямо перед собой. Если самолёту угрожает столкновение с препятствием, необходимо изменить направление посадки.

#### **6.1.3. Отказ двигателя в полёте или в наборе высоты после первого разворота**

Действия:

- 1) перевести самолёт на планирование со скоростью 130 км/ч (К=4);
- 2) доложить диспетчеру;
- 3) если хватает высоты, направить самолёт на аэродром;
- 4) выключить магнето и аккумулятор, закрыть топливный кран;
- 5) подтянуть привязные ремни;
- 6) если не хватает высоты для посадки на аэродроме, действовать согласно подразделу 6.11.

## 6.2. Падение давления масла в двигателе

Признаки:

- падение давления масла ниже 4 кгс/см<sup>2</sup>;
- рост температуры масла выше 75 °С при полностью открытой створке маслорадиатора;
- обороты двигателя неустойчивы, воздушный винт не реагирует на изменение рычага управления шагом винта.

Действия:

- 1) при полёте в районе аэродрома произвести посадку на аэродром;
- 2) при полёте вне аэродрома произвести посадку на подобранную площадку согласно подразделу 6.11.

При падении давления масла, не сопровождающемся ростом температуры и неустойчивой работой двигателя, усилить контроль за температурой масла и произвести посадку на ближайшем аэродроме.

### 6.3. Падение давления топлива

Признаки:

- падение давления топлива ниже 0,2 кгс/см<sup>2</sup>;
- перебои в работе двигателя, сопровождаемые падением оборотов двигателя, тряской двигателя.

Действия:

- 1) убедиться в наличии топлива по указателям топливомеров;
- 2) проверить положение топливного крана;
- 3) повернуть рукоятку заливочного шприца на 45° и начать подкачивать топливо в топливную систему, контролируя давление по манометру;
- 4) прекратить выполнение задания и произвести посадку на аэродром или подобранную площадку согласно подразделу 6.11.

## 6.4. Тряска двигателя

При появлении тряски двигателя необходимо:

- 1) установить РУД в положение МАЛЫЙ ГАЗ, перевести самолёт на снижение;
- 2) если после этого тряска прекратится, плавно увеличить обороты двигателя и установить необходимый для горизонтального полёта режим работы двигателя;
- 3) если после изменения режима работы двигателя тряска не прекратится, увеличить обороты двигателя до 2000 об/мин для прожига свечей;
- 4) если тряска не прекратится, то РУДом подобрать режим, при котором тряска будет минимальной, и на этом режиме следовать на ближайший аэродром.

**Примечание.** При полёте на предельно малой высоте РУД полностью не убирать и самолёт на снижение не переводить до захода на посадку.

## 6.5. Раскрутка винта

Признаки:

- мелкая тряска двигателя;
- увеличение оборотов двигателя выше допустимой;
- резкое изменение звука работающего двигателя.

Действия при раскрутке винта на взлёте:

- 1) продолжать взлёт, не уменьшая наддува;
- 2) уменьшить обороты двигателя затяжением воздушного винта; если при полном затяжении воздушного винта обороты двигателя превышает максимально допустимую, необходимо уменьшить наддув;
- 3) набрать высоту круга;
- 4) выполнить полёт по кругу и произвести посадку на аэродром.

Действия при раскрутке винта на планировании:

- 1) полностью убрать наддув и затяжелить винт;
- 2) вывести самолёт из планирования и произвести посадку.

## 6.6. Пожар

Признаки:

— появление пламени в отсеке двигателя, дыма и запаха гари в кабине.

Действия:

- 1) перевести самолёт на снижение;
- 2) закрыть топливный кран, выключить магнето и аккумулятор;
- 3) применить бортовой огнетушитель, если к очагу пожара имеется доступ из кабины
- 4) если доступа из кабины к очагу пожара нет, выполнить скольжение в сторону, противоположную месту пожара для срыва пламени;
- 5) выполнить посадку согласно подразделу 6.11.

**Примечание.** При пожаре в цепях электропроводки или когда огонь угрожает ей - выключить АЗС АККУМУЛЯТОР и ГЕНЕРАТОР.

## 6.7. Отказ радиосвязи

Признаки:

- прекращение радиосвязи;
- отсутствие самопрослушивания.

Действия:

- 1) проверить включение радиостанции;
- 2) проверить соединение разъемов гарнитуры;
- 3) проверить правильность установки рабочей частоты;
- 4) установить регулятор громкости в положение максимальной громкости;
- 5) проверить радиосвязь на других частотах;
- 6) если связь не восстановилась:
  - при полёте вблизи аэродрома прекратить выполнение задания, усилить осмотрительность и, продолжая передавать сообщения в установленных местах, выполнить вход в круг и произвести посадку;
  - при полёте по маршруту принять меры для восстановления связи, используя альтернативные способы связи (сотовая связь). Если связь не установлена, следовать обратным маршрутом на аэродром вылета, либо на аэродром назначения по маршруту либо на ближайший запасной аэродром, сохраняя высоту, установленную диспетчером.

## 6.8. Отказ генератора

Признаки:

- загорание красной сигнальной лампы ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА;
- амперметр показывает ток разрядки;
- падение напряжение по вольтметру ниже 24 В.

Действия:

- 1) отключить генератор от бортсети самолёта выключателем ГЕНЕРАТОР;
- 2) выключить обогрев ПВД и освещение кабины;
- 3) прекратить выполнение задания и произвести посадку на аэродром.

**Примечание.** При отказе генератора питание потребителей электроэнергии обеспечивается от аккумуляторной батареи в течение не более 20 мин.

## 6.9. Закупорка системы полного давления

Признаки:

- в горизонтальном полёте, при изменении скорости, скорость по прибору не изменяется;
- при снижении скорость падает, а при наборе высоты растёт.

Действия:

- 1) показания указателя скорости не использовать;
- 2) в горизонтальном полёте необходимо установить обороты двигателя 1850...2050 об/мин, при этом скорость горизонтального полёта будет равна 130...140 км/ч. На снижении уменьшить обороты двигателя до 1730 об/мин, по вариометру установить вертикальную скорость снижения 4 м/с, при этом скорость планирования будет равна 120 км/ч.

## 6.10. Закупорка системы статического давления

Признаки:

- при изменении высоты показания вариометра и высотомера не изменяются;
- при снижении скорость растёт, а при наборе высоты падает.

Действия:

- 1) показания указателя скорости, высотомера и вариометра не использовать;
- 2) в горизонтальном полёте необходимо установить обороты двигателя 1850...2050 об/мин, при этом скорость горизонтального полёта будет равна 130...140 км/ч. На снижении уменьшить обороты двигателя до 1730 об/мин.

## 6.11. Вынужденная посадка вне аэродрома

Необходимо подобрать участок земли, пригодный для посадки. При подборе площадки учитывать следующие характеристики:

- характер поверхности: плотность грунта, отсутствие высокой растительности, воды;
- длину площадки: она должна обеспечивать безопасный пробег самолёта и дистанцию для возможного ухода на второй круг;
- наличие препятствий на заходе: отсутствие препятствий (линий электропередач, деревьев, оврагов и т.д.), непосредственно влияющих на высоту захода и длину пробега самолёта;
- направление ветра: его можно определить по дыму, по зыби на воде, по наклону деревьев, по волнам на посевах, по пыли на дорогах, а также по сносу самолёта.

**Внимание!** Выпущенная механизация уменьшает дальность планирования.

В случае посадки с работающим двигателем необходимо:

- 1) выпустить закрылки на  $44^\circ$ ;
- 2) подтянуть привязные ремни;
- 3) заходить на посадку против ветра, при отсутствии такой возможности - с боковым ветром;
- 4) приземление производить на минимальной скорости;
- 5) после посадки воспользоваться тормозом.

В случае посадки с отказавшим двигателем необходимо:

- 1) выдерживать скорость 120—130 км/ч;
- 2) выключить магнето и аккумулятор, закрыть топливный кран;
- 3) выпустить закрылки на  $44^\circ$ ;
- 4) подтянуть привязные ремни;
- 5) по возможности заходить на посадку против ветра;
- 6) приземление производить на минимальной скорости;
- 7) после посадки воспользоваться тормозом.

## 7. Эксплуатация систем и оборудования

### 7.1. Управление самолетом

Управление самолетом двойное, механическое, состоит из управления элеронами, рулём направления, рулём высоты и триммером руля высоты.

Управление элеронами смешанного типа (жесткие тяги и тросы) осуществляется от ручки управления самолетом.

Элероны механически связаны с закрылками: при отклонении закрылков оба элерона синхронно отклоняются вниз наполовину угла отклонения закрылков. Нейтральное положение элеронов при полном отклонении закрылков (на  $44^\circ$ ) равно  $22^\circ$ .

Управление рулём направления жесткое, осуществляется педалями. Одновременно от педалей управляется хвостовое колесо. На педалях размещены педали тормозов основных колёс.

Управление рулём высоты жесткое, осуществляется от ручки управления самолетом.

Управление триммером руля высоты электрическое. Для управления имеется нажимной переключатель на приборной доске, который управляет работой электромеханизма УТ-6Д, расположенного за шпангоутом № 8. Электромеханизм связан с триммером тягой.

Управление закрылками жёсткое, осуществляется рычагом, расположенным в верхней части кабины с левой стороны. Рычаг имеет три фиксированных положения, соответствующих положению закрылков  $0^\circ$  (в полёте),  $21^\circ$  (на взлёте) и  $44^\circ$  (на посадке).

## 7.2. Воздушная система

Воздушная система самолёта обеспечивает запуск двигателя и работу тормозов лыж.

Рабочее давление, кгс/см<sup>2</sup>:

в системе .....	50;
управления тормозами лыж .....	6;
запуска двигателя .....	25.

Схема воздушной системы приведена на рис. 8.

Источником давления является компрессор АК-50П, установленный на двигателе, который нагнетает воздух в два воздушных баллона емкостью 3,5 л каждый. Давление поддерживает редуктор давления (50—54 кгс/см<sup>2</sup>).

Предохранительный клапан находится на компрессоре и срабатывает при достижении давления в системе 56 кгс/см<sup>2</sup>.

Манометр, контролирующий давление воздуха в воздушной системе самолёта, установлен на правом борту кабины (впереди внизу), рядом - главный запорный кран.

С левой стороны фюзеляжа на шпангоуте 4 имеется штуцер зарядки системы сжатым воздухом от аэродромного источника.

При нажатии на кнопку ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ срабатывает электропневматический клапан и воздух из баллонов через редукционный клапан под давлением, пониженным до 25 кгс/см<sup>2</sup>, поступает в цилиндры двигателя, обеспечивая его запуск. В случае неисправности электрической системы электропневматический клапан запуска может управляться вручную с помощью рычага на правом борту кабины.

При установке на самолёте лыж воздух подводится по трубопроводам к клапану ПУ-7, расположенному внутри корпуса лыжи. При нажатии на тормозные педали усилие через созданное в гидросистеме давление передается от агрегата управления клапаном ПУ-7 на клапан ПУ-7. Воздух через клапан ПУ-7 в количестве, пропорциональном величине нажатия, поступает в цилиндр выпуска тормозных гребенок лыж. При снятии усилий с тормозных гашеток тормозные гребенки возвращаются в исходное положение пружинами.

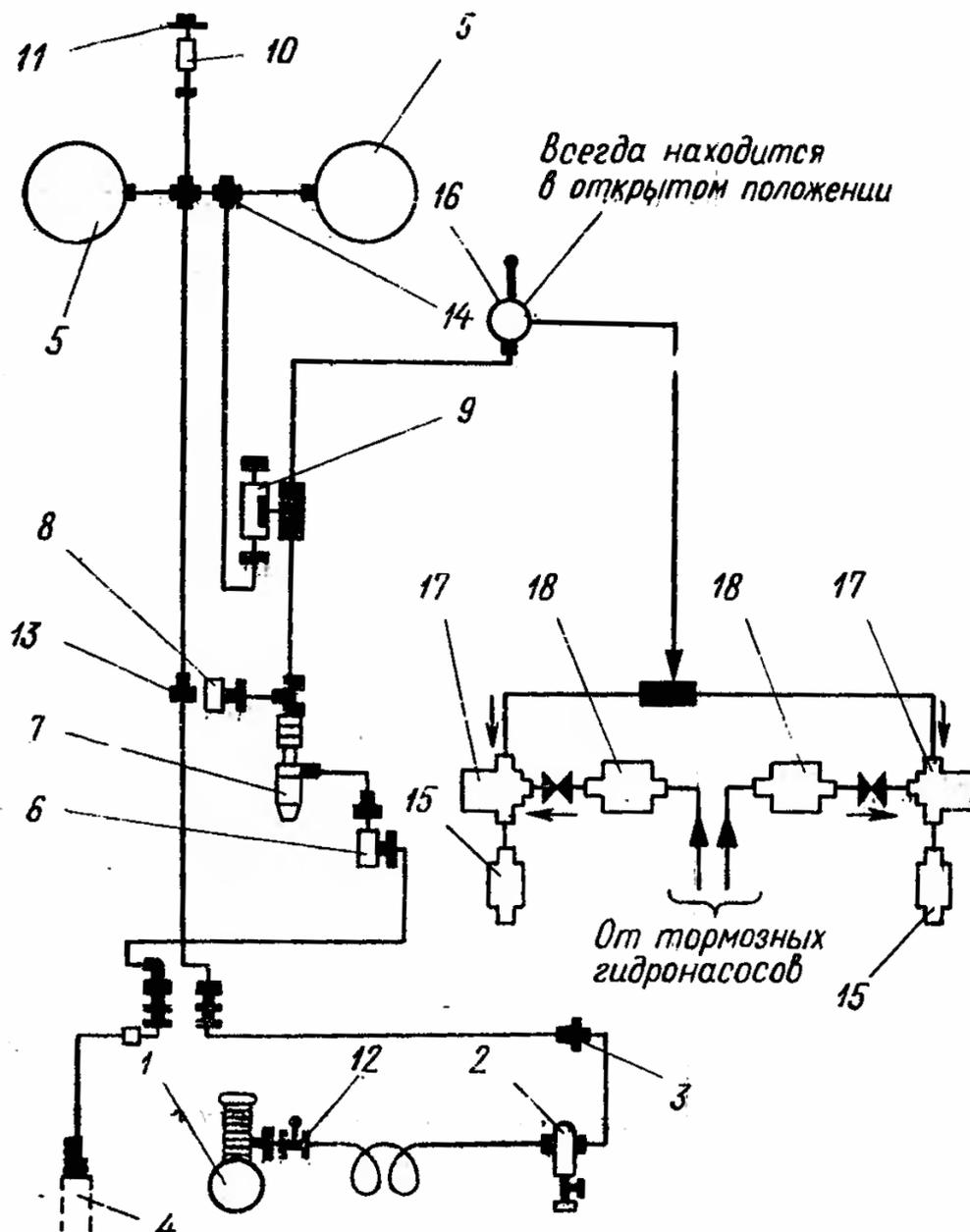


Рис. 8. Воздушная система

- 1 — компрессор; 2 — фильтр-отстойник; 3 — прямоточный фильтр;  
 4 — штуцер запуска двигателя; 5 — баллон воздушной системы;  
 6 — редукционный клапан на  $25 \text{ кгс/см}^2$ ; 7 — электропневматический клапан;  
 8 — манометр; 9 — главный запорный кран; 10 — обратный клапан;  
 11 — штуцер зарядки сжатым воздухом; 12 — предохранительный клапан;  
 13 — дроссельный клапан; 14 — воздушный редуктор на  $50 \text{ кгс/см}^2$ ;  
 15 — воздушный цилиндр выпуска тормозных гребенок лыжи;  
 16 — распределитель воздуха к воздушным цилиндрам лыж; 17 — клапан ПУ-7;  
 18 — агрегат управления клапаном ПУ-7.

### 7.3. Гидросистема

Гидросистема самолёта предназначена для управления тормозами основных колёс (лыж) шасси.

Схема гидросистемы приведена на рис. 9.

При колёсном шасси жидкость от насосов, приводимых в движение тормозными педалями, по трубопроводам поступает в цилиндры дисковых тормозов, и происходит торможение колёс.

При установке на самолёте лыж жидкость поступает (вместо цилиндров дисковых тормозов) к агрегату управления работой клапана ПУ-7. Клапан ПУ-7, в зависимости от степени создания давления тормозными насосами (степени нажатия на тормозные педали), редуцирует давление воздуха, который подается к цилиндрам выпуска тормозных гребенок лыж из воздушной системы самолёта.

Тормозные педали и насосы расположены на педалях ножного управления.

Кнопка управления клапаном растормаживания находится на правой ручке управления самолётом. При нажатии кнопки происходит отключение левых тормозных насосов. Управление тормозами осуществляется только от тормозных гашеток с правого сиденья пилота.

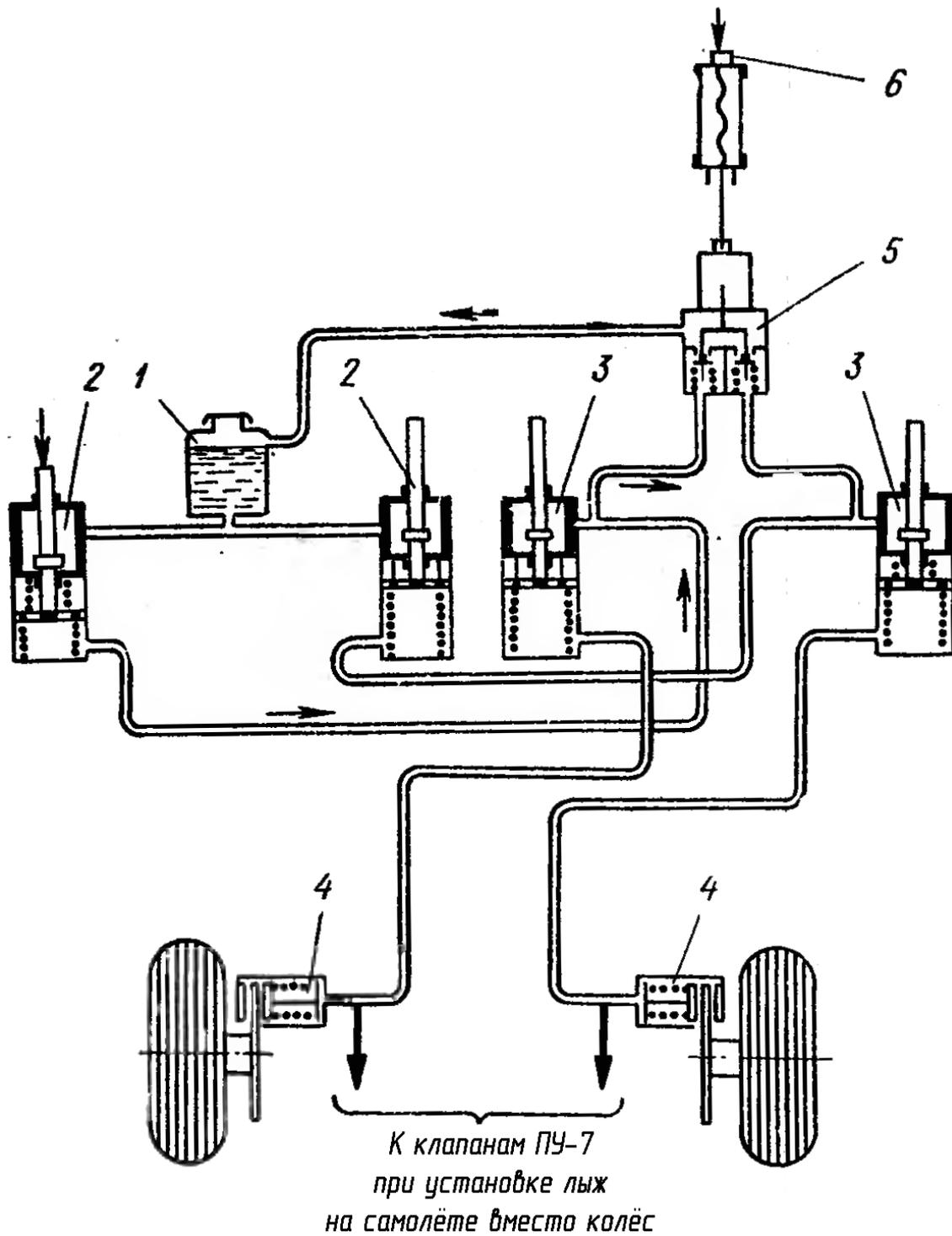


Рис. 9. Гидросистема

1 — бачок для тормозной жидкости; 2 — левые тормозные насосы; 3 — правые тормозные насосы; 4 — дисковые тормоза; 5 — клапан растормаживания; 6 — кнопка управления клапаном растормаживания.

## 7.4. Топливная система

Топливная система служит для обеспечения питания двигателя топливом на всех режимах его работы и при любых условиях полёта.

Схема топливной системы приведена на рис. 10.

Из основных баков топливо по двум трубопроводам поступает в расходный бачок, разделенный перегородкой на две секции. Из расходного бачка топливо по двум трубопроводам с обратными клапанами через топливный кран, обеспечивающий питание двигателя топливом из обоих крыльевых баков или одного из них, подходит к тройнику. От тройника топливо по одному из ответвлений поступает к бензонасосу 702М, обеспечивающему подачу топлива в карбюратор двигателя.

По другому ответвлению топливо поступает к заливному шприцу, обеспечивающему подачу топлива в смесесборник при запуске двигателя.

Для обеспечения надежного питания двигателя топливом при полёте с креном служат переливные бачки, наполняемые топливом самотёком из основных баков.

Контроль количества топлива в основных баках осуществляется при помощи поплавковых рычажных топливомеров, установленных в каждом из крыльевых баков. Внешняя шкала топливомера служит для замера количества топлива при стояночном положении самолёта, внутренняя - для контроля запаса топлива в полёте.

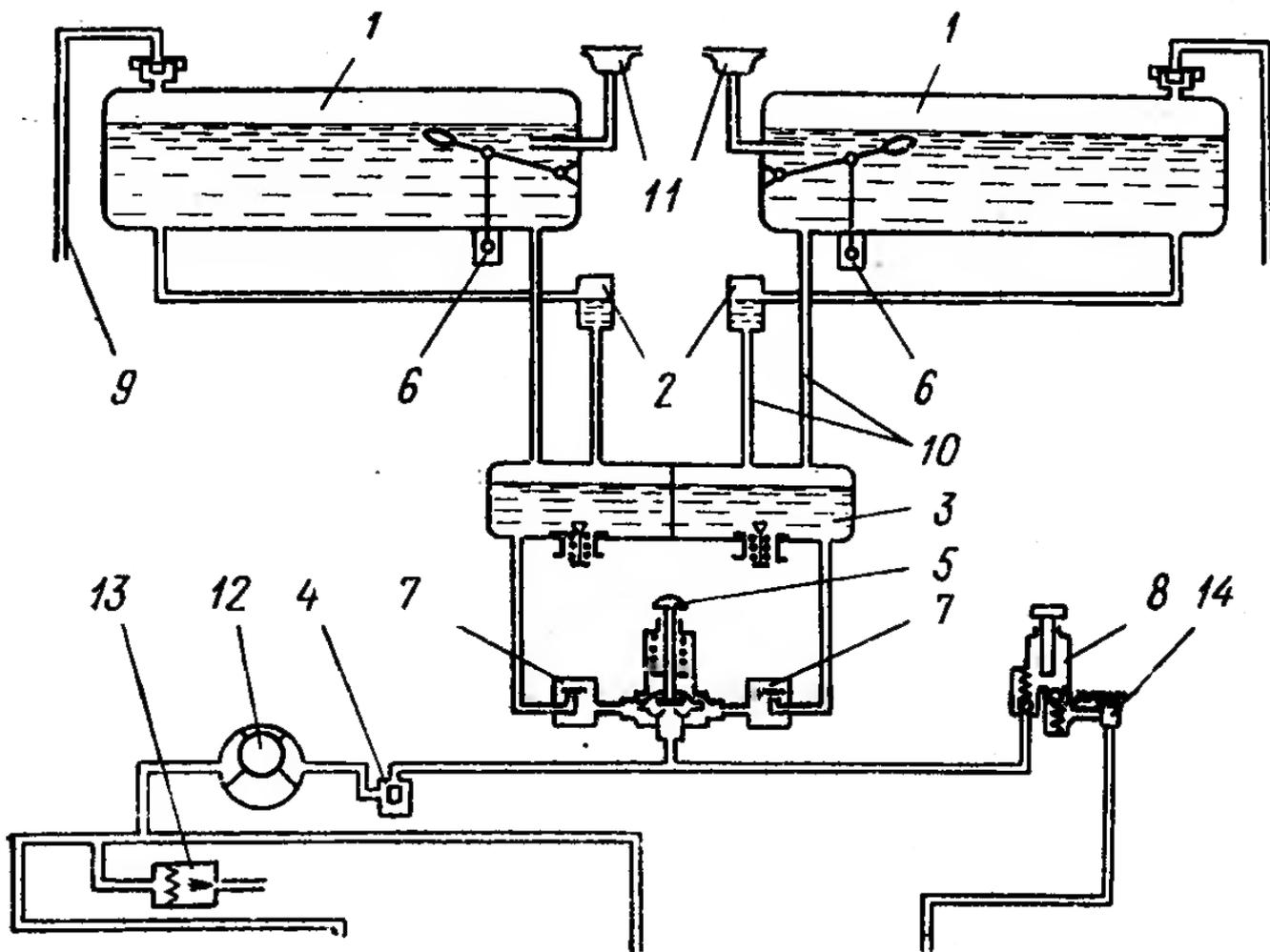


Рис. 10. Схема топливной системы

1 – основные (крыльевые) топливные баки; 2 – переливные бачки;  
3 – расходный бачок; 4 – топливный фильтр; 5 – топливный кран;  
6 – топливомер; 7 – обратный клапан; 8 – заливной шприц; 9 – дренажный трубопровод; 10 – трубопроводы; 11 – заливные горловины; 12 – топливный насос; 13 – датчик давления топлива; 14 – обратный клапан.

## 7.5. Силовая установка

### 7.5.1. Общие сведения о двигателе АИ-14РА

Авиационный двигатель АИ-14РА четырехтактный, воздушного охлаждения, бензиновый, девятицилиндровый, однорядный со звездообразным расположением цилиндров, с карбюраторным смесеобразованием и с односкоростным центробежным нагнетателем.

Двигатель состоит из следующих основных узлов: картера, цилиндров, кривошипно-шатунного механизма с поршнями, редуктора, а также системы газораспределения, системы подачи топлива, зажигания, смазки, запуска и системы раннего обнаружения стружки в масле.

На двигателе установлены следующие агрегаты:

- воздушный винт УС-122000;
- регулятор частоты вращения Р-2;
- два магнето М-9;
- бензиновый насос 702М;
- масляный насос АИ-14Р/VI;
- воздушный компрессор АК-50М;
- генератор ГСК-1500М.

Запуск двигателя осуществляется сжатым воздухом.

Воздушный винт УС-122000 - двухлопастной, тянущий, с автоматически изменяемым в полёте шагом. Винт работает по прямой схеме (поворот лопастей в сторону увеличения шага происходит под действием моментов, создаваемых центробежными силами противовесов, а в сторону уменьшения шага - под воздействием давления масла на поршень цилиндровой группы винта).

### 7.5.2. Режимы и параметры работы двигателя

В таблице 7 приведены основные режимы работы двигателя и его параметры.

Табл. 7. Режимы и параметры работы двигателя

Режим	Обороты двигателя, об/мин	Удельный расход топлива, г/л.с.·ч	Давление наддува, мм.рт.ст.
Взлётный	2350	255—280	35 ± 10 (избыточное)
Номинальный	2050	240—255	30 ± 10 (избыточное)
Крейсерский 1	1860	220—240	680 ± 15 (абсолютное)
Крейсерский 2	1730	205—225	630 ± 15 (абсолютное)
Малый газ	не более 500	-	-

Эксплуатационные ограничения по силовой установке указаны в подразделе 3.4.

## **7.6. Авиационное и радиоэлектронное оборудование**

### **7.6.1. Электрооборудование**

Основной системой электроснабжения самолёта является система постоянного тока напряжением 27 В. Электрическая сеть самолёта постоянного тока однопроводная и имеет одно распределительное устройство (РУ).

Основным источником электроэнергии постоянного тока является генератор постоянного тока ГСК-1500М, в цепь которого включены регулятор напряжения РК-1500Р и сетевой фильтр СФ-1500Р. Включение генератора на бортовую сеть самолёта производится выключателем ГЕНЕРАТОР при частоте вращения коленчатого вала двигателя 1100—1200 об/мин (в зависимости от степени заряженности аккумуляторной батареи).

Аварийным источником постоянного тока являются 2 аккумулятора OUTDO UT20L-4, которые в полёте работают в буфере с генератором. При отказе генератора в полёте все потребители постоянного тока питаются от аккумуляторов.

Для питания потребителей электроэнергии постоянного тока на земле от наземных источников электроэнергии на самолёте установлен разъём аэродромного питания ШР-40П-ЗНШ9.

Контроль тока и напряжения электрической сети самолёта осуществляется вольтамперметром ВА-240, установленным на верхней приборной доске пилота.

Для питания потребителей переменного тока на самолёте установлен преобразователь ПАГ-1ФП (36 В, 400 Гц).

### **7.6.2. Светотехническое оборудование**

Светотехническое оборудование самолёта предназначено для обеспечения полётов ночью и включает внутрикабинное и внешнее освещение и сигнализацию.

Внутрикабинное освещение и сигнализация состоят из ламп белого света для освещения кабины самолёта и приборной доски и лампы АРУФОШ-48 для подсвета приборов, имеющих светомассу, а также ламп сигнализации состояния систем и оборудования самолёта.

Внешнее освещение включает рулежно-посадочную фару ФС-155, установленную на левой законцовке крыла, аэронавигационные огни БАНУ-45 и хвостовой огонь ХС-39. Установка фары на самолёте обеспечивает возможность регулировки направления светового потока в наземных условиях в пределах  $\pm 5^\circ$  относительно первоначальной установки фары как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскости.

### 7.6.3. Приборное оборудование

**Авиагоризонт АГК-47Б.** Питание авиагоризонта осуществляется от преобразователя ПАГ-1ФП через автомат защиты.

Включение авиагоризонта производится тумблером АГ-ГПК на приборной доске. Перед включением электропитания авиагоризонт необходимо заарретировать, вытянув кнопку арретирования до упора, а через 0,5—1 мин после включения разарретировать. Авиагоризонт должен показывать истинное положение самолёта.

Устойчиво авиагоризонт начинает работать не ранее, чем через 5 минут после включения питания (время, в течение которого гиromоторы набирают полное число оборотов).

При рулении самолёта авиагоризонт должен быть включен и разарретирован.

Выключение и арретирование авиагоризонта производятся после заруливания самолёта на стоянку (в начале прибор арретируется, а затем выключается его питание).

**Гиropолукомпас ГПК-48.** Питание гиropолукомпаса осуществляется от преобразователя ПАГ-1ФП через автомат защиты.

Гиropолукомпас включается тумблером АГ-ГПК на электрощитке. Через 1—2 мин после включения необходимо нажать до упора кнопку АРРЕТИР и, удерживая её в таком положении, выставить стояночный курс самолёта по магнитному компасу, после чего кнопку вернуть в исходное положение.

При рулении самолёта гиropолукомпас должен быть включен и разарретирован. На рулении необходимо проверить отклонение шкалы.

Выключение и арретирование гиropолукомпаса производятся после заруливания самолёта на стоянку (сначала прибор арретируется, а затем выключается его питание).

Включение и работа всех остальных приборов, установленных на самолёте, особенностей не имеют.

### 7.6.4. Приборы контроля работы двигателя

На самолёте Вильга-35А установлены следующие приборы контроля работы двигателя: трехстрелочный индикатор ЭМИ-ЗК, электрический тахометр ТЭ-45, термометры головок цилиндров ТЦТ-13 воздуха на входе в карбюратор ТУЭ-48, мановакуумметр ЭН-1000А с датчиком ДА-1000.

#### **7.6.4.1. Трехстрелочный индикатор ЭМИ-3К**

Прибор предназначен для измерения и указания температуры масла (верхняя шкала) в диапазоне от 0 до 150 градусов Цельсия, давления масла (правая нижняя шкала) в пределах от 0 до 15 кгс/см<sup>2</sup> и давления топлива (левая нижняя шкала) в пределах от 0 до 1 кгс/см<sup>2</sup>.

Комплект прибора состоит из указателя УКЗ-1, установленного на приборной доске инструктора, датчик давления бензина П-1Б, датчика давления масла П-15Б и приемника температуры масла. Датчики давления смонтированы на противопожарной перегородке.

#### **7.6.4.2. Тахометр ТЭ-45**

Служит для измерения частоты вращения коленчатого вала двигателя. По величине частоты вращения вала и показаниям мановакуумметра пилот может судить о развиваемой двигателем мощности или тяге.

Принцип действия тахометра основан на преобразовании механической величины — частоты вращения коленчатого вала в величину электрическую — ЭДС, частота которой пропорциональна частоте вращения вала.

#### **7.6.4.3. Термометр головок цилиндров ТЦТ-13**

Термоэлектрический термометр ТЦТ-13 предназначен для дистанционного измерения температуры головки цилиндра. Он состоит из приемника температуры, указателя и соединительных проводов. Приемником температуры является термопара, которая представляет спай двух разнородных металлов (хромель-коппель). Два конца спаиваются вместе, помещаются под свечу и представляют собой горячий спай термопары. Два других конца остаются холодными и подсоединяются к указателю. Указатель — прибор магнитоэлектрической системы.

Принцип работы прибора основан на измерении термоэлектродвижущей силы (ТЭДС) термопары, возникающей в результате разности температур горячего спая и холодных концов.

Термопара установлена под свечой первого цилиндра, указатель — на приборной доске пилотов.

#### **7.6.4.4. Термометр ТУЭ-48**

На приборной доске установлен указатель температуры ТУЭ-48, показывающий температуру воздуха на входе в карбюратор.

Комплект ТУЭ-48 состоит из измерителя (указателя) и приемника П-1

температуры воздуха. Принцип действия термометра ТУЭ-48 основан на измерении постоянного тока электрического сопротивления приемника П-1, которое изменяется в зависимости от температуры окружающей среды.

Прибор питается от сети постоянного тока напряжением 27 В.

### **7.6.5. Радиостанция**

На борту самолёта установлена УКВ-радиостанция LUN 3524.13. Она предназначена для обеспечения радиосвязи с экипажами воздушных судов и с диспетчерами наземных служб управления воздушным движением.

Общий вид панели радиостанции представлен на рис. 11.

Технические характеристики радиостанции:

- диапазон рабочих частот 118.000—137.975 МГц;
- шаг каналов 25 кГц;
- выходная мощность передатчика 16 Вт;
- диапазон рабочих температур -46—+55 °С;

Для проверки радиостанции необходимо включить АЗС РАДИО на электропитке. Установить заданную частоту с помощью ручки на передней панели приемопередатчика и проверить исправность радиостанции путем установления связи с наземной радиостанцией или при отсутствии наземной радиостанции по наличию шумов радиоприемника и самопрослушивания при работе на передачу.

Для осуществления передачи необходимо нажать кнопку на РУДе.

### **7.6.6. Аварийный радиомаяк**

На самолёте установлен аварийный радиомаяк (АРМ) KANNAD 406 AF-COMPACT системы КОСПАС-САРСАТ.

Подробно характеристики, работа и порядок подключения АРМ описаны в «KANNAD 406 AF-COMPACT INSTALLATION MANUAL, OPERATION MANUAL».

В комплект АРМ входит:

- передатчик (расположен под полником перед задними сиденьями пассажиров);
- пульт управления (расположен на правой приборной панели);
- антенна (расположена на верхней поверхности обшивки кабины экипажа).

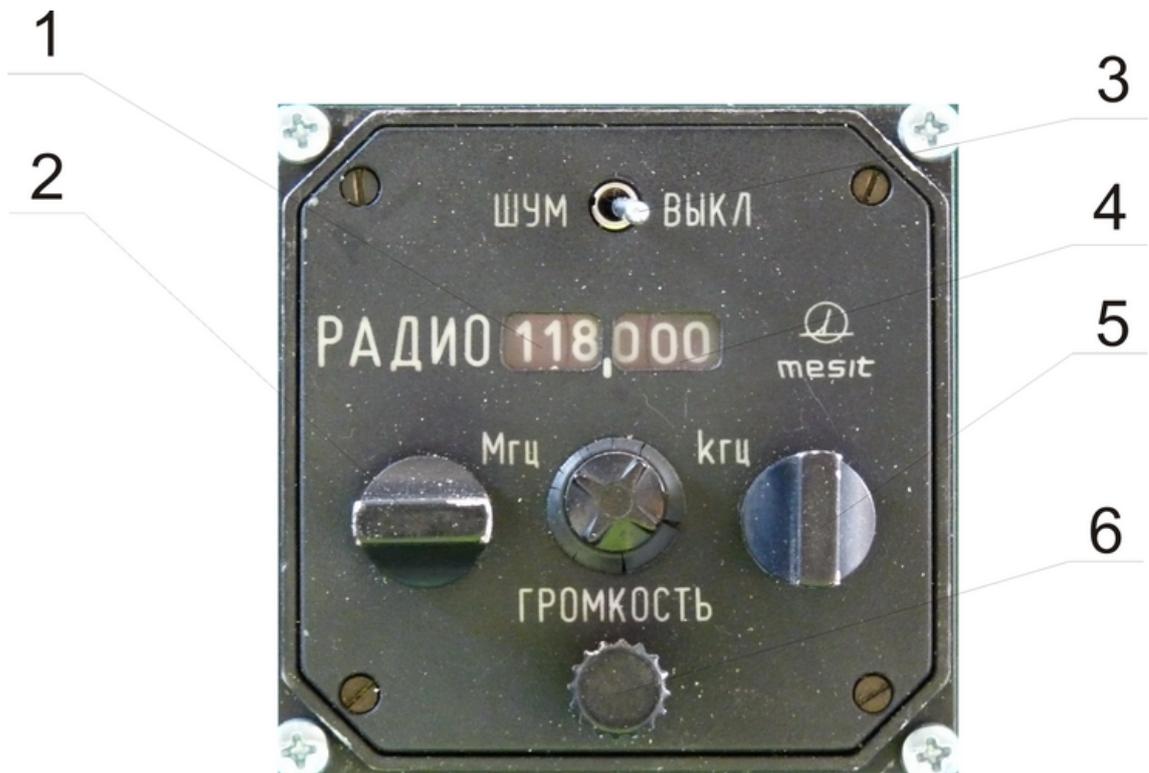


Рис. 11. Панель радиостанции

1 — указатель целой части частоты; 2 — кремальера настройки целой части частоты; 3 — выключатель шумоподавителя; 4 — указатель дробной части частоты; 5 — кремальера настройки дробной части частоты; 6 — регулятор громкости.

Общий вид пульта управления показан на рис. 12.



Рис. 12. Пульт управления АРМ

На фронтальной стороне передатчика расположены:

- разъём антенны;
- тумблер включения маяка;
- разъём пульта управления;
- сигнальная лампа красного цвета.

Тумблер включения маяка имеет три положения:

- ARM - маяк включается автоматически по сигналу от датчика удара, либо вручную с пульта управления;
- OFF - маяк выключен;
- ON - включение маяка вручную.

На пульте управления расположены переключатель и сигнальная лампа. Кнопки работают только при установке тумблера на передатчике в положение ARM. Кнопка ON включает маяк, RESET - отключает.

Для включения аварийного радиомаяка необходимо установить переключатель на пульте управления в положение ON или перевести тумблер на передатчике в положение ON.

Работающий маяк излучает сигнал на частоте 121,5 МГц с мощностью 100 мВт, при этом сигнальные лампы на передатчике и пульте будут мигать с периодичностью 0,7 секунд. Одновременно с этим, каждые 50 секунд маяк посылает цифровой сигнал на частоте 406 МГц с мощностью 5 Вт, при этом сигнальные лампы на передатчике и пульте будут гореть постоянно. Сигнал частотой 406 МГц необходим для определения местоположения маяка системой КОСПАС-САРСАТ и идентификации воздушного судна. Сигнал частотой 121,5 МГц используется для пеленгации маяка на заключительном этапе поиска воздушного судна. Заряда батареи АРМ хватает на 48 часов непрерывной передачи.

В случае случайного включения АРМ его можно отключить установкой тумблера на передатчике в положение OFF либо нажатием переключателя на пульте управления в положение RESET.

Рекомендуется выполнять самопроверку АРМ один раз в месяц, но не более одного раза в неделю. Самопроверка выполняется нажатием переключателя в положение RESET TEST на пульте управления. При самопроверке маяк издаёт продолжительный звуковой сигнал, который дублируется загоранием красного индикатора на пульте управления. При положительном результате самопроверке маяк издаст короткий звуковой сигнал, который также дублируется красным индикатором на пульте управления.

## 8. Приложения

### 8.1. Карты контрольных проверок

#### 8.1.1. Общие указания

Карты контрольных проверок являются средством организации в экипаже дополнительного контроля за выполнением наиболее ответственных операций, определяющих готовность самолёта и экипажа к очередному рубежу или этапу полёта и непосредственно влияющих на безопасность полёта.

Контроль с использованием Карт является обязательным комплексом операций, проводимых экипажем под руководством командира воздушного судна на предписанных рубежах при подготовке и выполнении полётов любого назначения, за исключением этапов «На высоте 50 м» и «После 3-го разворота».

При чтении каждого пункта карты необходимо убедиться в выполнении операции.

Карты контрольных проверок содержат две колонки:

- перечень контролируемых операций;
- контроль выполнения соответствующей операции.

Рубежи начала чтения карт контрольных проверок:

- перед запуском двигателя;
- перед вырубиванием;
- на предварительном старте;
- на исполнительном старте;
- на высоте 50 м;
- после 3-го разворота;
- на стоянке.

#### 8.1.2. Содержание карты «Перед запуском двигателя»

Швартовка, струбцины	сняты
Заглушки, чехлы	сняты
Рули, элероны, закрылки	проверены, свободны
Шаг винта	большой
Створки маслорадиатора и жалюзи двигателя	закрыты
Топливный кран	Л+П

РУД	0,5 см от МГ
Обогрев карбюратора	выключен
Высотный корректор	переднее положение
Давление воздуха	не менее 50 кгс/см <sup>2</sup>
Воздушный винт	провернут
АЗС АККУМУЛЯТОР, ГЕНЕРАТОР, ЗАПУСК, ПРИБОРЫ	включены
Приборы, указатели	проверены
Запас топлива	проверен
Ручка управления самолётом	«на себя»
Перед самолётом	свободно

### 8.1.3. Содержание карты «Перед выруливанием»

Рули, элероны	проверены, свободны
Давление воздуха	не менее 50 кгс/см <sup>2</sup>
Параметры двигателя	в норме
Высотомер	давление установлено
Авиагоризонт, ГПК	включены, разарретированы
Фара	включена
Впереди самолёта	свободно

### 8.1.4. Содержание карты «На предварительном старте»

Триммер	нейтрально
Шаг винта	малый
Жалюзи двигателя, створка радиатора, подогрев карбюратора	установлены
Закрылки	21°
Обогрев ПВД	включён
ВПП	свободна
На четвёртом развороте и на прямой	свободно

### 8.1.5. Содержание карты «На исполнительном старте»

Показания ГПК и магнитного компаса	совпадают
Рули, элероны	проверены, свободны
Прожиг свечей	выполнен
ВПП	свободна

**8.1.6. Содержание карты «На высоте 50 м»**

Закрылки	убраны
Рулёжная фара	выключена
РУД	номинальный

**8.1.7. Содержание карты «После 3-го разворота»**

Шаг винта	малый
Фара	включена
Створки маслорадиатора и жалюзи двигателя	закрыты
Скорость	заданная

**8.1.8. Содержание карты «На стоянке»**

Закрылки	убраны
Авиагоризонт и гиросполукомпас	выключены, заарретированы
Температура головок цилиндров	не более 150°С
Прожиг свечей	выполнен
РУД	МАЛЫЙ ГАЗ
Двигатель	выключен
Топливный кран	закрыт
Кран воздушной системы	закрыт
Потребители и АЗСы	выключены
Заглушки, чехлы	установлены
Швартовка, струбцины	установлены

## 8.2. Инструкция по заправке самолёта топливом

**ВНИМАНИЕ!** Заправку самолёта необходимо производить при положении самолёта против ветра.

- 1) Перед заправкой самолёта топливом необходимо убедиться в соответствии марки заправаемого топлива требованиям п. 2.5.1, а также в отсутствии в нём воды и механических примесей.

**Предупреждение.** Если марка заправаемого топлива не соответствует требованиям п. 2.5.1 или в топливе обнаружены вода или механические примеси, заправка таким топливом запрещена.

- 2) Выключить на самолёте все потребители электроэнергии и контуры зажигания двигателя; датчики топливомеров при необходимости не выключать.
- 3) Обеспечить выравнивание электрических потенциалов самолёта и средства заправки с помощью специального троса; при заправке топливом из канистр данный пункт не выполнять.
- 4) Не ближе 1,5 м от заправочной горловины коснуться раздаточным пистолетом (или корпусом канистры в случае заправки из неё) металлической части самолёта.
- 5) Залить необходимое количество топлива в топливные баки.

**Предупреждение.** Во время заправки запрещается:

- переключать тумблеры потребителей электроэнергии;
  - производить на самолёте или на расстоянии от него менее 25 м какие-либо работы, связанные с искрообразованием.
- 6) Не ранее, чем через 15 мин после заправки, слить отстой топлива и убедиться, что в нём отсутствуют вода и механические примеси. Если в топливе обнаружены вода или механические примеси, необходимо повторно слить отстой топлива. Если после слива более 5 л топлива вода или механические примеси в отстое сохраняются, необходимо найти и устранить причину загрязнения топлива.

### 8.3. Приборная доска

Расположение приборов и переключателей, установленных на приборной доске, показано на рис. 13. Фотография кабины показана на рис. 14.

Позиции рис. 13 и 14:

- 1 — указатель скорости;
- 2 — высотомер;
- 3 — разъёмы подключения гарнитур;
- 4 — тумблер посадочной фары;
- 5 — сигнальная лампа нейтрального положения триммера руля высоты;
- 6 — кнопка радиосвязи;
- 7 — рычаг управления двигателем (РУД);
- 8 — рычаг управления шагом винта;
- 9 — авиагоризонт АГК-47Б;
- 10 — ручка арретирования гиropolукомпаса ГПК-48;
- 11 — гиropolукомпас ГПК-48;
- 12 — индикатор отказа генератора;
- 13 — вариометр ВР-10;
- 14 — магнитный компас КИ-13;
- 15 — часы АЧС-1;
- 16 — трёхстрелочный указатель давления топлива, давления масла и температуры масла ЭМИ-3К;
- 17 — указатель температуры воздуха на входе в карбюратор ТУЭ-48;
- 18 — указатель температуры головок цилиндров ТЦТ-13;
- 19 — радиостанция LUN 3524.13;
- 20 — пульт управления аварийным радиомаяком;
- 21 — розетка 12 В;
- 22 — мановакууметр ЭИ-1000А;
- 23 — тахометр ОЭ-932;
- 24 — заливной шприц;
- 25 — ручка аварийного сброса буксировочного троса;
- 26 — кнопка запуска двигателя;
- 27 — ручка управления жалюзи двигателя;
- 28 — кнопка управления триммером руля высоты;
- 29 — тормозные педали;
- 30 — ручка управления самолётом;
- 31 — переключатель магнето ПМ-1;

- 32 — ручка управления створкой маслорадиатора;
- 33 — ручка обогрева карбюратора;
- 34 — топливный кран;
- 35 — ручка высотного корректора;
- 36 — педали ножного управления;
- 37 — кнопка растормаживания колёс;
- 38 — ручка обогрева кабины;
- 39 — ручка обогрева ног пилотов;
- 40 — пульт управления бортовым телефоном;
- 41 — манометр воздушной системы МА-60;
- 42 — кран воздушной системы;
- 43 — вольтамперметр ВА-240;
- 44 — АЗС аккумулятора;
- 45 — АЗС генератора;
- 46 — АЗС цепи запуска двигателя
- 47 — АЗС приборов;
- 48 — АЗС гирополукомпаса;
- 49 — АЗС авиагоризонта;
- 50 — АЗС радиостанции;
- 51 — АЗС триммера руля высоты;
- 52 — АЗС обогрева ПВД;
- 53 — АЗС освещения кабины;
- 54 — АЗС аэронавигационных огней;
- 55 — АЗС плафона освещения;
- 56 — АЗС стеклоочистителя;
- 57 — переключатель ультрафиолетового освещения;
- 58 — электропневмоклапан запуска двигателя.

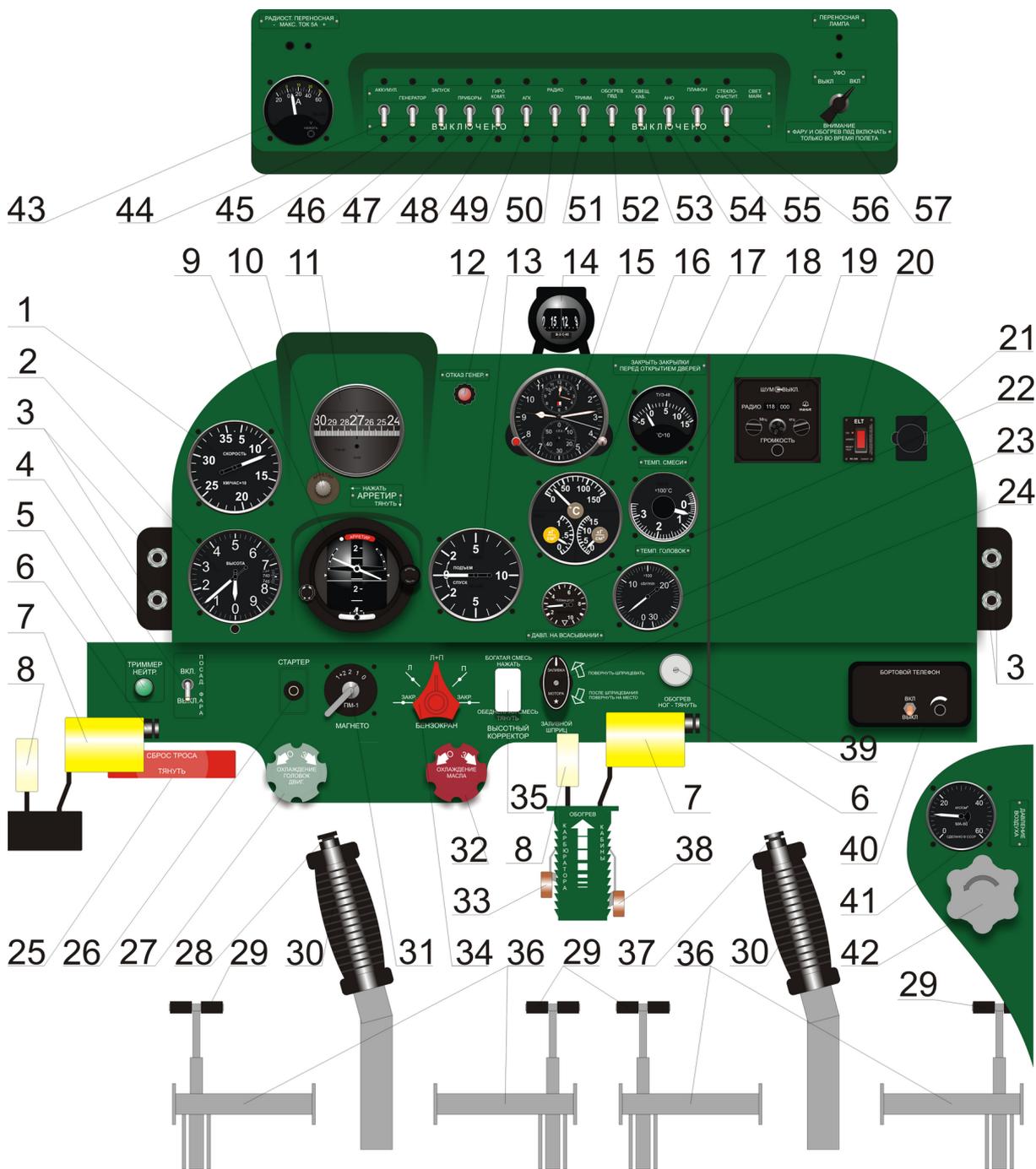


Рис. 13. Приборная доска

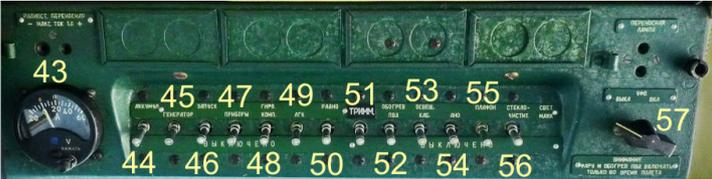


Рис. 14. Фотография кабины