

Согласовано
И. о. начальника
ЗС МТУ
Росавиации



В. В. Сороговец
« 6 » 08 2018 г.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЁТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ самолёта Як-52

Идентификационный номер ЕЭВС.03.3345
Государственный и регистрационный знаки RA-2663G

Согласовано:

Заместитель руководителя Центра по сертификации
ЕЭВС АОН «АСЦ «СибНИА-ТЕСТ» _____ А. А. Калюта
« _____ » _____ 20__ г.

Владелец ЕЭВС

М.П. _____ В. П. Зубков
« 17 » июля 2018 г.

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 T_EX Live 2009,
разработанного T_EX Users Group

Составитель: Е.В. Макаренко

Версия документа 1.7

Дата изменения 26 июля 2018 г.

Содержание

1. Служебная информация	5
1.1. Назначение РЛЭ	5
1.2. Обязанности держателя РЛЭ	6
1.3. Принятые символы и сокращения	7
1.4. Порядок внесения изменений	8
1.4.1. Система введения изменений	8
1.4.2. Система учёта изменений	8
1.5. Лист регистрации изменений	9
2. Общие сведения о самолёте	11
2.1. Общий вид самолёта	11
2.1.1. Общий вид самолёта в трёх проекциях с габаритными размерами	11
2.2. Основные геометрические данные	12
2.2.1. Общие данные	12
2.2.2. Крыло	12
2.2.3. Оперение	12
2.2.4. Шасси	12
2.3. Основные данные по массе	13
2.4. Основные лётные данные	14
2.5. Основные данные силовой установки	15
2.5.1. Основные данные двигателя	15
2.5.2. Основные данные воздушного винта	15
3. Общие эксплуатационные ограничения	17
3.1. Общие ограничения условий эксплуатации	17
3.1.1. Условия эксплуатации и виды полётов	17
3.1.2. Высота полёта и температура воздуха	17
3.1.3. Предельный ветер	17
3.2. Состав экипажа и количество человек на борту	18
3.3. Общие лётные ограничения	19
3.3.1. Ограничения по массе и центровке	19
3.3.2. Ограничения по скорости	19
3.3.3. Допустимые перегрузки	19
3.3.4. Допустимые углы крена и тангажа	20

3.4. Ограничения по силовой установке	21
4. Подготовка к полёту	23
4.1. Общие указания	23
4.2. Дальность и продолжительность полёта	24
4.3. Расчёт взлётной массы самолёта	26
4.4. Техническая подготовка к полёту	27
4.4.1. Подготовка самолёта	27
4.4.2. Запуск двигателя	34
4.4.3. Прогрев и опробование двигателя	37
5. Выполнение полёта	41
5.1. Подготовка к выруливанию и руление	41
5.2. Взлёт	44
5.2.1. Взлёт в нормальных условиях	44
5.2.2. Взлёт с боковым ветром	45
5.3. Полёт по кругу	47
5.4. Заход на посадку и посадка	49
5.4.1. Построение захода на посадку	49
5.4.2. Выравнивание	51
5.4.3. Выдерживание	52
5.4.4. Приземление	52
5.4.5. Пробег и руление	53
5.4.6. Посадка с боковым ветром	53
5.5. Уход на второй круг	54
5.6. Набор высоты	55
5.7. Горизонтальный полёт и снижение	56
5.8. Пилотаж	58
5.8.1. Общие положения	58
5.8.2. Виражи с креном 45° и 60°	58
5.8.3. Пикирование	59
5.8.4. Горка	60
5.8.5. Спираль	60
5.8.6. Скольжение	60
5.9. Окончание полётов	62

6. Особые случаи в полёте	65
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. Непреднамеренный штопор	66
6.3. Падение давления масла в двигателе	67
6.4. Падение давления топлива	68
6.5. Тряска двигателя	69
6.6. Раскрутка винта	70
6.7. Пожар	71
6.8. Аварийный выпуск шасси	72
6.9. Посадка с убранными посадочными щитками	73
6.10. Отказ радиосвязи	74
6.11. Отказ генератора	75
6.12. Отказ указателя скорости	76
6.13. Отказ высотомера	77
6.14. Отказ вариометра	78
6.15. Вынужденное покидание самолёта с парашютом	79
6.16. Особенности выполнения посадки самолёта с отказавшим двигателем	81
7. Эксплуатация систем и оборудования	85
7.1. Управление самолётом	85
7.2. Шасси	86
7.3. Воздушная система	87
7.4. Силовая установка	90
7.4.1. Топливная система	91
7.4.2. Масляная система	91
7.4.3. Режимы и параметры работы двигателя	94
7.5. Авиационное и радиоэлектронное оборудование	95
7.5.1. Электрооборудование	95
7.5.2. Приборное оборудование	95
7.5.3. Радиостанция	96
7.5.3.1. Эксплуатация основных режимов радиостанции . .	96

7.5.3.2. Работа с памятью	99
7.5.4. Аварийный радиомаяк	101
8. Приложения	103
8.1. Карты контрольных проверок	103
8.1.1. Общие указания	103
8.1.2. Содержание карты «Перед запуском двигателя»	103
8.1.3. Содержание карты «Перед выруливанием»	104
8.1.4. Содержание карты «На предварительном старте»	104
8.1.5. Содержание карты «На исполнительном старте»	104
8.1.6. Содержание карты «На высоте 20 м»	104
8.1.7. Содержание карты «После 3-го разворота»	105
8.1.8. Содержание карты «На стоянке»	105
8.2. Инструкция по заправке самолёта топливом	106
8.3. Приборные доски	107

1. Служебная информация

1.1. Назначение РЛЭ

Руководство по лётной эксплуатации (РЛЭ) самолёта Як-52 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 Як-52.

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

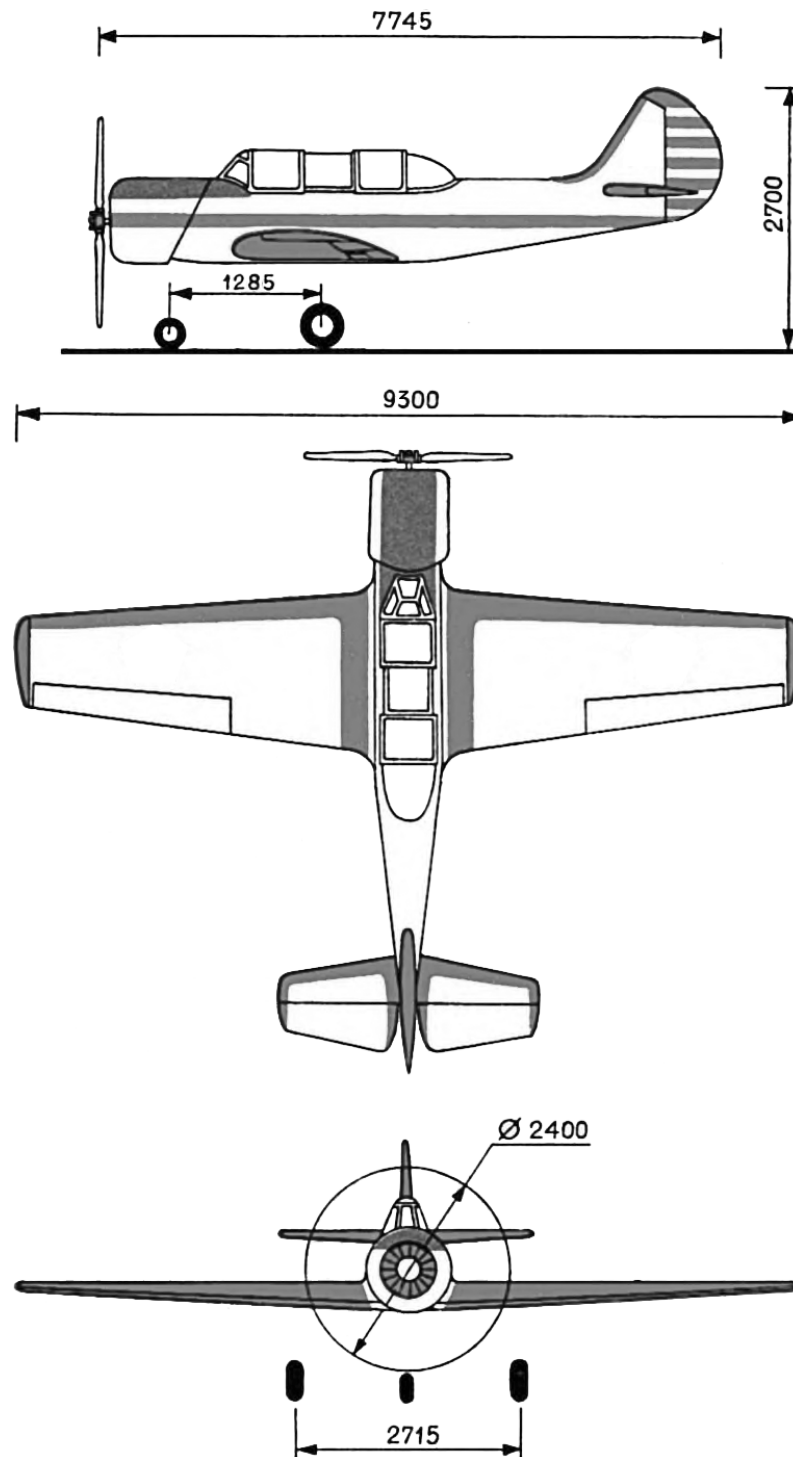


Рис. 1. Изображение самолёта в трёх проекциях

2.2. Основные геометрические данные

2.2.1. Общие данные

Длина самолёта, м	7,745
Высота самолёта, м	2,7
Стояночный угол самолёта, град	4

2.2.2. Крыло

Размах крыла, м	9,3
Площадь крыла, м ²	15
Средняя аэродинамическая хорда, м	1,63
Угол поперечного V по линии 1/4 хорд	2°
Угол установки крыла	2°
Площадь посадочных щитков, м ²	1,03
Углы отклонения элеронов:	
- вверх	22°
- вниз	16°
Угол отклонения щитков, град	45

2.2.3. Оперение

Размах горизонтального оперения, м	3,16
Площадь горизонтального оперения, м ²	2,86
Угол установки стабилизатора	1°30'
Площадь вертикального оперения, м ²	1,48
Углы отклонения руля высоты	± 25°
Углы отклонения триммера руля высоты	± 12°
Угол отклонения руля направления	± 27°

2.2.4. Шасси

Колея, м	2,715
База, м	1,285

2.3. Основные данные по массе

Максимальная взлётная масса, кг	1315
Максимальная посадочная масса, кг	1315
Масса пустого самолёта, кг	969
Масса снаряжённого самолёта, кг	984
Ёмкость топливных баков, л	122

2.4. Основные лётные данные

Крейсерская скорость полёта, км/ч	190
Максимальная скорость полёта у земли, км/ч	270
Наивыгоднейшая скорость при наборе высоты, км/ч	170
Аэродинамическое качество самолёта (К)	7
Максимальная практическая дальность полёта (скорость 190 км/ч, высота 500 м), км	400
Максимальная продолжительность полёта	2 ч 30 мин
Скорость сваливания для максимальной полётной массы на режиме рабо- ты двигателя МГ:	
в полётной конфигурации	120
в посадочной конфигурации	110
Длина разбега, м	180–200
Длина пробега, м	240

2.5. Основные данные силовой установки

2.5.1. Основные данные двигателя

Марка двигателя	М-14П
Тип двигателяпоршневой, девятицилиндровый, звездообразный, воздушного охлаждения	
Взлётная мощность двигателя, л.с.	360
Масса двигателя, кг	214
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	В530ТА-Д35
Тип винтадвухлопастной, тянущий, регулируемого в полёте шага	
Диаметр винта, м	2,4
Направление вращения винта	Левое

3. Общие эксплуатационные ограничения

3.1. Общие ограничения условий эксплуатации

3.1.1. Условия эксплуатации и виды полётов

Самолёт Як-52 допущен к выполнению полётов днём по правилам визуальных полётов. Запрещаются полёты в условиях обледенения, грозовой деятельности, ливневых осадков, града и снежных зарядов. Фигуры сложного, высшего пилотажа и преднамеренный штопор запрещены.

3.1.2. Высота полёта и температура воздуха

Максимально допустимая высота полёта, м	3000
Максимально допустимая высота полёта в течение не более 30 мин, м	4000
Температура воздуха у земли, °C	-25—+35

3.1.3. Предельный ветер

Встречный, м/с	15
Боковая составляющая ветра под 90°, м/с	6
Попутный, м/с	3

3.2. Состав экипажа и количество человек на борту

Минимальный состав экипажа, чел 1 (командир воздушного судна)

Максимальное количество человек на борту 2

3.3. Общие лётные ограничения

3.3.1. Ограничения по массе и центровке

Максимальная взлётная масса самолёта, кг 1315

Максимальная посадочная масса самолёта, кг 1315

Максимальная масса пилота в задней кабине, кг 110

Если экипаж состоит из одного пилота, пилотирование выполняется только из передней кабины. При этом масса пилота должна составлять не менее 60 кг. При массе пилота менее 60 кг, необходимо поместить груз 10–12 кг за спинкой задней кабины.

Эксплуатационные центровки, % САХ:

- предельно передняя 17,5

- предельно задняя 27,5

Примечания.

1. Выпуск шасси смещает положение центра тяжести самолёта назад примерно на 0,5% САХ.

2. Выработка топлива в полёте смещает положение центра тяжести самолёта назад на 0,3 % САХ при двух пилотах и вперёд на 0,1 % САХ при одном пилоте.

3.3.2. Ограничения по скорости

Максимально допустимая приборная скорость с убраннным шасси, км/ч 400

Максимально допустимая приборная скорость при пилотировании, км/ч 360

Максимально допустимая приборная скорость с выпущенными шасси, км/ч 200

Максимально допустимая приборная скорость с выпущенными щитками, км/ч 170

Минимально допустимая приборная скорость, км/ч 130

3.3.3. Допустимые перегрузки

Максимально допустимая вертикальная перегрузка 5

Минимально допустимая вертикальная перегрузка - 2,5

3.3.4. Допустимые углы крена и тангажа

Максимально допустимый угол крена, град.	60
Максимально допустимый угол тангажа, град.	30

3.4. Ограничения по силовой установке

Максимально допустимые обороты двигателя, об/мин	 2900 (100 %)
Время непрерывной работы двигателя на взлётном режиме, мин	 не более 5
Время непрерывной работы двигателя на максимально допустимых оборотах, мин	 не более 1
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 и первом крейсерском режимах, об/мин	 85 (3 %)
Давление масла на входе в двигатель, кгс/см ² :	
- на рабочих режимах	 4–6
- на режиме МАЛЫЙ ГАЗ	 не менее 1
Температура масла на входе в двигатель, °C:	
- минимально допустимая	 40
- 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, °C	 125
Максимальный перепад температур масла между входом и выходом двигателя, °C	 50
Температура головки цилиндра № 4, °C:	
- минимально допустимая	 120
- рекомендуемая	 140–190
- минимальная при длительной работе двигателя	 140
- максимальная при длительной работе двигателя	 220
- максимально допустимая при взлете и наборе высоты, не более 15 мин и не более 5 % от ресурса	 240
Давление топлива на входе в карбюратор, кгс/см ² :	
- на режиме малого газа	 не менее 0,15
- на рабочих режимах	 0,2–0,5
Температура воздуха на входе в карбюратор, °C	 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;
- подать план на использование воздушного пространства;
- 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

На рис. 2 приведён график расчёта топлива при известных дальности или продолжительности полёта.

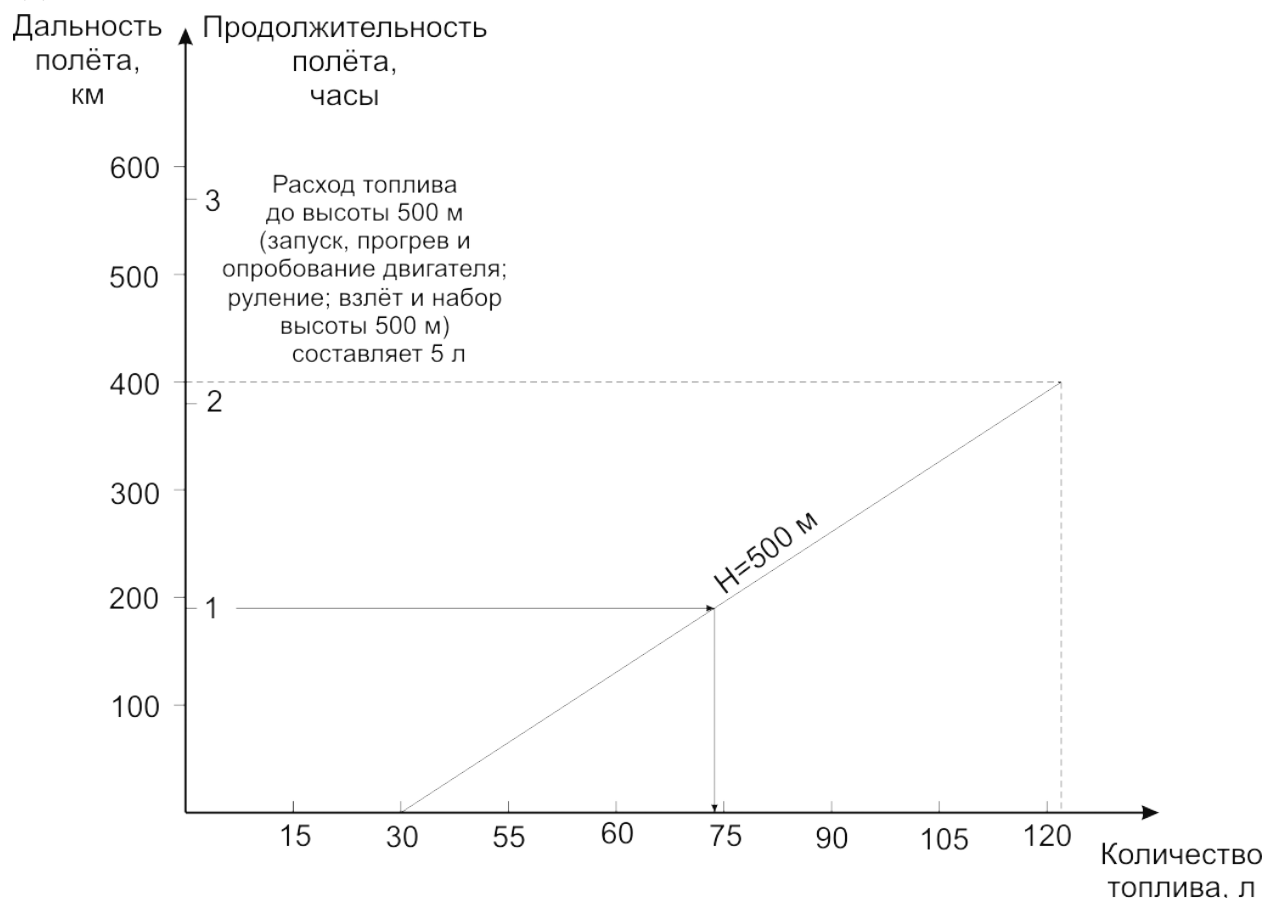


Рис. 2. Дальность и продолжительность полёта

График составлен для скорости 190 км/ч, высоты полёта 500 м, условий стандартной атмосферы (СА) и при отсутствии ветра.

При расчёте графиков учтены следующие величины:

- расход топлива при запуске, прогреве, опробовании двигателя и при рулении — 2 л (5 мин);
- расход топлива на взлёт и набор высоты 500 м — 3 л (2 мин);
- расход топлива при снижении до высоты круга — 0,5 л (1 мин);
- расход топлива при полёте по кругу и посадке — 4 л (5 мин);
- невырабатываемый остаток топлива — 1 л;
- запас топлива на 30 мин полёта — 20 л.

Потребное количество топлива определяется в следующей последовательности:

- 1) По шкале дальности (продолжительности) полёта определяется необходимое значение дальности (продолжительности).
- 2) От этого значения проводится горизонтальный отрезок до пересечения с прямой графика.
- 3) От точки пересечения горизонтального отрезка и прямой графика проводится вертикальный отрезок до пересечения со шкалой количества топлива.
- 4) По полученной точке пересечения вертикального отрезка и шкалы количества топлива определяется потребное количество топлива до конечного пункта маршрута.

График учитывает минимальный остаток топлива, который должен оставаться перед снижением. Он составляет 25 л и обеспечивает запас топлива на 30 мин полёта, снижение и заход на посадку.

Возможна и обратная задача, когда требуется определить расстояние (или время полёта), которое пролетит самолёт с данным количеством топлива. При этом пункты выполняются в обратной последовательности.

На графике рис. 2 стрелками показан пример определения потребного количества топлива для полёта продолжительностью 1 час. Потребное количество топлива при этом составит 72 литра.

4.3. Расчёт взлётной массы самолёта

Масса самолёта определяется по следующей формуле:

$$M = M_{\text{сн}} + M_{\text{эк}} + M_{\text{т}},$$

где M - взлётная масса самолёта, кг;

$M_{\text{сн}}$ - масса снаряжённого самолёта, кг;

$M_{\text{эк}}$ - масса экипажа, кг;

$M_{\text{т}}$ - масса топлива, кг.

Масса снаряжённого самолёта указана в п. 2.3.

Масса топлива определяется по следующей формуле:

$$M_{\text{т}} = L \cdot 0,75,$$

где L - объём топлива в баках, л.

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

Расчёт продольной центровки на данном самолёте не целесообразен, поскольку любые сочетания заправки топливом и размещения полезной нагрузки в кабине экипажа не приводят к выходу центровки самолёта за эксплуатационные ограничения.

4.4. Техническая подготовка к полёту

4.4.1. Подготовка самолёта

В таблице 1 описаны работы по технической подготовке самолёта.

Буквами указаны подготовки:

А — предполётная;

Б — к повторному вылету;

В — послеполётная;

Знаком «+» указаны выполняемые работы.

Табл. 1. Техническая подготовка самолёта

Содержание работы	А	Б	В
Предварительные работы			
Расчехлить самолёт	+		
Очистить самолёт от пыли, грязи	+		
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 пожарный кран и кран воздушной системы	+	+	+
Установить на самолёт и подключить бортовой аккумулятор, если он был снят	+		
Отсоединить швартовочные фалы самолёта	+	+	
Открыть пожарный кран и слить 0,5–0,8 л отстоя топлива. Топливо должно быть чистым, без воды и механических примесей. ВНИМАНИЕ! 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 и маслобак	+		
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		+	

Продолжение табл. 1

Содержание работы	А	Б	В
Основные работы			
<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	+	+	
Проверить уровень масла в баке: максимальная заправка – 16 л, нормальная – 10 л, минимальная – 8л.	+	+	
Открыть капот двигателя	+		
Осмотреть соединения картера, фланцы агрегатов, заглушки и пробки на отсутствие следов течи бензина и масла	+		
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, компенсационного бачка, пожарного крана, 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	+		

Продолжение табл. 1

Содержание работы	А	Б	В
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	+		
<i>2. Воздушный винт</i>			
Осмотреть лопасти воздушного винта, проверить, нет ли подтёков масла, забоин и других механических повреждений на них. Убедиться в надёжности крепления винта на носке вала редуктора, исправности резьбовых и болтовых соединений винта и их контрпробок. Проверить совмещение стрелки на стакане лопасти с риской шкалы, соответствующей установочному углу, на торце переходного стакана	+	+	
<i>3. Передняя стойка шасси</i>			
Проверить внешнее состояние колёс и авиашин; убедиться в отсутствии дефектов на стойках, подкосах, цилиндрах уборки и выпуска и узлах крепления; убедиться в чистоте замков убранного положения	+	+	
По обжатию проверить зарядку воздухом авиашин колёс (обжатие при нормальной зарядке $3^{+0,5}$ кгс/см ² должно быть 15–20 мм) визуально проверить зарядку азотом амортизаторов (выход зеркальной поверхности штока должен быть 140–145 мм)	+	+	
Убедиться в исправности демпфера, его соединении со стойкой, в отсутствии течи масла АМГ-10 через уплотнения, наличии контрольной риски на демпфере	+	+	
<i>4. Правая основная стойка шасси</i>			
Проверить внешнее состояние колёс и авиашин; убедиться в отсутствии дефектов на стойках, подкосах, цилиндрах уборки и выпуска и узлах крепления; убедиться в исправности и надёжности крепления трубопроводов и шлангов тормозных устройств колёс; убедиться в чистоте замков убранного положения; убедиться в отсутствии течи по зеркалу штока амортизатора	+	+	
По обжатию проверить зарядку воздухом авиашин колёс (обжатие при нормальной зарядке $3^{+0,5}$ кгс/см ² должно быть 25–30 мм) визу-	+	+	

Продолжение табл. 1

Содержание работы	А	Б	В
ально проверить зарядку азотом амортизаторов (выход зеркальной поверхности штока должен быть 200–205 мм)			
<i>5. Правая консоль крыла и элерон</i>			
Снять заглушку воздухозаборника маслорадиатора, осмотреть состояние воздухозаборника и сот, убедиться в отсутствии течи масла из маслорадиатора	+	+	
Убедиться в отсутствии повреждений обшивки, ослабления заклёпок, подтекания топлива по обшивке и в надёжности закрытия крышек люков; убедиться в исправности соединения тяги управления с кронштейном на элероне и узлов навески элерона; проверить снятие трубочин и лёгкость отклонения элеронов; убедиться в исправности посадочных щитков; при полной заправке топливом (122 л) убедиться, что уровень топлива в баке находится ниже обреза заливных горловин на 30 мм	+	+	
<i>6. Хвостовая часть фюзеляжа и оперение</i>			
Проверить крепление и состояние антенны радиостанции	+	+	
Убедиться в отсутствии посторонних предметов внутри хвостовой части фюзеляжа, похлопав ладонью по обшивке	+	+	
Убедиться в отсутствии повреждений обшивки, в надёжности закрытия крышки хвостового люка; убедиться в исправности полотняной обшивки рулей высоты и направления; убедиться в исправности узлов навески рулей и триммера руля высоты; проверить снятие трубочин и лёгкость отклонения руля высоты и руля направления	+	+	
<i>7. Левая консоль крыла и элерон</i>			
Убедиться в отсутствии повреждений обшивки, ослабления заклёпок, подтекания топлива по обшивке и в надёжности закрытия крышек люков; убедиться в исправности соединения тяги управления с кронштейном на элероне и узлов навески элерона; проверить снятие трубочин и лёгкость отклонения элеронов; убедиться в исправности посадочных щитков; при полной заправке топливом (122 л) убедиться, что уровень топлива в баке находится ниже обреза заливных горловин на 30 мм	+	+	
Проверить снятие чехла с приёмника воздушного давления (ПВД), чистоту отверстий и крепление ПВД	+	+	

Продолжение табл. 1

Содержание работы	А	Б	В
<i>8. Левая основная стойка шасси</i>			
Проверить состояние стойки, пневматика и тормоза колеса в порядке, аналогичном осмотру правой стойки	+	+	
<i>9. Кабина</i>			
Убедиться в отсутствии посторонних предметов в кабине	+	+	
Проверить наличие документов на самолёт, аптечки и огнетушителя, их крепление	+		
Осмотреть остекление кабины; убедиться в чистоте стёкол, в отсутствии трещин, «серебрения» и помутнения	+	+	
Осмотреть фонарь самолёта. Убедиться в чистоте дренажных отверстий направляющих рельсов фонаря, в чистоте и целостности остекления. Проверить работу амортизаторов, замков и лёгкость хода сдвижных частей фонаря	+		
Убедиться, что переключатель магнето установлен в положение «0», кнопка запуска двигателя закрыта колпачком, все выключатели и АЗСы выключены, кран шасси находится в положении ВЫПУЩЕНО и законтрен защёлкой, а кран посадочных щитков находится в нейтральном положении, рычаг торможения поставлен на стопор	+	+	
В задней кабине проверить, что переключатель ПЕРЕКЛЮЧЕНИЕ ЗАЖИГ. установлен в положение 1 КАБ, кран шасси находится в положении НЕЙТР. и законтрен защёлкой, а кран посадочных щитков находится в нейтральном положении	+	+	
Убедиться в исправности привязных ремней и их креплений, в надёжности фиксации ручки замка в пластинчатой пружине. ВНИМАНИЕ! При полёте пилота только в первой кабине привязные ремни кресла второй кабины необходимо запереть в замок правого поясного ремня по штатной схеме, подтянуть два нижних плечевых ремня и средний ремень, выбрав полностью слабину. При этом звено крепления среднего ремня должно плотно прилечь к чашке кресла	+	+	
Проверить лёгкость хода ручки управления самолётом и педалей, а также правильность отклонения рулей и элеронов; проверить лёгкость хода и правильность отклонения триммера руля высоты, установить его в положение «на себя»; проверить лёгкость перемещения рычага управления двигателем, воздушным винтом и	+	+	

Продолжение табл. 1

Содержание работы	А	Б	В
пожарным краном; после проверки пожарный кран открыть (полностью «на себя»); проверить открываются ли жалюзи капота двигателя, створка маслорадиатора и подогрева воздуха на входе в карбюратор			
Проверить внешнее состояние пилотажно-навигационных и других приборов; проверить показания магнитного компаса КИ-13, компас должен показывать стояночный курс самолёта; проверить установку высотомера на «0» (давление не должно отличаться от давления аэродрома более чем на 2 мм рт. ст.); установить контрольные стрелки указателя перегрузки в исходное положение	+	+	
На бортовых часах установить время, при необходимости завести	+		
Открыть кран воздушной системы и проверить по показанию манометра давление воздуха в воздушной системе, которое должно быть не ниже 50 кгс/см ² ; нажать на рычаг тормозов полностью – при нейтральном положении педалей не должно быть слышно шума выходящего воздуха; в задней кабине проверить растормаживание колёс – при нажатом рычаге тормозов в передней кабине растормозить колёса из задней; после проверки кран закрыть	+	+	
Включить переключатель АЭР. ПИТ. - ОТКЛ. - АККУМ. в положение АККУМ. и автоматы защиты СИГН. ШАССИ, ПРИБ. ДВИГ. и проверить: напряжение, которое должно быть не менее 24 В; сигнализацию шасси, горят ли зелёные лампы ВЫПУЩЕНО; исправность сигнальных ламп и табло ШАССИ УБРАНО, ЩИТКИ ВЫП., ЩИТКИ УБР., ОПАСНАЯ СКОРОСТЬ, СТРУЖКА В МАСЛЕ, ОТКАЗ ГЕНЕР., ОБОГРЕВ ПВД, нажатием кнопки КОНТР. ЛАМП; состояние электрических приборов – находятся ли стрелки приборов в исходном положении	+	+	
Проверить заправку топливом – топливомер должен показывать фактическое количество топлива в баках; проверить исправность сигнальных ламп топливомера нажатием кнопки контроля на топливомере	+	+	
Включить и проверить на ощупь работоспособность обогревательного элемента ПВД. После проверки автоматы защиты СИГН. ШАССИ, ПРИБ. ДВИГ. и переключатель АЭР. ПИТ. - ОТКЛ. - АККУМ. выключить	+	+	

Продолжение табл. 1

Содержание работы	А	Б	В
ВНИМАНИЕ! Включать обогрев ПВД на земле для проверки разрешается на время не более 1 минуты			
Заполнить бортовой журнал	+		
Заключительные работы			
После завершения всех работ по осмотрам, проверкам и устранению неисправностей, убедиться в правильности закрытий и восстановлении контровки соединений, сливных кранов; проверить 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.

4.4.2. Запуск двигателя

После подготовки самолёта необходимо выполнить запуск, прогрев и опробование двигателя.

ВНИМАНИЕ!

- 1) В двигателях со звездообразным расположением цилиндров возможно скапливание масла и бензина в нижних цилиндрах, их впускных трубах и выхлопном коллекторе.

Во избежание гидравлического удара перед запуском необходимо повернуть 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 после стоянки более 3 суток, после расконсервации двигателя, при перезаливке его топливом и при двух неудачных попытках запуска необходимо выполнить следующее:

- вывернуть сливные пробки впускных труб цилиндров № 4, 5, 6 и по одной свече из этих цилиндров;
- повернуть 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.

- 2) При перерывах в полётах более трёх суток перед запуском двигателя вывернуть передние свечи верхних цилиндров и зашприцевать по 60–70 г масла, на котором эксплуатируется двигатель (поршни должны быть в НМТ). Затем установить свечи на место и повернуть винт от руки на 6–8 оборотов для заполнения магистрали двигателя маслом и предотвращения масляного голодания на подшипниках скольжения во время запуска.
- 3) Необходимо проверять герметичность заливочного шприца. Самопроизвольное перетекание топлива в двигатель приводит к гидроудару при запуске.

Порядок запуска двигателя:

- поставить рычаг управления регулятором числа оборотов в положение БОЛЬШОЙ ШАГ;
- открыть пожарный кран;
- открыть заслонку подогрева воздуха на входе в карбюратор, если температура воздуха на входе в карбюратор ниже $+ 10^{\circ}\text{C}$;
- поставить рычаг управления двигателем в положение, соответствующее примерно оборотам 28–38% (800–1100 об/мин);
- убедиться, что зажигание выключено, а переключатель АЭР. ПИТ. - ОТКЛ. - АККУМ. в положение ОТКЛ., после чего зашприцевать 5–6 подач бензина в смесесборник двигателя при помощи заливочного шприца (положение В ЦИЛИНДРЫ), одновременно проворачивая воздушный винт по ходу. Вал двигателя необходимо проворачивать для заполнения цилиндров топливо-воздушной смесью и обеспечить смазку трущихся поверхностей двигателя перед запуском. Дать возможность бензину испариться в течение 1–2 мин;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ.

1. Проворачивать винт при температуре головок цилиндров выше 80°C запрещается.
 2. Не заливать топливо более указанного количества, так как оно может смыть масло со стенок цилиндров и вызвать задир поршней, а скопление бензина в нижних цилиндрах и всасывающих патрубках может привести к гидравлическому удару.
- открыть кран воздушной системы и проконтролировать давление, которое должно быть не менее 50 кгс/см^2 ;
 - подать команду «от винта», установить переключатель АЭР. ПИТ. - ОТКЛ. - АККУМ. в положение АККУМ., включить АЗС ЗАЖИГАНИЕ, ПАГ-1, СИГН. ШАССИ, ПТ-200, ПРИБ. ДВИГ. и выключатель ГЕНЕР.;
 - установить шприц в положение ЗАЛИВКА В МАГИСТРАЛЬ и создать ручным насосом давление бензина перед карбюратором $0,2\text{--}0,5 \text{ кгс/см}^2$;
 - включить магнето (переключатель установить в положение «1+2»);
 - открыть крышку кнопки ЗАПУСК и нажать пусковую кнопку до отказа. Продолжительность непрерывного нажатия кнопки 3–5 с.

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

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Продолжительность непрерывного нажатия кнопки ЗАПУСК не должна превышать 30 сек, перерыв между очередным включением кнопки — не менее 3 мин, а после 10 включений перерыв не менее 10 мин.

Примечания:

- Для лучшего запуска двигателя после первых вспышек подать дополнительные порции топлива заливочным шприцем.
- Во время запуска, при появлении вспышек в цилиндрах, разрешается поддерживать выход двигателя на устойчивую работу перемещением «вперёд — назад» рычага управления дроссельной заслонкой карбюратора в диапазоне оборотов, соответствующих 28–60 % ($1/3$ – $1/2$ полного хода РУД), темп перемещения 2–3 сек.

Если двигатель не даёт вспышек в течение 30 сек, выключить зажигание, после чего повернуть воздушный винт от руки при полностью открытой дроссельной заслонке карбюратора на 8–10 оборотов по ходу, не производя заливки двигателя, и снова повторить запуск.

В том случае, если двигатель не запустился с двух попыток, запуск прекратить и проделать следующее:

- вывернуть сливные пробки впускных труб цилиндров № 4, 5 и 6, а также по одной свече из всех цилиндров, ввести шприцем в цилиндры по 3–40 г свежего масла, нагретого до температуры 75–80 °С;
- повернуть воздушный винт от руки по ходу на 3–4 оборота (зажигание выключено), при этом скопившееся масло или смесь бензина с маслом должна вытечь из впускных труб, выхлопного коллектора и цилиндров;
- поставить на место свечи, сливные пробки, законтрить их и повторить запуск.

Как только двигатель заработает устойчиво, установить рычаг управления двигателя в положение, обеспечивающее обороты в пределах 38–41% (1100–1200 об/ мин.), рычаг управления регулятором числа оборотов в положение МАЛЫЙ ШАГ, поставить рукоятку заливочного шприца в нейтральное положение, а пусковую кнопку на предохранитель, одновременно наблюдать за давлением на входе в двигатель.

Если в течение 15–20 сек. после запуска давление масла не достигнет 1,0 кгс/см², немедленно остановить двигатель, найти и устранить причину отсутствия давления масла.

После устранения дефекта повторить запуск.

4.4.3. Прогрев и опробование двигателя

Прежде чем приступить к прогреву двигателя, необходимо установить ручку управления и педали в нейтральное положение и нажать рычаг торможения.

График опробования двигателя показан на рис. 3.

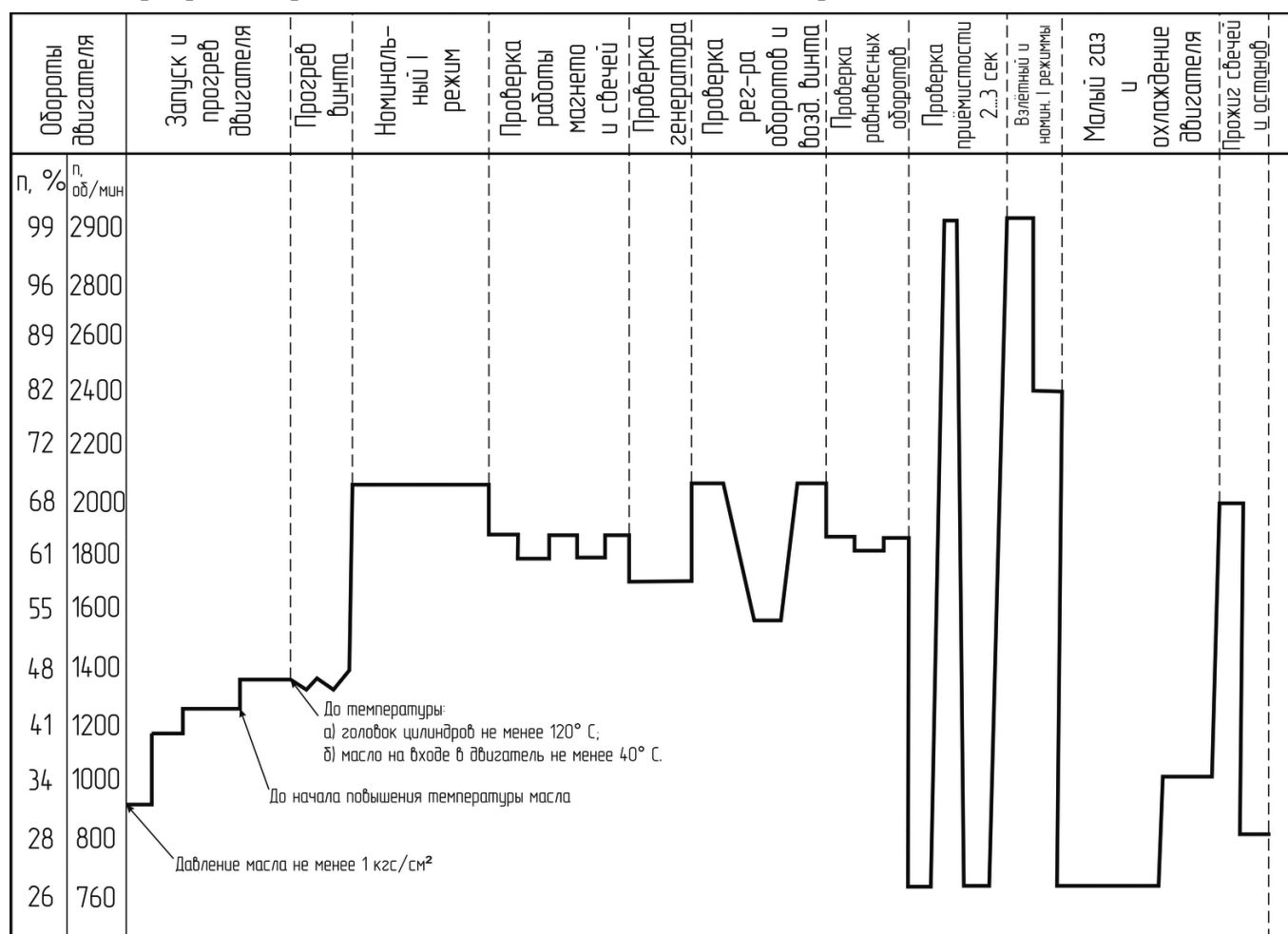


Рис. 3. График опробования двигателя

Прогрев двигателя производить на оборотах 41–44 % (1200–1300 об/мин), пока температура масла на входе в двигатель не начнёт повышаться.

С началом роста температуры увеличить число оборотов двигателя рычагом управления дроссельной заслонкой карбюратора (рычагом газа) до 44–48 % (1300–1400 об/мин) и продолжать прогрев двигателя на этих оборотах до дости-

жения температуры головок цилиндра не ниже 120 °С и температуры масла на входе в двигатель не ниже 40 °С.

Двигатель считается прогретым, если температура головок наименее нагретых цилиндров будет не ниже 120 °С, а температура масла на входе в двигатель не ниже 40 °С. Регулируя величиной открытия створок капота и маслорадиатора, необходимо выдерживать рекомендуемый температурный режим двигателя.

После прогрева двигателя произвести прогрев втулки винта двукратным переводом винта с малого на большой и с большого шага на малый.

Порядок опробования двигателя:

- 1) Опробование двигателя производить при полностью открытых жалюзи капота и заслонке маслорадиатора.
- 2) Опробовать двигатель необходимо на втором номинальном режиме, для чего плавно переместить рычаг управления двигателем вперёд до упора, а рычагом шага винта установить частоту вращения 70 %. При этом показания приборов должны соответствовать значениям параметров, указанным в табл. 3, а параметры не должны выходить за пределы, указанные в подразделе 3.4.

Двигатель должен работать устойчиво и без тряски. Во избежание перегрева, вследствие недостаточного обдува, не допускать длительной работы двигателя на земле на номинальном режиме.

- 3) Проверить работу магнето и свечей. Для этого рычагом управления дроссельной заслонкой карбюратора установить обороты 64–70% (1860–2050 об/мин) (винт на упоре малого шага) и выключить поочерёдно каждое магнето на 15–20 сек. Падение оборотов не должно превышать 3 % (85 об/мин) при работе на одном магнето. При переключении одного магнето на другое включить на 20–30 сек. оба магнето для того, чтобы «прожечь» свечи.
- 4) Перевести рычаг управления дроссельной заслонкой карбюратора до установления оборотов 57–58% (1680–1700 об/мин), на этих оборотах проверить работу генератора. При нажатии на кнопку вольтметра напряжение должно быть 27–29 В, при включённых потребителях электроэнергии; при работе генератора красная сигнальная лампа ОТКАЗ ГЕНЕР. не должна гореть.

Примечание. Загорание сигнальной лампы ОТКАЗ ГЕНЕР. происходит при частоте вращения менее 33%.

- 5) Проверить работу механизма воздушного винта и регулятора числа оборотов. Для этого рычагом управления дроссельной заслонкой карбюратора установить обороты двигателя 70% (2050 об/мин) (винт на малом шаге) и, не трогая рычаг управления дроссельной заслонкой карбюратора, плавно перевести рычаг управления регулятором числа оборотов в положение БОЛЬШОЙ ШАГ. Число оборотов двигателя при этом должно снизиться до 53 % (1550 об/мин.). При обратном переводе рычага управления регулятором числа оборотов обороты двигателя должны возрасти до первоначальных, при этом допускается кратковременное уменьшение давления масла на входе в двигатель до 2 кгс/см² (с последующим восстановлением за время 8–11 сек).
- 6) Проверить работу воздушного винта и регулятора числа оборотов на равновесных оборотах. Для этого при положении рычага управления регулятором числа оборотов на малом шаге РУДом установить обороты 70 % (2050 об/мин). Затем рычагом управления регулятора числа оборотов затяжелить винт до оборотов 64 % (1860 об/мин.) и далее, не трогая этого рычага, плавно открыть и закрыть (не до отказа) дроссельную заслонку карбюратора, изменяя в некотором диапазоне давление за нагнетателем, при этом число оборотов двигателя должно оставаться постоянным. При резком открытии и закрытии дроссельной заслонки карбюратора число оборотов двигателя может соответственно увеличиваться или уменьшаться на 2–4 % (60–120 об/мин) и через 2–3 сек восстанавливаться до равновесных оборотов.
- 7) Проверить приёмистость двигателя. Для этого снизить режим работы двигателя до «малого газа» одновременным переводом рычага управления дроссельной заслонкой карбюратора в положение МАЛЫЙ ГАЗ, рычага управления регулятором оборотов в положение МАЛЫЙ ШАГ.
- 8) Перевести рычаг управления дроссельной заслонкой за 0,5–3 сек. в положение взлётного режима, при этом переход двигателя от режима «малого газа» до взлётного режима должен совершаться плавно, без перебоев за время не более 3 секунд.
- 9) Повторить проверку приёмистости, совместив её с проверкой работы двигателя на взлётном режиме в течение 20–30 сек. (винт на малом шаге) и 1-м номинальном режиме также в течение 20–30 сек., затяжеля винт до установления оборотов 82 % (2400 об/мин). Зафиксировать показания приборов контроля работы двигателя и их соответствие основным данным двигателя.

Для обеспечения нормальной приёмистости температура головок цилиндров должна быть не ниже 120 °С и температура масла на входе в двигатель не меньше 40 °С.

- 10) Проверить работу двигателя на режиме МАЛЫЙ ГАЗ (винт на малом шаге). Двигатель должен работать устойчиво.

Примечания:

а) Не допускать работу двигателя на режиме МАЛЫЙ ГАЗ более 5 мин, так как это ведёт к замасливанию свечей.

б) При работе двигателя с загруженным компрессором может иметь место колебание стрелки тахометра до ± 3 % (до 100 об/мин), при этом стрелка указателя давления смеси за нагнетателем (наддув) не колеблется, что указывает на отсутствие колебаний оборотов коленчатого вала. Такое положение не является дефектом работы двигателя. При работе компрессора без загрузки колебания стрелки тахометра прекращаются.

в) При сбросе РУД допускается кратковременный провал оборотов малого газа с обеспечением устойчивой работы двигателя.

г) При опробовании двигателя при отрицательных температурах наружного воздуха допускается снижение оборотов двигателя на взлётном режиме.

5. Выполнение полёта

5.1. Подготовка к выруливанию и руление

Перед выруливанием необходимо:

- проверить плавность и лёгкость отклонения органов управления;
- проверить давление в воздушной системе: оно должно быть не ниже 50 кгс/см^2 ;
- по показаниям приборов убедиться в нормальной работе двигателя;
- убедиться в отсутствии препятствий в направлении руления;
- установить на барометрической шкале высотомера давление согласно заданию на полёт;
- проверить работу системы торможения: самолёт должен удерживаться на месте с заторможенными колёсами при работе двигателя на максимальном режиме;
- при отрицательной температуре наружного воздуха включить ОБОГРЕВ ПВД, ЧАСЫ и, проконтролировав их включение по загоранию сигнальных табло, начать руление.

Предупреждение. АЗС обогрева включать на земле не более чем за 5 мин до взлёта.

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 время руления ручку управления самолётом держать в нейтральном положении, тормозами пользоваться плавно, нажимая на рычаг тормозов короткими импульсами при нейтральном положении педалей. На рулении по прямой самолёт имеет незначительную тенденцию к развороту вправо, который легко парируется нажатием левой педали с применением тормозов.

Руление производить со скоростью быстро идущего человека (7–10 км/ч). При сильном боковом ветре (8–10 м/с) во время руления необходимо ручку управления отклонить «от себя», загрузив переднюю опору шасси, в результате самолёт будет рулить более устойчиво.

Примечание. Стук в передней опоре шасси является конструктивной особенностью и не влияет на прочностные характеристики и эксплуатационную надёжность опоры.

При непродолжительном рулении необходимо держать частоту вращения не менее 44% (1200 об/мин), чтобы она обеспечивала нормальную работу генератора.

На предварительном старте необходимо:

- установить триммер руля высоты в необходимое положение: при двух пилотах - в нейтральное положение, при одном пилоте - «на кабрирование» не более половины хода триммера;
- 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;
- убедиться, что убраны посадочные щитки;
- убедиться, что рычаг управления шагом винта находится в положении МАЛЫЙ ШАГ;
- проверить положение РУД: обороты двигателя должны быть не более 700 об/мин;
- удерживая тормозную гашетку, на 4–5 с плавно переместить РУД в положение взлётный режим и убедиться в том, что приёмистость двигателя нормальная, параметры двигателя соответствуют таблице 3;
- убедиться, нет ли препятствий на взлётной полосе и самолётов, заходящих на посадку после четвёртого 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 лёгкость отклонения руля высоты и элеронов, отклонив ручку управления в крайние положения «от себя», «на себя», вправо и влево.

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

5.2. Взлёт

5.2.1. Взлёт в нормальных условиях

Убедившись, что двигатель работает устойчиво, а его параметры находятся в норме, отпустить рычаг управления тормозами, не допуская изменения выбранного направления для взлёта, и, плавно увеличивая обороты двигателя, начать разбег, удерживая ручку управления в нейтральном положении. На разбеге, удерживая самолёт от разворотов, увеличить обороты двигателя до максимального значения. В процессе разбега самолёт имеет тенденцию к развороту в правую сторону. Разворот парируется отклонением левой педали. Разбег самолёта непродолжителен, скорость нарастает быстро.

При разбеге внимание распределяется:

- на выдерживание направления на заранее выбранный ориентир;
- на плавную и полную дачу газа и проверку работы двигателя на слух;
- на определение момента подъёма колеса передней опоры.

По достижении скорости 90 км/ч плавным движением ручки управления «на себя» поднять колесо передней опоры до взлётного положения.

Во время разбега с поднятым колесом передней опоры внимание распределяется:

- на сохранение взлётного положения самолёта;
- на выдерживание направления;
- на проверку работы двигателя на слух;
- на определение момента отрыва самолёта от земли. С начала разбега до момента отрыва самолёта необходимо смотреть вперёд, вдоль капота, на горизонт, имея в поле зрения землю.

Отрыв самолёта происходит на скорости 120 км/ч.

После отрыва выполнить выдерживание самолёта над землёй для разгона скорости. Перевести взгляд на землю влево от продольной оси самолёта на 25–30° и вперёд на 25–30 м, следить за высотой, направлением, отсутствием крена и не допускать повторного касания колёсами (особенно передним) о землю.

Выдерживание самолёта производится с постепенным отходом от земли до скорости 160 км/ч.

При выдерживании внимание распределяется:

- на сохранение направления;

- на недопущение крена и сноса.

При достижении скорости 160 км/ч плавно перевести самолёт в набор высоты и одновременно перевести взгляд вперёд на горизонт и капот, имея в поле зрения ориентир для сохранения направления взлёта. Набор высоты производится на скорости 170 км/ч.

На высоте не менее 20 м убрать шасси, для чего необходимо:

- отвести защёлку рычага крана шасси влево;
- перевести рычаг крана шасси из положения ВЫПУЩЕНО в положение УБРАНО, минуя нейтральное положение;
- проверить уборку шасси по механическим указателям и по загоранию красных сигнальных ламп, при этом зелёные сигнальные лампы ВЫПУЩЕНО должны погаснуть;
- снять триммером руля высоты нагрузку с ручки управления самолётом.

После уборки шасси установить первый номинальный режим работы двигателя, для чего сначала уменьшить наддув двигателя до 800 мм рт. ст., а затем, плавным движением рычага управления шагом, довести обороты двигателя до 82 %.

5.2.2. Взлёт с боковым ветром

При взлёте с боковым ветром с самого начала разбега ручку управления необходимо отклонить в сторону, откуда дует ветер, с целью сохранения равномерной нагрузки на основные опоры шасси. Направление при взлёте с боковым ветром, особенно на разбеге при поднятой передней опоре, необходимо удерживать, не допуская разворота самолёта против ветра, фюзеляж при поднятой передней опоре играет роль флюгера, способного вращать самолёт вокруг точек опоры - колёс шасси. Не следует заранее нажимать на педаль, противоположную отклонению ручки управления, так как это может вызвать разворот самолёта по ветру. Но при малейшем развороте самолёта необходимо действовать рулём направления без замедления, точно и энергично.

По мере нарастания скорости и возрастания эффективности элеронов ручка управления постепенно убирается ближе к нейтральному положению с тем, чтобы не допустить отрыва самолёта от земли с одного колеса.

После отрыва самолёта, чтобы не допустить сноса, необходимо удерживать ручку управления отклонённой против ветра (сохранять крен для парирования

сноса), а стремление самолёта к развороту парировать нажимом на педаль, обратную крену. Крен самолёта после отрыва должен быть таким, чтобы устранять.

После набора высоты 50 м бороться со сносом изменением курса самолёта. В остальном техника выполнения взлёта особенностей не имеет.

5.3. Полёт по кругу

После уборки шасси и перевода двигателя на номинальный режим контролировать показания приборов, которые не должны выходить за пределы, указанные в п. 3.4.

В наборе высоты скорость контролировать по прибору. Крены контролировать визуально по положению передних частей самолёта относительно горизонта, по расстоянию между консолями крыла и горизонтом. Направление контролировать по ориентиру.

На высоте 150 м убедиться, что скорость самолёта равна 170 км/ч. Для сохранения скорости перед вводом в разворот незначительно отклонить ручку управления «от себя». Затем плавным и координированным движением ручки управления и педалей ввести самолёт в разворот.

При вводе в разворот внимание распределять:

- на плавное образование крена одновременно с началом разворота самолёта;
- на определение и сохранение заданного крена;
- на показания приборов (скорость, положение шарика указателя скольжения, курс по компасу)

Не допускать крен более 30° при полётах по кругу.

Вывод самолёта из разворота начинать за $20\text{--}25^\circ$ до намеченного ориентира или заданного магнитного курса. Координированно действуя рулями, одновременно уменьшая крен и угловую скорость вращения, вывести самолёт из разворота, сохраняя скорость 170 км/ч.

При выводе самолёта из разворота внимание распределять:

- на одновременное уменьшение крена и угловой скорости вращения самолёта;
- на показания приборов (скорость, положение шарика, крен и курс).

После вывода из разворота продолжать набор высоты на скорости 170 км/ч, проверить направление вывода из разворота относительно линии посадочных знаков по наземным ориентирам и компасу, при необходимости внести поправку.

В случае набора высоты 300 м до второго разворота необходимо плавно отклонить ручку управления «от себя» и перевести самолёт в режим горизонтального полёта.

Уменьшить наддув двигателя с таким расчётом, чтобы скорость полёта была равной 180 км/ч и установить частоту вращения коленчатого вала двигателя 64 %.

Второй разворот следует начинать в тот момент, когда угол, заключенный между продольной осью самолёта и линией визирования на посадочное «Т», будет равен 45°.

Выполнение второго разворота в режиме набора высоты необходимо производить на скорости 170 км/ч, а в режиме горизонтального полёта - на скорости 180 км/ч. Для сохранения скорости перед вводом самолёта в разворот в режиме горизонтального полёта несколько увеличить наддув, а после вывода из разворота уменьшить его на ту же величину.

Вывод из второго разворота должен быть произведен в направлении, параллельном линии ВПП. Компасный курс должен быть равен обратному посадочному курсу.

После второго разворота в горизонтальном полёте установить скорость 180 км/ч, при этом наддув двигателя должен быть 470–490 мм рт. ст, а частота вращения коленчатого вала двигателя 64 %.

На прямой от второго к третьему развороту проконтролировать правильность построения маршрута, его ширину и параллельность линии пути относительно линии ВПП. Ширина маршрута определяется проекцией посадочных знаков относительно крыла самолёта. При правильном построении маршрута консоль крыла будет проходить по линии посадочных знаков, не закрывая их.

На траверзе посадочного «Т» увеличить наддув и выпустить шасси, для чего перевести рычаг крана шасси из положения УБРАНО в положение ВЫПУЩЕНО, не задерживая рычаг в нейтральном положении. Проконтролировать выпуск шасси по сигнальным лампочкам (три зелёные лампочки должны гореть) и механическим указателям (они должны выйти из своих гнезд полностью), после чего законтрить рычаг крана шасси защёлкой, снять нагрузку с ручки управления триммером руля высоты.

5.4. Заход на посадку и посадка

5.4.1. Построение захода на посадку

Построение захода на посадку начинается после третьего разворота.

Третий разворот следует начинать в тот момент, когда угол между продольной осью самолёта и линией визирования на «Т» будет равен 45° .

Порядок действий на третьем развороте такой же, как и на первых двух. Выполняется он в режиме горизонтального полёта на скорости 180 км/ч. Линия пути самолёта до четвёртого разворота должна проходить под углом $70\text{--}80^\circ$ к линии посадочных знаков.

После вывода из третьего разворота выдерживать скорость 180 км/. Проверить температурный режим двигателя и, наблюдая за приближением посадочных знаков, определить момент уменьшения наддува для перехода на планирование. Перед переходом на планирование винт перевести на малый шаг и по показанию указателя частоты вращения убедиться, что винт полностью облегчен. В момент уменьшения наддува посадочные знаки будут проецироваться примерно под углом 30° , образованным поперечной осью самолёта и линией визирования на посадочное «Т».

Определив это положение самолёта относительно посадочных знаков, плавно перевести самолёт на снижение и, одновременно сбавив наддув, установить скорость 170 км/ч.

Для уточнения расчёта разрешается отворачивать самолёт во внешнюю сторону или доворачивать его ближе к аэродрому относительно посадочных знаков, но не более чем на 20° , с креном не более 30° . При правильном построении маршрута и расчёта на посадку потеря высоты от момента перехода на снижение до начала четвёртого разворота должна быть в пределах 50–100 м. Вертикальная скорость снижения на планировании до четвёртого разворота и на развороте должна быть равной 4–5 м/с, регулировать её уменьшением или увеличением наддува.

Перед выполнением разворота тщательно осмотреться во внешнюю сторону и в направлении на посадочную полосу. Затем основное внимание уделить определению начала четвёртого разворота. Вводить самолёт в разворот нужно в тот момент, когда видимое расстояние от передней кромки крыла до линии посадочных знаков будет равно примерно 0,5 м, а угол, заключенный между линией посадочных знаков и линией визирования на «Т», будет равен $15\text{--}18^\circ$.

Ввод в четвёртый разворот выполнять на скорости 170 км/ч. Вывод начинать за $20\text{--}25^\circ$ до линии посадочных знаков с таким расчётом, чтобы, закончив разворот, точно выйти в створ посадочной полосы. Вывод из разворота должен

быть закончен на высоте не менее 150 м. Крен на четвёртом развороте не должен превышать 30°.

После вывода самолёта из четвёртого разворота установить угол планирования, соответствующий скорости 160 км/ч.

Установить двигателю наддув, соответствующий данной скорости, и проверить:

- правильно ли выполнен заход на посадку по направлению;
- выпущено ли шасси;
- свободна ли посадочная полоса;
- нет ли сноса.

Наддув на планировании не следует убирать полностью, так как вследствие недостаточной приёмистости двигателя при уходе на второй круг, особенно с малой высоты, при переводе РУД в переднее положение двигатель набирает скорость вращения коленчатого вала с запозданием.

Убедившись, что посадке ничего не мешает, выпустить посадочные щитки, для чего рычаг крана щитков опустить вниз до упора. Убедиться в выпуске щитков по загоранию световой сигнализации.

После выпуска щитков выдерживать скорость 160 км/ч.

Сохраняя угол планирования, оценить расчёт. При правильном расчёте и встречном ветре 4–5 м/с посадочное «Т» должно проецироваться в середине переднего стекла с левой стороны, а глиссада планирования должна быть направлена в точку выравнивания (100–120 м до посадочного «Т»).

Скорость планирования самолёта на посадку с выпущенными и убранными щитками выдерживать в зависимости от скорости ветра:

- при встречном ветре до 10 м/с - 160 км/ч;
- при встречном ветре до 15 м/с - 170 км/ч.

В случае запотевания или обмерзания фонаря посадку выполнять с открытым фонарем.

Исправление расчёта на посадку.

Расчёт с недолетом исправляется подтягиванием. Исправление небольшого отклонения осуществляется за счёт увеличения наддува и некоторого уменьшения угла планирования с сохранением скорости 160 км/ч. При значительном недолете расчёт исправлять подтягиванием в горизонтальном полёте на скорости

160 км/ч. Подтягивание разрешается выполнять до высоты начала выравнивания, т. е. до 5–6 м.

Расчёт с перелетом исправляется путем увеличения угла планирования с одновременным уменьшением наддува при сохранении скорости 160 км/ч. Снижение с уменьшенным наддувом для уточнения расчёта должно быть закончено до высоты 50 м, после чего необходимо уменьшить угол планирования, так как при снижении с выпущенными щитками и полностью убранном наддувом вертикальная скорость составляет 6–7 м/с, а угол планирования доходит до 10–12°, что затрудняет выполнение посадки самолёта.

Уточнение расчёта скольжением не рекомендуется, так как большая вертикальная скорость при снижении без наддува вполне обеспечивает уточнение расчёта на посадку.

При необходимости расчёт должен быть уточнен скольжением до высоты 50 м на скорости 160 км/ч с креном не более 30°. Перед скольжением координированными движениями рулей управления отвернуть самолёт в сторону, противоположную скольжению, на 10–15°, а затем плавным движением ручки управления создать крен в сторону скольжения. Как только начнёт проявляться стремление самолёта к развороту в сторону крена, плавно нажать на педаль, противоположную крену. Направление скольжения должно быть параллельно линии посадочных знаков. Выводить самолёт из скольжения необходимо отклонением ручки управления в сторону, противоположную крену, и соразмерной уменьшению крена постановкой педалей в нейтральное положение. Самолёт из скольжения выходит быстро. Если остается снос в сторону скольжения, устранять его следует кратковременным созданием обратного скольжению крена величиной 5–10°.

Если исправить расчёт на посадку до высоты 50 м не удалось, то необходимо уйти на второй круг согласно п. 5.5.

5.4.2. Выравнивание

На высоте 30 м еще раз убедиться в том, что посадочная полоса свободна, проверить величину скорости и перевести взгляд на землю с левой стороны капота в точку начала выравнивания.

Не отрывая взгляда от земли, сохранять угол планирования (при нормальном расчете), непрерывно контролировать направление планирования, следить за отсутствием кренов и сносов и за приближением самолёта к земле, с тем, чтобы своевременно определить высоту начала выравнивания.

На высоте 5–6 м, плавно подбирая ручку управления «на себя», начать вы-

равнивание с таким темпом, чтобы на высоте 0,75–1 м вывести самолёт из угла планирования. Одновременно с началом выравнивания плавно уменьшить наддув с таким расчётом, чтобы к моменту вывода самолёта из угла планирования на высоте 0,75–1 м рычаг газа был убран полностью «на себя». Чем быстрее приближается земля, тем энергичнее должно быть движение ручкой управления «на себя».

Во время выравнивания всё внимание сосредоточить на определении расстояния до земли. Взгляд на выравнивании должен быть направлен на 20–25° влево от продольной оси самолёта и на 25–30 м вперёд.

В процессе выравнивания внимание распределять:

- на определение высоты и вертикальной скорости снижения самолёта;
- на плавное уменьшение наддува;
- на определение кренов и сноса;
- на контроль за направлением полёта.

5.4.3. Выдерживание

После выравнивания проверить высоту. Высота должна быть не более 0,75–1 м. С этой высоты необходимо выдерживать самолёт для погашения скорости перед приземлением. Нужно иметь в виду, что после окончания выравнивания, при полностью убранном наддуве скорость самолёта быстро уменьшается, время выдерживания будет мало.

Необходимо иметь ввиду, что из-за поперечного V крыла обычно создаётся ложное впечатление о появлении правого крена.

Возникающие крены устранять элеронами и энергичным нажатием на педаль в сторону, противоположную крену, и как только самолёт начнёт выходить из крена, рули сразу же поставить нейтрально.

5.4.4. Приземление

По мере снижения самолёта с высоты 0,75–1 м плавным и соразмерным приближению самолёта к земле движением ручки управления «на себя» создать посадочное положение с таким расчётом, чтобы приземление произошло с высоты 0,15–0,25 м без кренов на две основные опоры. Посадочная скорость с выпущенными щитками составляет 115–120 км/ч.

В момент касания земли ручку управления задержать. После приземления плавным движением ручки управления «на себя» удерживать самолёт в посадоч-

ном положении до того, как он сам погасит скорость и опустит колесо передней опоры.

В случае приземления самолёта на три колеса необходимо ручку управления на пробеге плавно подбирать «на себя», уменьшая этим нагрузку на колесо передней опоры, при этом отделять от земли колесо передней опоры запрещается. При приземлении с высоты более 0,25 м самолёт может энергично опуститься на колесо передней опоры. Во избежание грубого касания колесом передней опоры о землю ручку управления в этом случае отдавать «от себя» запрещается.

5.4.5. Пробег и руление

После приземления, когда самолёт опустит колесо передней опоры и будет устойчиво перемещаться по земле, необходимо начать торможение.

При торможении следить за тем, чтобы педали находились в нейтральном положении. Тормозить короткими нажатиями на тормозной рычаг.

Направление на пробеге сохранять по ориентирам на горизонте. Если при нажатии на тормозной рычаг самолёт изменяет направление, торможение прекратить.

На пробеге самолёт устойчив как на двух, так и на трёх колесах, стремление к разворотам отсутствует. При посадке на мягкий и вязкий грунт следует пользоваться тормозами осторожно.

При рулении следить за температурой головок цилиндров и температурой масла. Убрать посадочные щитки, выключить АЗС ОБОГРЕВ ПВД, ЧАСЫ.

5.4.6. Посадка с боковым ветром

При планировании на посадку с боковым ветром появившийся снос устранять созданием крена против ветра, а от разворота вследствие крена удерживать самолёт отклонением руля направления в противоположную сторону. Крен создавать такой величины, чтобы только устранить снос. На выравнивании крен сохранять такой величины, какой был на планировании.

Во время выдерживания, плавно создавая посадочный угол самолёту, одновременно уменьшать крен с таким расчётом, чтобы к моменту приземления крен был полностью убран. Для сохранения направления по мере уменьшения крена постепенно ослаблять нажим на педаль.

Если в самом конце выдерживания вновь появится снос, нужно непосредственно перед приземлением на два основных колеса (но не раньше) плавно дать педаль по сносу, чтобы смягчить боковую нагрузку на шасси.

5.5. Уход на второй круг

Уход на второй круг выполняется, как правило, с высоты не ниже 50 м, но в случае крайней необходимости - с любой высоты. Для ухода на второй круг с высоты более 50 м надо, не изменяя угла планирования, плавно увеличить наддув до полного. При увеличении наддува самолёт имеет тенденцию к развороту вправо. Для предупреждения разворота вправо плавным нажатием на левую педаль удерживать самолёт в прямолинейном полёте, сохраняя угол планирования, а после полной дачи наддува плавно перевести в набор высоты на скорости 150 км/ч.

При уходе на второй круг с высоты выравнивания (только в исключительных случаях) нужно, не отрывая взгляда от земли и продолжая производить посадку, плавно, но энергично увеличить наддув до максимального, набрать скорость 150 км/ч и плавно перевести самолёт в угол набора.

Набрав высоту 70–80 м, увеличить скорость до 170 км/ч и убрать щитки, для чего рычаг крана выпуска щитков перевести из положения ВЫПУЩЕНО в положение УБРАНО. Щитки убираются плавно, просадка самолёта не более 10 м.

5.6. Набор высоты

Набор высоты производить на первом номинальном режиме работы двигателя на скорости 170 км/ч. В наборе высоты контролировать показания приборов.

Если в наборе высоты температурный режим двигателя превышает допустимые пределы при полностью открытых створках маслорадиатора и жалюзи двигателя, 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, доложить по радио руководителю полётов и, в зависимости от сложившейся обстановки, произвести посадку на своём или запасном аэродроме.

Для получения максимальной скороподъёмности в наборе высоты выдерживать следующие скорости:

- от земли до 500 м - 170 км/ч;
- от 500 до 2000 м - 160 км/ч;
- от 2000 до 4000 м - 150 км/ч.

5.7. Горизонтальный полёт и снижение

Горизонтальный полёт разрешается выполнять начиная со скорости 130 км/ч до максимальной скорости горизонтального полёта 300 км/ч.

При продолжительном полёте на установившихся режимах при низких температурах наружного воздуха во избежание загустевания масла в цилиндре втулки винта рекомендуется периодически, через каждые 25–30 мин полёта, переводить винт 2–3 раза с малого шага на большой и обратно.

Изменять частоту вращения коленчатого вала двигателя необходимо в пределах 67–55%, затем установить её до первоначальной. При этом допускается кратковременное уменьшение давления масла на входе в двигатель до 2 кгс/см² (с последующим восстановлением за 8–11 с).

В полёте периодически контролировать работу генератора по сигнальному табло ОТКАЗ ГЕНЕР. и уровню напряжения.

Не реже одного раза за полёт, а при длительных полётах не реже чем через 1 ч полёта контролировать зарядный ток аккумуляторной батареи по вольт-амперметру. Если величина зарядного тока равна или больше 30А, немедленно выключить аккумуляторную батарею и не включать её до окончания полёта.

Примечание. Эксплуатация аккумуляторной батареи при напряжении выше 30 В приводит к её интенсивному разогреву выше допустимых температур и даже к полному выходу батареи из строя вплоть до её возгорания в результате возникновения и развития процесса «теплового разгона».

В случае отказа генератора ранее отключенную аккумуляторную батарею вновь подключить к бортсети и продолжать полёт в соответствии с рекомендациями подраздела 6.11. По окончании полёта аккумуляторную батарею необходимо снять с самолёта.

Когда в баках останется по 12 л топлива, загорится сигнализация аварийного остатка топлива ГОРЮЧ. 12 Л ЛЕВ. ПРАВ. В этом случае следует прекратить выполнение задания и произвести посадку, так как топлива хватит всего лишь на 15–20 мин полёта на скорости 170–180 км/ч на высотах 500–1000 м.

При выполнении длительного горизонтального полёта периодически (через 10–15 мин) контролировать выработку топлива из баков.

При обнаружении разницы запасов топлива в баках необходимо создать крен 5–7° в сторону бака с меньшим запасом топлива и продолжать полёт до его выравнивания, удерживая самолёт от разворота соответствующим отклонением педалей. Направление полёта при выполнении скольжения выдерживать по ориентиру.

При выполнении тренировочных полётов по кругу в горизонтальном по-

лёте скорость с выпущенным и убраным шасси рекомендуется выдерживать 180 км/ч.

При длительном снижении с полностью облегчённым винтом, закрытыми створкой маслорадиатора и жалюзи капота и работе двигателя на малом газе возможно падение температуры головок ниже допустимой. Для предупреждения падения температуры головок цилиндров ниже 140 °С снижение выполнять либо на повышенном режиме работы двигателя, либо с периодическим прогревом двигателя.

5.8. Пилотаж

5.8.1. Общие положения

При подходе к пилотажной зоне оценить погоду (высоту нижней границы облаков и видимость), осмотреться и проверить, не занята ли зона другим самолётом. Убедившись, что зона свободна, занять её и проконтролировать своё местонахождение по ориентирам зоны. Проверить температурный режим двигателя и высоту.

Сбалансировать самолёт в горизонтальном полёте на скорости 200 км/ч так, чтобы при этом на ручке управления не было тянущих или давящих усилий.

При выполнении задания в зоне ввод в фигуру производить, как правило, в направлении на аэродром или от аэродрома. При сильном ветре ввод в фигуру должен производиться против ветра. В процессе выполнения фигур периодически контролировать показания приборов работы двигателя, высоту и своё местонахождение в зоне.

5.8.2. Вирази с креном 45° и 60°

Вираз с креном 45° выполнять на скорости 190 км/ч при частоте вращения коленчатого вала двигателя 82%.

Перед вводом в вираз наметить ориентир в направлении ввода и вывода, установить частоту вращения и наддув, соответствующий скорости 190 км/ч. Плавным и координированным движением ручки управления и педалей ввести самолёт в вираз. По мере увеличения крена плавно увеличить наддув с таким расчётом, чтобы при крене 45° сохранялась скорость 190 км/ч. Когда заданный крен и необходимая угловая скорость будут достигнуты, надо поддержать крен, несколько отжимая ручку управления в сторону, противоположную развороту, и «от себя»; одновременно движением педали против вращения устранить стремление самолёта увеличивать скорость вращения.

В установившемся вираже контролировать положение капота относительно горизонта, величину крена, показания приборов (указателя скорости, положение шарика указателя скольжения, вариометра, высотомера) и сохранение установившейся угловой скорости вращения самолёта.

За 20–25° до намеченного ориентира координированным движением педали и ручки управления в сторону, обратную вращению самолёта, начать вывод из виража. По мере уменьшения крена плавно уменьшить наддув до заданного. Когда самолёт прекратит вращение и выйдет из крена, поставить рули нейтрально. При выходе из виража самолёт стремится поднять нос, поэтому для сохранения

скорости полёта ручку управления нужно слегка отжимать «от себя».

Самолёт на виражах устойчив и легко переходит из одного виража в другой. На правом вираже самолёт имеет тенденцию к увеличению крена и угловой скорости вращения.

Вираж с креном 60° выполнять на скорости 210 км/ч при частоте вращения коленчатого вала двигателя 82%.

Перед вводом в вираж наметить ориентир в направлении ввода и вывода, установить частоту вращения и наддув, соответствующий скорости 210 км/ч. В глубокий вираж самолёт вводится так же, как и в небольшой. По мере увеличения крена плавно увеличить наддув с таким расчётом, чтобы при крене $45\text{--}50^\circ$ он был дан полностью.

При достижении крена 45° и дальнейшем его увеличении ручку управления необходимо незначительно выбирать «на себя» и незначительно отпускать педаль, отклоненную при вводе в вираж.

При крене 60° соразмерным и координированным движением ручки и педалей удерживать самолёт в режиме виража. Ручкой сохранять угловую скорость вращения и крен, а педалями удерживать нормальное положение капота относительно горизонта. В ходе виража не допускать перетягивания ручки управления «на себя».

Вывод из виража начинать за 30° до намеченного ориентира координированным движением ручки и педалей, отклоняя их в сторону, обратную вращению самолёта, при этом ручку управления отклонять вперёд по диагонали, предупреждая подъём носа самолёта. По мере уменьшения крена плавно уменьшить наддув двигателя до заданного. После вывода самолёта в горизонтальный полёт педали и ручку управления поставить нейтрально. Распределение внимания такое же, как и при выполнении виражей с креном 45° .

5.8.3. Пикирование

Ввод в пикирование выполнять с горизонтального полёта или с разворота на скорости 140 км/ч. Пикирование разрешается выполнять с газом и без газа до скорости не более 360 км/ч.

При пикировании не допускать:

- понижения температуры головок цилиндров двигателя менее 120°C и температуры входящего масла в двигатель ниже 40°C (в случае переохлаждения выполнить горизонтальную площадку для прогрева двигателя на повышенной частоте вращения коленчатого вала двигателя);

- непрерывной работы двигателя на частоте вращения более 86% в течение более 1 мин;
- резкой дачи газа.

Выводить из пикирования плавным движением ручки управления «на себя», не допуская превышения перегрузки более +5. При выводе из пикирования рекомендуется плавно давать полный наддув в течение 2–3 с.

5.8.4. Горка

Ввод в горку производить на скорости 300 км/ч при частоте вращения коленчатого вала двигателя 82% и полном наддуве плавным взятием ручки управления «на себя». При достижении заданного угла набора высоты зафиксировать его.

Вывод из горки начинать на скорости не менее 170 км/ч отдачей ручки «от себя», не меняя режим работы двигателя. Перевод самолёта в горизонтальный полёт должен быть закончен на скорости не менее 140 км/ч.

5.8.5. Спираль

Спираль выполняется на скорости 180 км/ч с креном 45°.

Перед выполнением спирали установить скорость 180 км/ч и заданный угол снижения, координированными отклонениями ручки управления и педалей ввести самолёт в спираль.

Выдерживать заданный угол крена, не допуская скольжения (шарик удерживать в центре). Скорость выдерживать изменением угла наклона траектории.

Внимание на спирали распределять так же, как при выполнении виражей. Контролировать температурный режим работы двигателя, не допуская понижения температуры головок цилиндров ниже 120 °С и температуры масла - ниже 40 °С.

Вывод из спирали производить координированным отклонением ручки управления и педалей. В процессе перевода самолёта в горизонтальный полёт увеличить режим работы двигателя.

При выводе самолёта из крутой спирали с углом наклона траектории более 45° вначале необходимо убрать крен, а затем перевести самолёт в горизонтальный полёт.

5.8.6. Скольжение

Скольжение выполняется на скорости 170 км/ч.

Перед выполнением скольжения выбрать ориентир для выдерживания направления, перевести самолёта режим снижения на скорости 170 км/ч и выполнить отворот на $10-15^\circ$ в сторону, противоположную скольжению. Создать крен в сторону скольжения до 30° , удерживая самолёт от разворота соответствующим отклонением педалей. Направление полёта при выполнении скольжения выдерживать по ориентиру.

Выводить самолёт из скольжения необходимо отклонением ручки управления в сторону, противоположную крену, и соразмерной, по мере уменьшения крена, постановкой педалей в нейтральное положение.

5.9. Окончание полётов

После заруливания на стоянку произвести выключение двигателя, предварительно охладив его.

Для охлаждения двигателя выполнить следующее:

- открыть полностью створки капота и маслорадиатора;
- снизить число оборотов двигателя до 28–34 % (800–1000 об/мин) (винт на малом шаге) и проработать на этом режиме до тех пор, пока не понизится температура головок цилиндров до 140–150 °С.

Остановка двигателя при температуре цилиндров выше 140–150 °С не рекомендуется, так как при этих температурах масло быстро стекает со стенок цилиндров, что может привести к задиру поршней при последующих запусках. Кроме того, после остановки двигателя с прекращением обдува высокая температура головок цилиндров создает под капотом повышенную температуру, которая способствует быстрому разрушению резиновых соединений и изоляции проводов зажигания.

Допускается останов двигателя при температуре головок цилиндров не более 170 °С при невозможности охлаждения их перед остановом до 140–150 °С.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Перед остановкой двигателя запрещается длительная работа на режиме МАЛЫЙ ГАЗ, так как это ведёт к замасливанию свечей, переполнению картера двигателя маслом, что в свою очередь может вызвать гидроудар при последующем запуске.

После охлаждения головок цилиндров увеличить число оборотов двигателя рычагом управления дроссельной заслонки карбюратора до 65–68 % (1900–2000 об/мин) на 20–30 сек. для того, чтобы «прожечь» свечи и, сбавив обороты до 28–34 % (800–1000 об/мин), выключить зажигание и плавно открыть полностью дроссельную заслонку карбюратора.

После остановки двигателя убрать рычаг управления дроссельной заслонкой карбюратора в положение МАЛЫЙ ГАЗ и закрыть пожарный кран. Выключить все остальные автоматы защиты сети, переключатели и выключатели на электропитке.

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

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ:

а) Во избежание задира поршней и зеркала цилиндров при последующих запусках из-за быстрого стекания масла со стенок цилиндров при высоких

температурах готовок запрещается останавливать двигатель непосредственно с крейсерских и более высоких режимов работы.

б) Запрещается остановка двигателя перекрытием пожарного крана с выработкой топлива из карбюратора во избежание обратных вспышек и возникновения пожара.

6. Особые случаи в полёте

6.1. Отказ двигателя

6.1.1. Отказ двигателя на разбеге

Действия:

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

6.1.2. Отказ двигателя в наборе высоты до первого разворота

Действия:

- 1) перевести самолёт на планирование;
- 2) доложить диспетчеру;
- 3) убрать шасси;
- 4) закрыть пожарный кран;
- 5) выключить магнето, аккумулятор и зажигание;
- 6) открыть фонарь.

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

При отказе двигателя в полёте необходимо действовать согласно п. 6.16.

6.2. Непреднамеренный штопор

Для вывода самолёта из штопора необходимо сначала энергично и до отказа отклонить педаль в сторону, противоположную вращению самолёта, и вслед за этим отдать ручку управления «от себя» за нейтральное положение строго по продольной оси самолёта.

Как только самолёт прекратит вращение, немедленно поставить педали и ручку управления в нейтральное положение, набрать скорость 160–170 км/ч и затем, плавно выбирая ручку управления «на себя», вывести самолёт из пикирования. При подходе самолёта к линии горизонта увеличить наддув двигателя и вывести самолёт в горизонтальный полёт.

За один виток штопора самолёт теряет (с выводом в горизонтальный полёт) 250–300 м высоты, за два витка - 400–450 м.

6.3. Падение давления масла в двигателе

Признаки:

- падение давления масла ниже 4 кгс/см^2 ;
- рост температуры масла выше 75°C 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; вынужденную посадку производить с убраннным шасси.

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

6.4. Падение давления топлива

Признаки:

- падение давления топлива ниже $0,2 \text{ кгс/см}^2$;
- 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 в положение ЗАЛИВКА В МАГИСТРАЛЬ и начать подкачивать топливо в топливную систему, контролируя давление по манометру;
- 4) прекратить выполнение задания и произвести посадку на ближайший аэродром.

6.5. 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 70% 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.

6.6. Раскрутка винта

Признаки:

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

Действия при раскрутке винта на взлёте:

- 1) в процессе разбега - взлёт прекратить;
- 2) после отрыва - небольшим движением рычага управления шагом винта «на себя» «затяжелить» винт, продолжать взлёт, не сбавляя наддува, на высоте 15–20 м убрать шасси, выполнить нормальный полёт по кругу и произвести посадку.

Действия при раскрутке винта на планировании:

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

6.7. Пожар

Признаки:

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

Действия:

- 1) перевести самолёт на снижение;
- 2) закрыть пожарный кран, выключить магнето, зажигание и генератор;
- 3) выполнить скольжение в сторону, противоположную месту пожара для срыва пламени;
- 4) при невозможности посадки на аэродром выбрать площадку и произвести посадку вне аэродрома; вынужденную посадку вне аэродрома на незнакомой площадке производить только с убраннным шасси;
- 5) если пожар ликвидировать не удалось, а вынужденная посадка угрожает жизни пилота, - покинуть самолёт с парашютом.

6.8. Аварийный выпуск шасси

В случае невозможности выпуска шасси основным способом необходимо применить аварийный выпуск, для этого:

- проверить давление воздуха в аварийном баллоне (нормальное давление 40–50 кгс/см²);
- закрыть вентиль основной сети, чтобы предупредить стравливание воздуха на случай отказа обратного клапана;
- поставить ручки кранов шасси в обеих кабинах в положение НЕЙТР.;
- открыть вентиль аварийного выпуска шасси на правом пульте кабины;
- проверить выпуск шасси по загоранию зелёных ламп;
- поставить ручки кранов шасси в обеих кабинах в положение ВЫПУЩЕНО;
- после окончания полёта и выключения двигателя закрыть вентиль аварийной системы.

Предупреждение. Убирать шасси в полёте после аварийного выпуска запрещается.

В случае невыпуска шасси основным или аварийными способами, посадку на фюзеляж производить только на грунтовую полосу.

6.9. Посадка с убранными посадочными щитками

Скорость планирования после четвёртого разворота до высоты начала выравнивания должна быть 160–170 км/ч.

Техника выполнения посадки с убранными посадочными щитками не имеет существенных отличий от посадки с выпущенными щитками.

В этом случае необходимо иметь в виду, что дальность планирования, время выдерживания и скорость приземления будут несколько больше, чем при посадке с выпущенными щитками.

6.10. Отказ радиосвязи

Признаки:

- прекращение радиосвязи;
- отсутствие самопрослушивания.

Действия:

- 1) проверить включение радиостанции;
- 2) проверить соединение разъемов гарнитур;
- 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.

6.11. Отказ генератора

Признаки:

- загорание красной сигнальной лампы ОТКАЗ ГЕНЕРАТОРА;
- стрелка вольтамперметра отклоняется вправо от нуля.

Действия:

- 1) отключить генератор от бортсети самолёта выключателем ГЕНЕРАТОР;
- 2) прекратить выполнение задания и произвести посадку на аэродром.

Примечания. 1. Если аккумуляторная батарея была отключена в результате превышения зарядного тока более 30 А, то после загорания сигнального табло ОТКАЗ ГЕНЕР. необходимо включить аккумуляторную батарею и далее действовать, как указано выше.

2. Аккумуляторная батарея может обеспечить питание всех потребителей электроэнергии в течение не более 30 мин.

3. При отключении части потребителей время питания оставшихся потребителей от аккумуляторной батареи увеличивается.

6.12. Отказ указателя скорости

Отказ указателя скорости может наступить не сразу, а постепенно, поэтому прежде всего нужно убедиться в наличии отказа. Для этого, не изменяя режим работы двигателя, плавно перевести самолёт на снижение или в набор высоты.

Если показания скорости не соответствуют режиму полёта, а остальные приборы работают нормально, следовательно, отказал указатель скорости.

Действия:

- 1) прекратить выполнение задания и следовать на аэродром;
- 2) контроль режима полёта производить по показаниям высотомера, указателя частоты вращения коленчатого вала и наддува двигателя, а также по положению капота относительно линии горизонта.

Рекомендуемые частота вращения и наддув двигателя при различных режимах полёта (шасси выпущено) даются в табл. 2.

Табл. 2. Рекомендуемые обороты двигателя и наддув для разных режимов полёта

Режим полёта	Приборная скорость, км/ч	Вертикальная скорость, м/с	Обороты двигателя, %	Наддув, мм. рт. ст.
Набор высоты	160	5	70	700
Горизонтальный полёт	170	0	64	500
Развороты в горизонтальном полёте	170	0	41	300
Планирование	160	3	41	300

6.13. Отказ высотомера

Признаки:

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

Действия:

- 1) прекратить выполнение задания и следовать на аэродром;
- 2) контроль режима полёта производить по показаниям указателя скорости, вариометра, указателя частоты вращения коленчатого вала двигателя.

6.14. Отказ вариометра

Признаки:

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

Действия:

- 1) прекратить выполнение задания и следовать на аэродром;
- 2) контроль режима полёта производить по показаниям указателя скорости, высотомера, указателя частоты вращения коленчатого вала и наддува двигателя, а также по положению капота относительно линии горизонта.

6.15. Вынужденное покидание самолёта с парашютом

Во всех случаях, когда при полёте возникает непосредственная угроза жизни, необходимо покинуть самолёт с парашютом.

Перед покиданием управляемого самолёта необходимо:

- перевести самолёт в прямолинейный горизонтальный полёт на скорости 190 км/ч;
- закрыть пожарный кран, выключить магнето, зажигание, аккумулятор и генератор;
- снять гарнитуру;
- открыть фонарь;
- отстегнуть привязные ремни;
- снять ноги с педалей и подтянуть их к чашке кресла.

Покидание самолёта в горизонтальном полёте через левый борт производится в следующей последовательности:

- правой рукой взяться за левую сторону переднего остекления, а левой опереться о левый борт кабины;
- наклоняясь вперёд, приподняться и вывести парашют из чашки кресла;
- в наклоненном положении поставить ноги в чашку кресла и развернуться влево;
- левую руку перевести на верхнюю часть сдвижной части фонаря;
- поставить левую ногу коленом на левый борт кабины, с силой оттолкнуться руками и правой ногой и головой вниз покинуть самолёт.

При покидании через правый борт:

- левой рукой взяться за правую сторону переднего остекления, а правой опереться о правый борт кабины;
- наклоняясь вперёд, приподняться и вывести парашют из чашки кресла;
- в наклоненном положении поставить ноги в чашку кресла и развернуться вправо;
- правую руку перенести на верхнюю часть сдвижной части фонаря;
- поставить правую ногу коленом на правый борт кабины, с силой оттолкнуться руками и левой ногой, и головой вниз покинуть самолёт.

Предупреждение. Первым покидает самолёт член экипажа из передней кабины, а затем из задней.

Покидание горящего самолёта на высоте, превышающей установленную на парашютном приборе, выполняется с задержкой в раскрытии парашюта не менее 3–5 с.

Минимальная безопасная высота аварийного покидания горизонтально летящего самолёта составляет 120 м при автоматическом введении в действие парашюта.

6.16. Особенности выполнения посадки самолёта с отказавшим двигателем

В случае отказа двигателя посадку необходимо выполнять на аэродром или выбранную площадку.

При вынужденной посадке на неровную или незнакомую площадку посадку производить с убранными шасси.

Располагаемая дальность планирования при отказе двигателя определяется аэродинамическим качеством самолёта и запасом высоты. Планирование рекомендуется выполнять с убранными шасси и посадочными щитками на скорости 160 км/ч, при этом аэродинамическое качество и расчетная дальность планирования соответственно составляют:

$$L = 7 \cdot H,$$

где H - высота полёта, м; 7 - аэродинамическое качество.

При расчёте располагаемой дальности планирования и оценке возможности выполнения посадки на аэродром необходимо учитывать уменьшение дальности, обусловленное выполнением разворота на аэродром и построением предпосадочного манёвра. При развороте на 180° с креном 45° дальность уменьшается примерно на 1 км.

Для обеспечения выхода на аэродром на высоте 400 м, обеспечивающей выполнение предпосадочного манёвра, необходимо расчетную дальность планирования уменьшить на 3 км. Таким образом, располагаемая дальность планирования с учетом разворота на аэродром и обеспечения необходимого запаса высоты над аэродромом составляет:

- при $H=2000$ м 10 км;
- при $H=3000$ м 17 км;
- при $H=4000$ м 24 км.

Развороты выполнять с креном 45° , обеспечивающим наименьшую потерю высоты. При этом радиус разворота составляет 200 м, вертикальная скорость снижения - 8 м/с и потеря высоты - 220 м при развороте на 360° .

При выпуске шасси аэродинамическое качество и вертикальная скорость снижения изменяются незначительно.

При выпущенных шасси и посадочных щитках аэродинамическое качество самолёта составляет 5,5.

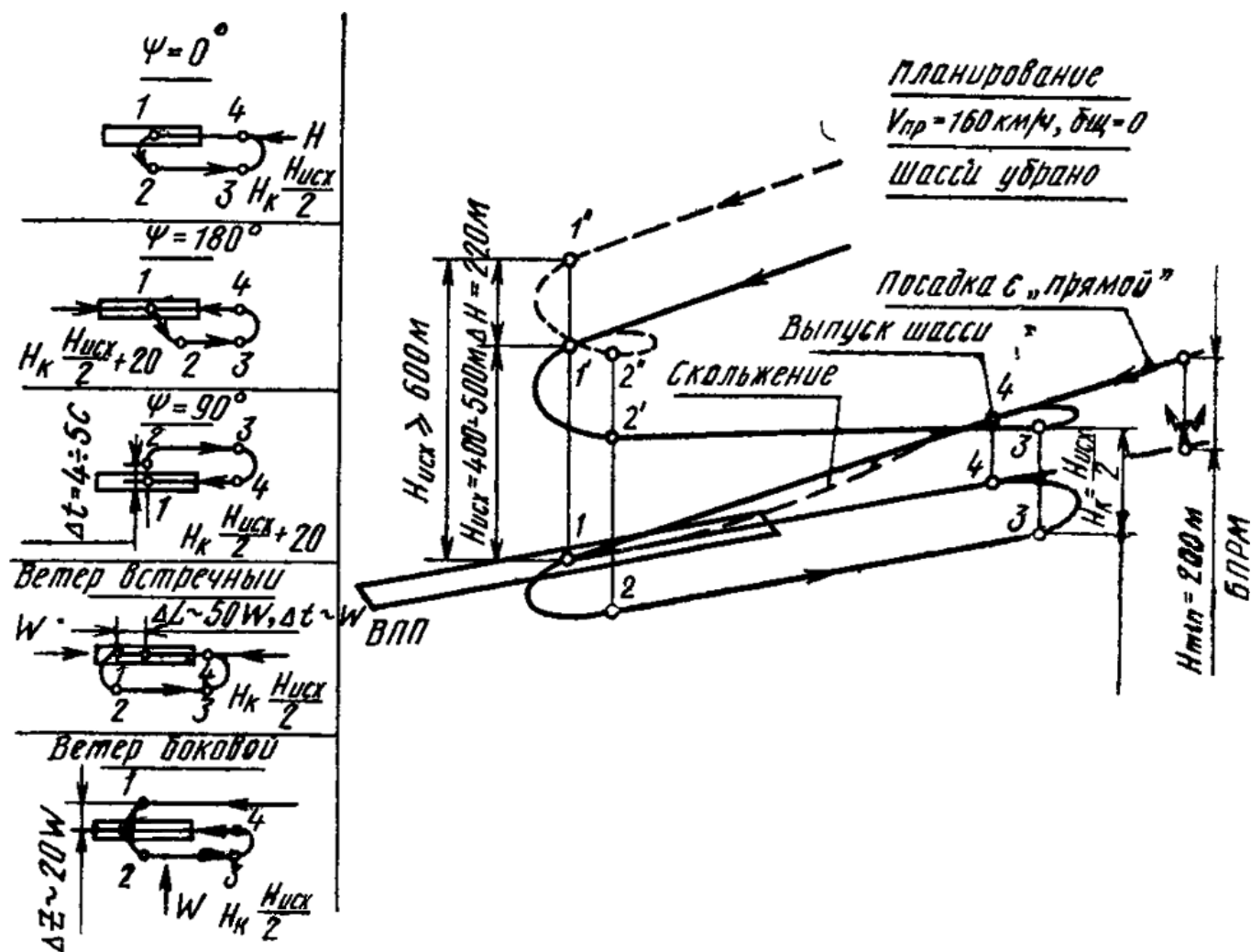


Рис. 4. Схема захода на посадку с отказавшим двигателем

При заходе на посадку со встречным ветром располагаемая дальность планирования уменьшается, причем 5 м/с скорости ветра соответствует уменьшению дальности на 10%.

Схемы построения предпосадочного манёвра при различных курсах выхода самолёта на аэродром приведены на рис. 4 (высота выхода самолёта на центр ВПП должна быть не менее 400 м).

При выходе на аэродром с посадочным курсом рекомендуется предпосадочный маневр выполнять двумя разворотами на 180° с началом первого разворота над центром ВПП и началом второго разворота - на контрольной высоте:

$$H_K = \frac{H_{исх}}{2},$$

где $H_{исх}$ - высота выхода самолёта в центр ВПП, м.

При выходе самолёта на ВПП с курсом, обратным посадочному, необходимо двумя разворотами на 90° вывести самолёт на траекторию, параллельную

посадочной прямой, после достижения контрольной высоты выполнить разворот на 180° на посадочный курс. Контрольная высота при этом равна:

$$H_{\text{к}} = \frac{H_{\text{исх}}}{2} + 20.$$

В случае выхода самолёта под углом 90° к посадочному курсу контрольная высота равна:

$$H_{\text{к}} = \frac{H_{\text{исх}}}{2} + 20.$$

Однако при этом разворот на курс, обратный посадочному, необходимо начинать через 5–4 с после пролета центра ВПП.

При наличии ветра точка начала предпосадочного маневра должна быть смещена от центра ВПП в сторону ветра на расстояние (независимо от курса выхода на центр ВПП):

$$\Delta L \approx 50 \cdot W,$$

где W - скорость ветра, м/с.

При выходе на ВПП с посадочным курсом и встречном ветре начало первого разворота необходимо выполнять после пролета центра ВПП через время (в секундах), численно равное скорости ветра в м/с.

При боковом ветре боковое смещение самолёта на траверзе центра ВПП должно составлять:

$$\Delta L \approx 20 \cdot W_{\text{бок}},$$

где $W_{\text{бок}}$ - скорость бокового ветра, м/с.

При выходе на ВПП на высоте 400–600 м встречный ветер 5 м/с смещает точку начала предпосадочного маневра на расстояние 250 м, что соответствует времени от момента пролета центра ВПП до начала маневра - 5 с.

При боковом ветре 5 м/с самолёт должен быть выведен на траверз центра ВПП с боковым смещением 100 м.

При вынужденной посадке с отказавшим двигателем необходимо:

- выполнить разворот с креном 45° в сторону аэродрома;
- установить приборную скорость 160 км/ч;
- доложить диспетчеру об отказе двигателя и принятом решении выполнять посадку на аэродром;

- закрыть пожарный кран, выключить магнето, генератор и зажигание;
- определить высоту полёта (на высотомере должно быть установлено атмосферное давление на аэродроме) и, рассчитав располагаемую дальность планирования, оценить возможность выполнения посадки на аэродром.

Примечание. При недостаточном запасе высоты посадку выполнить на выбранную площадку вне аэродрома с построением предпосадочного маневра или с прямой;

- при ожидаемом выходе в центр ВПП на высоте менее 400 м посадка возможна только с прямой. В этом случае необходимо выполнить «змейку» и скольжение с таким расчётом, чтобы обеспечить направление траектории снижения в центр ВПП;
- при выходе на центр ВПП на высоте 400-600 м выполнить предпосадочный маневр в зависимости от курса выхода на ВПП. При выходе на ВПП на высоте более 600 м выполнить виражи-спирали в центре ВПП с посадочным курсом;
- после выхода на посадочную прямую (при посадке с прямой на удалении 1 км от центра ВПП) выпустить шасси, убедиться, что снижение происходит в точку начала выравнивания, находящуюся в начале ВПП (площадки). Если траектория снижения направлена за точку начала выравнивания, то применять скольжение с таким расчётом, чтобы обеспечить выход самолёта в точку начала выравнивания;
- на высоте не менее 50 м выключить аккумулятор, открыть фонарь кабины;
- на высоте 10–15 м плавным отклонением ручки управления на себя начать выравнивание с таким расчётом, чтобы закончить его на высоте 0,5–1 м. Скорость приземления при этом составит 125–130 км/ч.

Максимальный избыток высоты на посадочной прямой, гашение которой обеспечивается скольжением с креном 5° при располагаемой дистанции маневрирования 1000 м, составляет 50 м.

В случае явного перелёта расчетной точки приземления для гашения избытка высоты выпустить посадочные щитки.

7. Эксплуатация систем и оборудования

7.1. Управление самолётом

Управление самолётом состоит из управления рулём высоты, элеронами, рулём направления и триммером руля высоты.

Управление рулём высоты и элеронами осуществляется с помощью ручек управления, установленных в первой и второй кабинах на валу управления.

Управление рулём высоты смешанного типа: жесткое - между шпангоутами 2 и 10 и гибкое (тросовое) - за шпангоутом 10 до сектора на руле высоты.

Управление элеронами осуществляется с помощью ручек управления и жесткой проводки, состоящей из тяг и качалок.

При отклонении ручек управления поворачивается качалка, жестко закрепленная на горизонтальном валу, а также тяги и качалки, установленные в крыле, которые передают усилие на качалки управления элеронами.

На левой половине руля высоты установлен триммер, предназначенный для уменьшения нагрузок на ручки управления. В кабинах на левом борту установлены штурвалы управления. Проводка управления триммером смешанного типа: в фюзеляже - гибкая (тросовая), в руле высоты - жесткая.

Управление рулём направления - тросовое, осуществляется с помощью ножных педалей.

Педали параллелограммного типа установлены в первой и второй кабинах и могут регулироваться под рост пилота.

Диапазон регулировки: вперёд - 40 мм, назад - 60 мм.

Проводка управления рулём направления состоит из восьми тросов, заделанных на секторах педалей и прикрепленных вилками к кронштейну руля направления.

7.2. Шасси

Шасси самолёта выполнено по трёхопорной схеме с передней опорой, убирается в полёте, имеет жидкостно-газовые амортизаторы и состоит из передней опоры с колесом 400×150 мм и двух главных опор с тормозными колёсами 500×150 мм.

Передняя опора шасси установлена в носовой части фюзеляжа и убирается в полёте под фюзеляж назад, по потоку.

Главные опоры шасси установлены в консолях крыла и убираются в полёте под крыло вперёд, против потока.

В убранном положении опоры шасси удерживаются замками.

Уборка и выпуск шасси производится из первой и второй кабин кранами шасси, через которые сжатый воздух поступает в цилиндры замков и подъёмников.

Контроль положения опор шасси осуществляется с помощью механических указателей и ламп сигнализации ШАССИ УБРАНО красного света и ШАССИ ВЫПУЩЕНО зелёного света.

7.3. Воздушная система

Воздушная система самолёта обеспечивает запуск двигателя, уборку и выпуск шасси, управление посадочными щитками, а также управление тормозами колёс шасси.

Схема воздушной системы приведена на рис. 5.

Воздушная система состоит из двух автономных систем: основной и аварийной, связанных общей магистралью зарядки сжатым воздухом на земле.

Питание сжатым воздухом каждой системы осуществляется от индивидуальных бортовых баллонов:

- основной системы - от 11-литрового шарового баллона;
- аварийной системы - от 3-литрового шарового баллона.

Рабочее давление воздуха в обеих системах 50 кгс/см². В полёте баллон основной системы подзаряжается от компрессора АК-50Т, установленного на двигателе. Давление в основной и аварийной системах контролируется по показаниям двухстрелочных манометров 2М-80, установленных на левых панелях приборных досок в обеих кабинах.

Основная воздушная система состоит из основного баллона, магистралей зарядки и подзарядки системы, крана сети, установленного на левом пульте в первой кабине, крана шасси, командного крана шасси, крана щитков, электропневмоклапана ЭК-48, редукционного клапана У 139 (ПУ-7), клапана растормаживания УП53/1М, дифференциала У 135 (ПУ8) и цилиндра щитков с двумя аварийными клапанами.

При нажатии кнопки запуска двигателя в первой или во второй кабине срабатывает электропневмоклапан и воздух подается в распределитель для запуска двигателя.

При выпуске и уборке шасси сжатый воздух через краны шасси, установленные на левых панелях приборных досок в обеих кабинах, поступают в цилиндры замков и подъёмников. Оба крана соединены между собой трубопроводами.

При установке командного крана в задней кабине в нейтральное положение можно убирать и выпускать шасси из первой кабины.

При ошибке в управлении шасси из первой кабины пилот во второй кабине, исправляя ошибку, устанавливает ручку командного крана в нужное положение, при этом одновременно отключается кран шасси в первой кабине. После чего управление шасси возможно только из второй кабины.

При выпуске и уборке щитков сжатый воздух через краны щитков поступает в цилиндр.

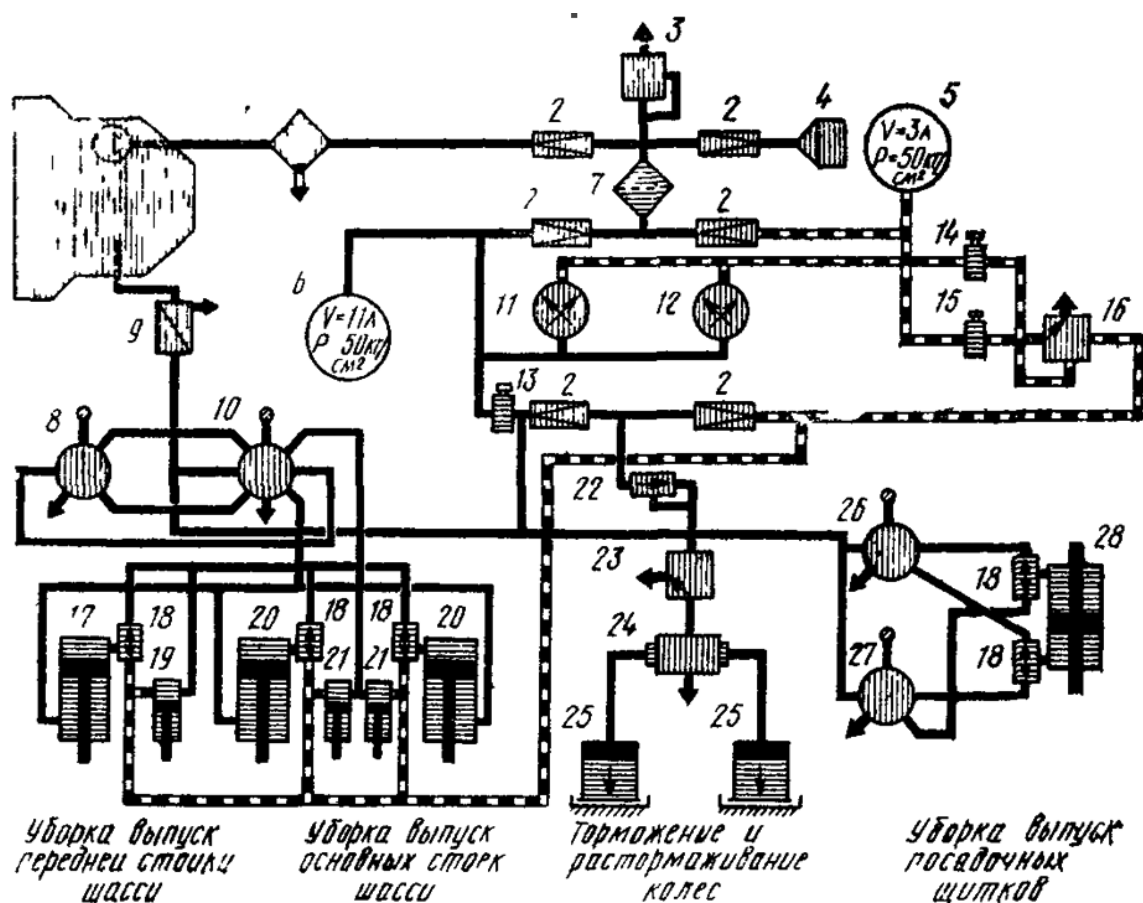


Рис. 5. Воздушная система

1 — фильтр-отстойник ФТ; 2 — обратные клапаны; 3 — редукционный клапан; 4 — зарядный штуцер; 5 — баллон аварийной системы; 6 — баллон основной системы; 7 — фильтр 31ВФЗА; 8 — трёхходовой кран 625300М; 9 — трёхходовой кран 625300М; 10 — командный кран шасси; 11, 12 — командный кран шасси; 13 — кран 992АТ (зарядка сети); 14, 15 — кран 992АТ (зарядка сети); 16 — стравливающий клапан 562300; 17 — подъёмник; 18 — аварийные клапаны; 19 — цилиндр открытия замка передней опоры шасси; 20 — подъёмник основных опор шасси; 21 — цилиндры открытия замков; 22 — редукционный клапан ПУ-7 (У 139); 23 — клапан УП53/1М; 24 — дифференциал ПУ-8 (У 135); 25 — тормозные колёса основных опор шасси; 26, 27 — трёхходовые краны 625300М; 28 — цилиндр уборки и выпуска посадочных щитков.

При торможении колёс сжатый воздух через клапан У 139 (ПУ-7), где давление воздуха редуцируется с 50 кгс/см^2 до 8_{+1} кгс/см^2 , через клапан растормаживания, который соединён с ручкой управления второй кабины, поступает в дифференциал, откуда распределяется в тормоза правого и левого колёс основных опор шасси. Редукционный клапан и клапан растормаживания управляются

от рычагов, установленных на ручках управления.

Стояночное торможение колёс основных опор шасси осуществляется фиксацией рычагов торможения на ручках управления в нажатом положении.

Дифференциал, управляемый педалями ножного управления, обеспечивает раздельное торможение колёс.

Аварийной воздушной системой пользуются в случае отказа основной системы. Аварийная система состоит из аварийного баллона, магистрали зарядки и подзарядки системы, двух кранов аварийного выпуска шасси, установленных на правых пультах обеих кабин, стравливающего клапана и аварийных клапанов.

При выпуске шасси сжатый воздух поступает в цилиндры замков и через аварийные клапаны - в подъёмники шасси. Одновременно сжатый воздух поступает к редукционному клапану, обеспечивая торможение колёс от аварийной системы.

7.4. Силовая установка

Силовая установка самолёта состоит из двигателя М-14П с воздушным винтом В530ТА-Д35, подмоторной рамы, выхлопного коллектора, приводов управления двигателем и агрегатами, а также из систем охлаждения и запуска, топливной и масляной систем.

Авиационный двигатель М-14П - четырёхтактный, бензиновый, воздушно-го охлаждения, девятицилиндровый, однорядный со звездообразным расположением цилиндров и карбюраторным смесеобразованием.

Двигатель имеет редуктор, понижающий частоту вращения вала воздушного винта, и центробежный нагнетатель с односкоростным механическим приводом.

Двигатель охлаждается воздухом, поступающим через жалюзи в лобовой части капота. Равномерное охлаждение цилиндров обеспечивают воздушные дефлекторы, установленные на каждом цилиндре. Детали двигателя смазываются маслом под давлением и разбрызгиванием.

Запуск двигателя осуществляется сжатым воздухом. Магнето и проводка зажигания двигателя экранированы. На головке каждого цилиндра установлено по две свечи зажигания и одному пусковому воздушному клапану.

Двигатель с помощью подмоторной рамы крепится к шпангоуту 0 фюзеляжа самолёта.

Рама двигателя состоит из кольца и четырёх подкосов (двух верхних и двух нижних), изготовленных из стальных труб.

К кольцу приварено восемь ушков для крепления подкосов и восемь коробочек под резиновые амортизаторы и шпильки крепления двигателя.

Трубы подкосов сварены попарно с вилками крепления рамы к шпангоуту 0. С противоположных концов к трубам приварены вилки крепления подкосов к кольцу.

Установленный на самолёт двигатель закрыт обтекателем - съёмным капотом, который состоит из верхней и нижней крышек, соединённых между собой стяжными замками.

Поверхность верхней крышки вписана в обводы фюзеляжа. Остальная часть капота выступает за обводы фюзеляжа, образуя между обшивкой фюзеляжа и капотом (по задней кромке) щели для выхода воздуха, охлаждающего цилиндры двигателя. В верхней крышке находится люк для подхода к заливной горловине маслобака, в нижней - окантованные вырезы под трубы выхлопного коллектора.

Крепление капота к фюзеляжу производится с помощью четырёх крон-

штейнов.

Входное отверстие капота закрыто управляемыми жалюзи, предназначенными для регулирования количества воздуха, охлаждающего двигатель.

Выхлопной коллектор предназначен для сбора отработанных газов из цилиндров двигателя и отвода их в пожаробезопасную зону. Патрубки коллектора сварной конструкции из титановых листов соединены между собой хомутами.

Управление силовой установкой состоит из тяг полужесткого типа, соединенных с рычагами и рукоятками на левом и правом пультах в первой и второй кабинах.

7.4.1. Топливная система

Топливная система служит для размещения необходимого запаса топлива на самолёте и питания двигателя топливом на всех режимах его работы. Принципиальная схема топливной системы приведена на рис. 6.

Топливо размещено в двух баках ёмкостью по 61 л каждый. В фюзеляже установлен расходный бачок ёмкостью 5 л.

Из баков топливо самотеком через блок обратных клапанов поступает в расходный бачок. Два обратных клапана предотвращают перетекание топлива из одного бака в другой, третий - вытекание топлива из расходного бачка в бензобаки при пикировании самолёта.

Далее топливо из расходного бачка через обратный клапан, обеспечивающий работу заливного шприца 740400, пожарный кран и бензиновый фильтр поступает к бензиновому насосу 702МЛ, после чего - в компенсационный бачок, из которого через фильтр тонкой очистки - в карбюратор двигателя.

Для подачи топлива в цилиндры двигателя и заполнения основной топливной магистрали перед запуском двигателя используется заливной шприц, рукоятка которого расположена на приборной доске в первой кабине.

7.4.2. Масляная система

Масляная система предназначена для подачи смазки к трущимся деталям двигателя и их охлаждения. В качестве смазки для двигателя М-14П применяется масло Aeroshell 100. Циркуляция масла в системе принудительная и осуществляется двухступенчатым шестеренчатым насосом, установленным на задней крышке картера двигателя. Принципиальная схема маслосистемы приведена на рис. 7.

Для бесперебойной работы самолёта на всех режимах заборники масла и воздуха масляного бака выполнены качающимися. Охлаждение масла происходит

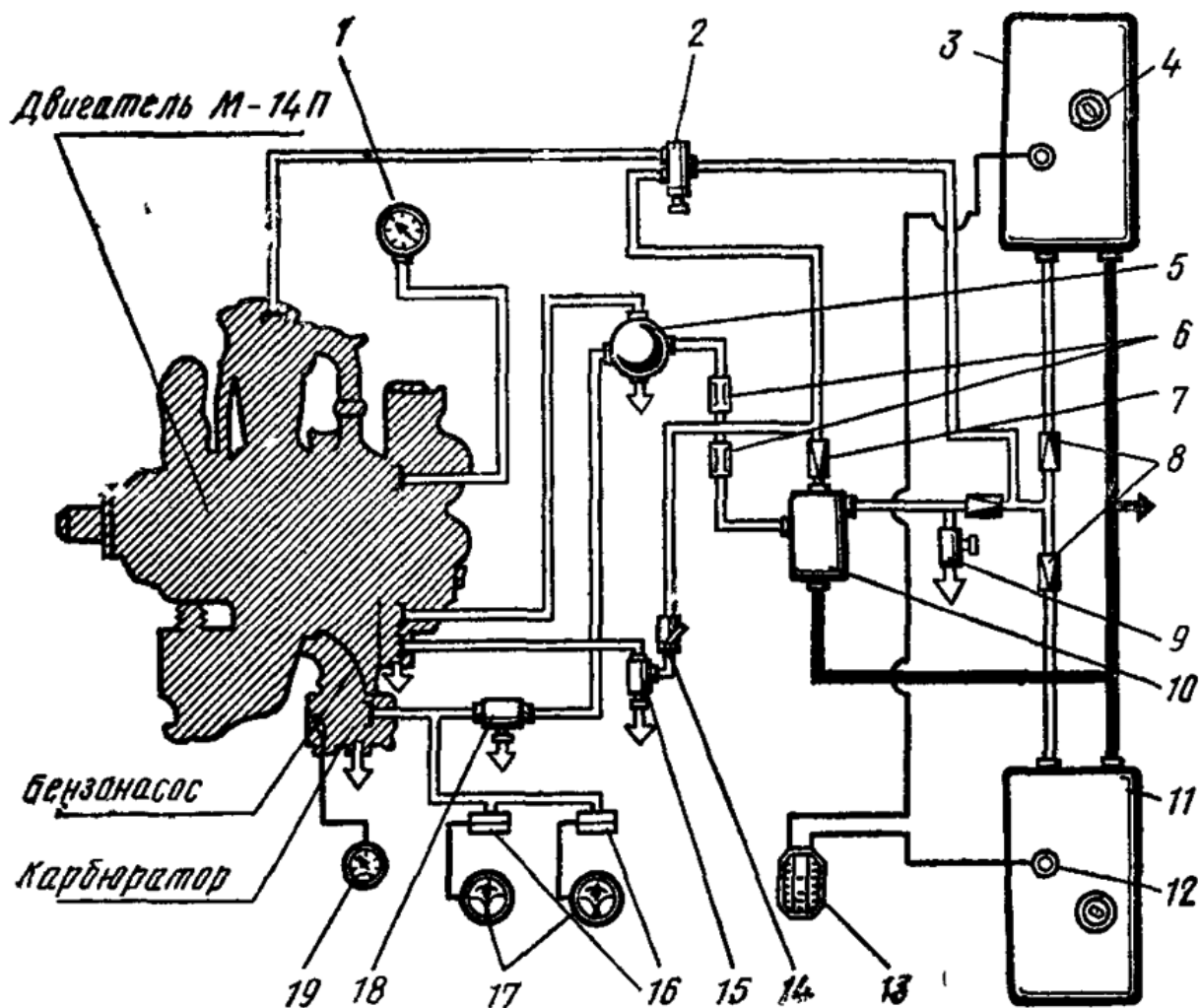


Рис. 6. Схема топливной системы

1 — мановакуумметр МВ16К; 2 — заливной шприц; 3 — правый топливный бак; 4 — заправочная горловина; 5 — компенсационный бачок; 6 — компенсационный бачок; 7 — обратный клапан; 8 — блок обратных клапанов; 9 — сливной кран; 10 — расходный бачок; 11 — левый топливный бак; 12 — датчик топливомера ДСУ-1-2; 13 — указатель сигнализатора уровня топлива ИУТ-3-1; 14 — пожарный кран; 15 — бензофильтр; 16 — приемники давления топлива П-1Б; 17 — электрические моторные индикаторы ЭМИ-ЗК; 18 — фильтр тонкой очистки; 19 — указатель температуры смеси ТУЭ-48К расходного бачка в бензобаки при пикировании самолёта.

в воздушно-масляном радиаторе.

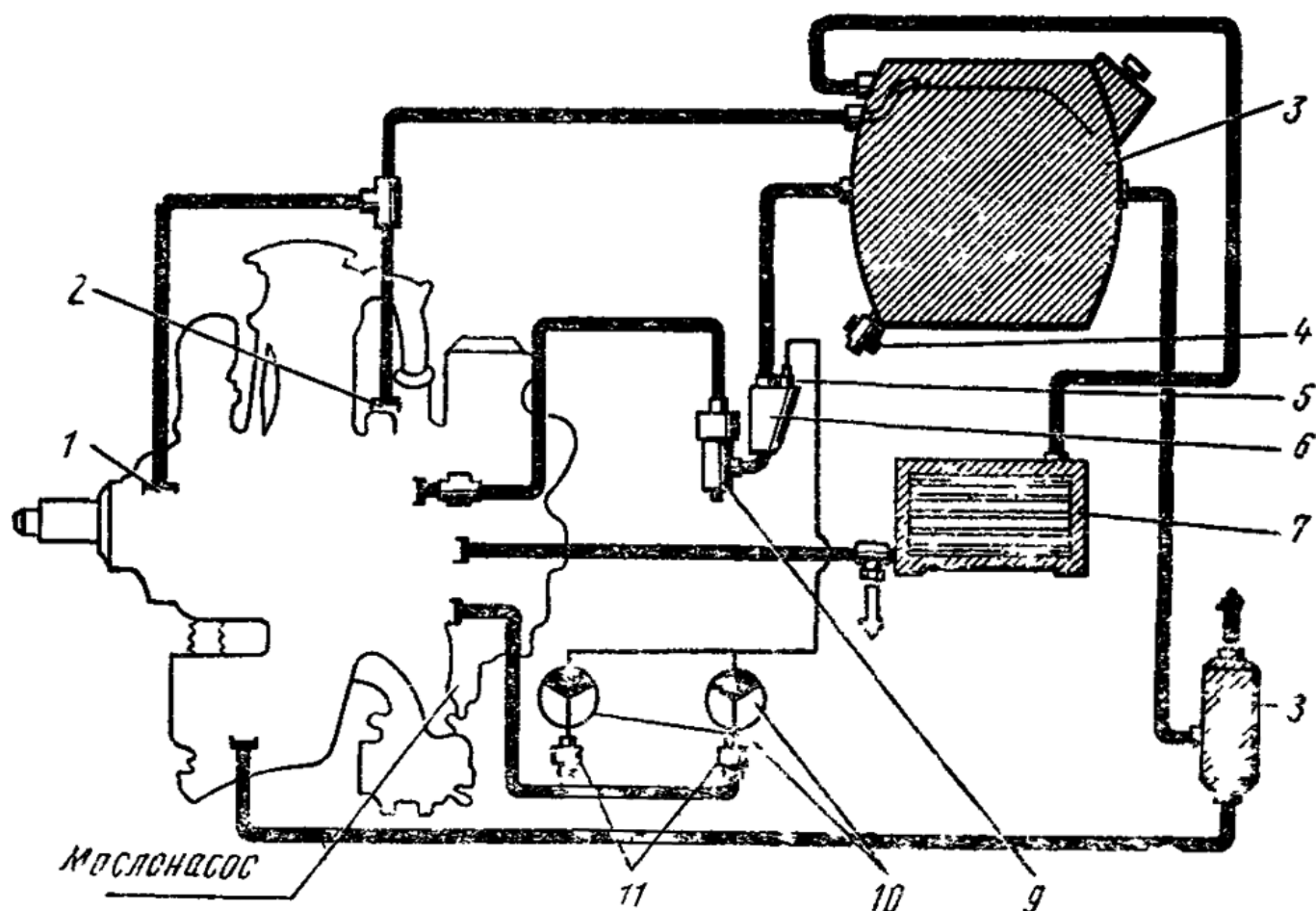


Рис. 7. Принципиальная схема масляной системы

1 — передний суфлёр двигателя; 2 — задний суфлёр двигателя; 3 — задний суфлёр двигателя; 4 — сливной кран маслобака; 5 — приемник температуры П-1; 6 — маслокарман; 7 — воздушно-масляный радиатор; 8 — суфлёрный бак; 9 — маслофильтр; 10 — указатели из комплекта ЭМИ-ЗК; 11 — приемники давления масла П-15Б.

7.4.3. Режимы и параметры работы двигателя

В табл. 3 приведены основные режимы работы двигателя и его параметры.

Табл. 3. Режимы и параметры работы двигателя

Режим	Мощность, л.с.	Обороты двигателя		Удельный расход топлива, г/л.с.· ч	Давление за нагнета- телем, мм.рт.ст.
		%	об/мин		
Взлётный	360	99	2900	285–315	125–15 (избыточное)
Номинальный 1	290	82	2400	280–310	95–15 (избыточное)
Номинальный 2	240	70	2050	265–300	75–15 (избыточное)
Крейсерский 1	180	64	1850	210–230	735±15 (абсолютное)
Крейсерский 2	144	59	1730	215–235	670±15 (абсолютное)
Малый газ	-	24	не более 700	-	-

Эксплуатационные ограничения по силовой установке указаны в подразделе 3.4.

7.5. Авиационное и радиоэлектронное оборудование

7.5.1. Электрооборудование

Основным источником постоянного тока напряжением 28,5 В на самолёте является генератор ГСР-3000М, установленный на двигателе. Напряжение генератора регулируется автоматически с помощью угольного регулятора Р-27 и трансформатора устойчивости ТС-9М2. Защита бортсети от перенапряжения производится с помощью автомата АЗП-1МБ. Включение генератора в бортсеть и его отключение производится комплексным аппаратом ДМР-200Д.

Аппаратура Р-27 и АЗП-1МБ установлена на задней стенке нулевого шпангоута, ТС-9М2 и ДМР-200Д - в щитке электропитания на нулевом шпангоуте.

Резервным источником постоянного тока является аккумуляторная батарея, установленная в корневой части левой половины крыла у переднего лонжерона. Она служит также для запуска двигателя.

Питание потребителей во время их проверки и отладки на земле в аэродромных условиях осуществляется через штепсельный разъем аэродромного питания ШРАП-500К, установленный на левом борту фюзеляжа между шпангоутами 10 и 11.

Контроль тока и напряжения в сети осуществляется вольтамперметром ВА-2К, установленным на приборной доске.

7.5.2. Приборное оборудование

Приборное оборудование состоит из пилотажно-навигационного и приборов контроля работы двигателя.

Состав пилотажно-навигационного оборудования:

- указатель скорости УС-450К;
- высотомер ВД-10К;
- комбинированный прибор ДА-30;
- магнитный компас КИ-13К;
- указатель скольжения;
- акселерометр АМ-9С.

Состав приборов контроля работы двигателя:

- указатель оборотов двигателя ИТЭ-1;
- трёхстрелочный указатель ЭМИ-3К (показывает давление топлива, температуру и давление масла);

- указатель температуры головки цилиндра ТЦТ-13;
- указатель температуры воздуха на входе в карбюратор ТУЭ-48;
- указатель давления во впускном коллекторе МВ-16К;
- указатель давления в воздушных системах 2М-80;
- указатель уровня топлива ИУТЗ-1.

7.5.3. Радиостанция

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

Общий вид панели радиостанции представлен на рис. 8.

Технические характеристики радиостанции:

- основной диапазон рабочих частот 118,000–137,975 МГц;
- дополнительный диапазон рабочих частот 137–163 МГц;
- диапазон частот для прослушивания маяков
VOR/DME 108,000–117,975 МГц;
- шаг каналов 25 кГц;
- выходная мощность передатчика 5,5 Вт;
- диапазон рабочих температур -20–+55 °С.

7.5.3.1. Эксплуатация основных режимов радиостанции

Для включения радиостанции необходимо нажать кнопку ON 3 (рис. 8) в течение 1 сек. После этого на экране появятся значения рабочей и резервной частот.

Для передачи сообщений в эфир необходимо нажать кнопку 36 (см. рис. 10 и 11) на РУДе, при этом на экране появляется надпись TX (Transmit). При отпускании кнопки надпись гаснет. При появлении сообщений в эфире от других абонентов, на экране появляется надпись RX (Receive) на время передачи сообщения.

На рабочей частоте радиостанция может принимать и передавать сообщения. На резервной частоте радиостанция может работать только в режиме прослушивания.

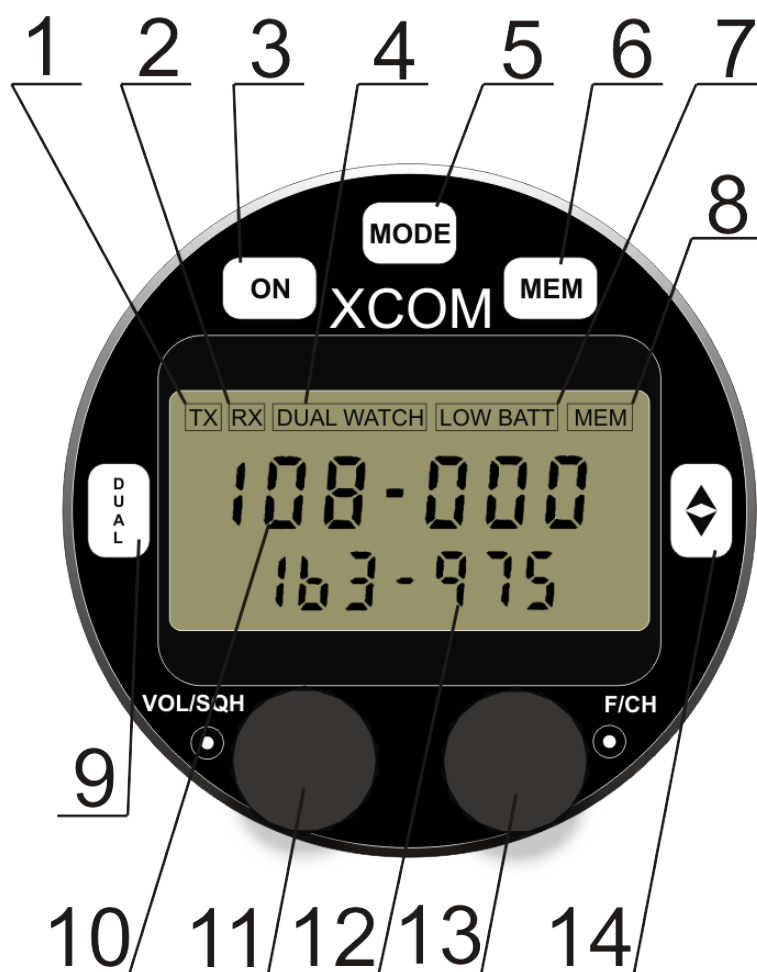


Рис. 8. Панель радиостанции

- 1 — «TX» индикатор передачи; 2 — «RX» индикатор приёма; 3 — «ON» кнопка включения радиостанции; 4 — «DUAL WATCH» индикатор двухчастотного приёма; 5 — «MODE» кнопка смены режимов работы радиостанции; 6 — «MEM» кнопка работы с памятью; 7 — «LOW BATT» индикатор низкого напряжения бортовой сети; 8 — «MEM» индикатор работы с памятью; 9 — «DUAL» кнопка двухчастотного приёма; 10 — индикатор рабочей частоты; 11 — «VOL/SQH» регулятор громкости и кнопка шумоподавителя; 12 — индикатор резервной частоты; 13 — «F/CH» регулятор частоты; 14 — кнопка смены основной и резервной частот между собой.

Для включения режима прослушивания на обеих частотах, необходимо нажать кнопку DUAL 9, после чего на экране появится надпись DUAL WATCH. Приоритет принимаемых сообщений будет у рабочей частоты. Если одновременно принимаются сообщения на рабочей и резервной частотах, то радиостанция будет транслировать сообщение только на рабочей частоте. При появлении сообщения на рабочей частоте во время трансляции сообщения на резервной, радиостанция

автоматически переключится на трансляцию рабочей частоты на время передачи сообщения. При приёме сообщения на резервной частоте, помимо появления надписи RX на экране, будет мигать разделитель целой и дробной части числа резервной частоты.

Для изменения частоты необходимо:

- вращением регулятора F/CH 13 (рис. 8), установить резервную частоту; при этом будет изменяться часть числа до запятой (МГц);
- нажать на регулятор F/CH и вращением того же регулятора установить нужное значение числа после запятой (кГц); через 3 сек после прекращения вращения регулятора, он снова возвращается к изменению числа до запятой;
- нажать кнопку 14 (рис. 8) смены частот, после чего изменённая (резервная) частота станет рабочей, а частота, которая была до этого рабочей, станет резервной.

Громкость регулируется вращением регулятора VOL/SQH 11 (рис. 8). Диапазон допустимых значений громкости от 0 до 63 единиц. По-умолчанию установлено 50.

Отключение шумоподавителя производится нажатием на регулятор VOL/SQH, при этом на экране появляется надпись SQH. Вращая регулятор, можно изменять порог чувствительности шумоподавителя в диапазоне от 0 до 30 единиц. По-умолчанию порог установлен 25. Через 3 сек после прекращения вращения регулятора, он возвращается к управлению громкостью. Корректной настройкой шумоподавителя считается установка его значения на 2 единицы выше естественного шума эфира.

Радиостанция имеет функцию внутрисамолётной связи между членами экипажа. При отключенном тумблере 47 (см. рис. 10 на стр. 109) внутрисамолётная связь осуществляется автоматически, включение происходит при превышении порога чувствительности микрофона. При включении тумблера 47 внутрисамолётная связь осуществляется путём нажатия кнопок 35 (см. рис. 10), которые расположены на РУДах в обеих кабинах.

Включение дополнительных режимов работы производится кнопкой MODE 5 (рис. 8). Радиостанция имеет следующие режимы работы:

- 1) INTVOL - громкость внутрисамолётной связи (интеркома). Громкость изменяется регулятором VOL/SQH.
- 2) INTSQH - порог срабатывания внутрисамолётной связи. Также изменяется регулятором VOL/SQH.

- 3) VOR ON - прослушивание радиомаяков VOR/DME. Этот режим позволяет прослушивать частоты в диапазоне 108,000–117,975 МГц.
- 4) GEN ON - прослушивание частот в диапазоне 137–163 МГц. Режимы VOR ON и GEN ON можно менять между собой нажатием или вращением регулятора F/CH.
- 5) VOLTS - индикация текущего напряжения.
- 6) SIDEVOL - изменение громкости звука в гарнитуре во время передачи сообщения.
- 7) SCANCH - изменение количества сканируемых каналов памяти.

Смена дополнительных режимов работы происходит циклически при нажатии кнопки MODE. Для быстрого возврата в основной режим работы необходимо нажать кнопку 14.

В основном режиме работы при нажатии и удерживании кнопки MODE в течение 5 секунд происходит сброс настроек радиостанции до заводских. На экране появится надпись RESET и радиостанция выключится. При этом сохраняется список каналов памяти.

Выключается радиостанция удерживанием кнопки ON в течение 2-х секунд.

7.5.3.2. Работа с памятью

Встроенная память радиостанции позволяет записывать значения частот в каналы памяти. Всего доступно 99 каналов.

Для активации режима работы с памятью необходимо нажать кнопку MEM 6 (рис. 8). При этом нижняя строка, показывающая резервную частоту, будет показывать номер канала.

При первом обращении к памяти активируется канал № 0, соответствующий аварийной частоте 121,5 МГц. Кроме того, в памяти запрограммированы каналы от 90 до 99, соответствующие метеорологическим частотам, применяемым в США.

Каналы и частота изменяются вращением регулятора F/CH. Для перехода от изменения канала к изменению частоты и обратно, необходимо нажать на регулятор F/CH. Изменяемое значение при этом будет мигать. Выбранный канал или частота являются рабочими и на нём можно передавать и принимать сообщения.

Для того, чтобы записать частоту в нужный номер канала необходимо

нажать и удерживать кнопку MEM в течение 2-х секунд. На экране появится надпись STORED, что будет говорить об успешной записи частоты.

Чтобы запрограммировать частоту в основном режиме работы, необходимо нажать и удерживать кнопку MEM 6 в течение 3-х секунд. После этого радиостанция перейдёт в режим работы с памятью и появится надпись MEM в правом верхнем углу экрана. На экране будет показана текущая частота и первый свободный номер канала. Если все каналы памяти будут заняты, то на экране появится канал № 1 с записанной в него частотой. Необходимо нажать кнопку MEM ещё раз, чтобы записать или перезаписать установленную перед этим частоту в выбранный канал памяти. Каналы №№ 0, 90–99 перезаписать нельзя.

При нажатии и удерживании кнопки 14 в течение 2 секунд, радиостанция возвращается в основной режим работы, а частота канала памяти, установленная перед этим, устанавливается в качестве основной частоты. При коротком нажатии кнопки 14 радиостанция также возвращается в основной режим работы, но в качестве рабочей частоты используется та частота, которая была установлена до входа в память радиостанции.

Чтобы очистить какой-либо канал, необходимо выбрать его и, нажав на регулятор F/CH, перейти к регулированию частоты. После этого установить её значение ниже 118 МГц и на экране появится надпись CLEAR. Для подтверждения стирания канала, необходимо нажать и удерживать кнопку MEM в течение 2-х секунд. На экране появится надпись STORED, что будет говорить об успешном стирании канала.

Для того, чтобы очистить все каналы памяти (кроме 0, 90–99), необходимо сначала выключить радиостанцию, нажав кнопку ON в течение 2-х секунд. После этого, удерживая кнопку MEM, нажать кнопку ON. На экране появится надпись ERASED, что говорит о стёртых каналах памяти. После этого радиостанция перейдёт в основной режим работы.

Радиостанция имеет возможность автоматического сканирования каналов памяти. Для того, чтобы запустить сканирование каналов, необходимо войти в режим работы с памятью, нажав на кнопку MEM, затем нажать на регулятор F/CH. При появлении сигнала на одном из каналов, сканирование приостанавливается. Возобновляется сканирование через 3 секунды после потери сигнала.

Количество сканируемых каналов задаётся в дополнительном режиме работы SCANCH, который включается кнопкой MODE. Канал № 0 (121,5 МГц) сканируется всегда. Например, если количество сканируемых каналов равно 10, то будут сканироваться каналы с 0 по 10.

Чтобы остановить сканирование, необходимо нажать на регулятор F/CH.

Сканирование также прекращается при нажатии на кнопки 36 (см. рис. 10 и 11) или MODE.

7.5.4. 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 за задней кабиной);
- пульт управления (расположен на центральной приборной панели передней кабины);
- антенна (расположена за задней кабиной).

Общий вид пульта управления показан на рис. 9.



Рис. 9. Пульт управления АРМ

На фронтальной стороне передатчика расположены:

- разъём антенны;
- тумблер включения маяка;
- разъём пульта управления;
- сигнальная лампа зеленого 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 кнопки и сигнальная лампа. Кнопки работают только при установке тумблера на передатчике в положение ARM. Кнопка ON включает маяк, RESET - отключает.

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 кнопки RESET на пульте управления.

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 выруливанием;
- 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 ШАГ
Пожарный кран	открыт
РУД	0,5 см от МГ

Зажигание, АЗС АККУМУЛЯТОР	выключены
Заливной шприц	5–6 подач в цилиндры
Воздушный винт	провернут
Давление воздуха	не менее 50 кгс/см ²
АЗС АККУМУЛЯТОР, ГЕНЕРАТОР, ЗАПУСК, ПРИБОРЫ	включены
Приборы, указатели	проверены
Запас топлива	проверен
Давление топлива	0,2–0,5 кгс/см ²
Перед самолётом	свободно

8.1.3. Содержание карты «Перед выруливанием»

Рули, элероны	проверены, свободны
Давление воздуха	не менее 50 кгс/см ²
Параметры двигателя	в норме
Высотомер	давление установлено
Впереди самолёта	свободно

8.1.4. Содержание карты «На предварительном старте»

Триммер	установлен
Жалюзи двигателя, створка радиатора, подогрев карбюратора	установлены
Привязные ремни	затянуты
Посадочные щитки	убраны
Шаг винта	малый
Обороты двигателя	не более 700 об/мин
Приёмистость и параметры двигателя	в норме
ВПП	свободна
На четвёртом развороте и на прямой	свободно

8.1.5. Содержание карты «На исполнительном старте»

Рули, элероны	проверены, свободны
ВПП	свободна

8.1.6. Содержание карты «На высоте 20 м»

Шасси	убраны
-------	--------

Наддув	800 мм рт. ст.
Обороты двигателя	82 %

8.1.7. Содержание карты «После 3-го разворота»

Скорость	заданная
Шаг винта	малый
Обогрев карбюраторов	включен
Шасси	выпущены, законтрены

8.1.8. Содержание карты «На стоянке»

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

8.2. Инструкция по заправке самолёта топливом

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

Предупреждение. Если марка заправляемого 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. Приборные доски

Расположение приборов и переключателей, установленных на приборных досках, показано на рис. 10 и 11. Фотографии кабин показаны на рис. 12 и 13.

Позиции рис. 10, 11, 12 и 13:

- 1 — колесо управления триммером руля высоты;
- 2 — кнопка контроля ламп;
- 3 — переключатель магнето ПМ-1;
- 4 — сигнальные лампы выпущенного положения шасси;
- 5 — сигнальная лампа выпущенного положения посадочного щитка;
- 6 — сигнальная лампа убранного положения посадочного щитка;
- 7 — фиксатор крана уборки-выпуска шасси;
- 8 — сигнальные лампы убранного положения шасси;
- 9 — кран уборки-выпуска шасси;
- 10 — манометр основной и аварийной воздушных систем 2М-80;
- 11 — кнопка не используется;
- 12 — указатель наддува на входе в цилиндры МВ-16К;
- 13 — указатель оборотов двигателя ИТЭ-1К;
- 14 — высотомер ВД-10К;
- 15 — указатель скорости УС-450К;
- 16 — акселерометр АМ-9С;
- 17 — магнитный компас КИ-13;
- 18 — радиостанция ХСОМ VHF;
- 19 — комбинированный прибор ДА-30;
- 20 — трёхстрелочный указатель давления топлива, давления масла и температуры масла УКЗ-1;
- 21 — вольтамперметр ВА-2;
- 22 — указатель уровня топлива ИУТ-3-1;
- 23 — заливной шприц;
- 24 — счётчик наработки двигателя;
- 25 — пульт управления аварийным радиомаяком;
- 26 — вентиль воздушной системы;
- 27 — АЗС преобразователя 12 В;
- 28 — АЗС сигнализации шасси;
- 29 — АЗС радиостанции;
- 30 — АЗС приборов контроля работы двигателя (ЭМИ-3К, ТУЭ-48, ИТЭ-1, счётчик моточасов);

- 31 — кран уборки-выпуска посадочного щитка;
- 32 — винт регулировки напряжения;
- 33 — ручка стопорения РУДа и рычага управления шагом винта;
- 34 — рычаг управления шагом винта;
- 35 — рычаг управления двигателем (РУД);
- 36 — кнопка внутрисамолётной связи;
- 37 — кнопка внешней радиосвязи;
- 38 — пожарный кран;
- 39 — педали;
- 40 — ручка регулировки педалей по росту;
- 41 — кнопка запуска двигателя (под колпачком);
- 42 — часы АЧС-1;
- 43 — указатель скольжения;
- 44 — указатель температуры воздуха на входе в карбюратор ТУЭ-48;
- 45 — указатель температуры головок цилиндров ТЦТ-13;
- 46 — тормозная гашетка;
- 47 — ручка управления самолётом;
- 48 — переключатель СПУ;
- 49 — переключатель аккумулятора и аэродромного питания;
- 50 — выключатель генератора;
- 51 — АЗС зажигания;
- 52 — АЗС обогрева часов и ПВД;
- 53 — тумблер не используется;
- 54 — ручка стопорения рычагов управления створками маслорадиатора и жалюзи;
- 55 — рычаг управления створкой маслорадиатора;
- 56 — рычаг управления жалюзи двигателя;
- 57 — рычаг управления обогревом смеси;
- 58 — вентиль аварийного выпуска шасси;
- 59 — тумблер переключения зажигания между кабинами;
- 60 — АЗС аварийного растормаживания;
- 61 — кнопка аварийного растормаживания;
- 62 — АЗС включения фидера имитации отказа приборов;
- 63 — АЗС имитации отказа указателя скорости;
- 64 — АЗС имитации отказа высотомера и вариометра.

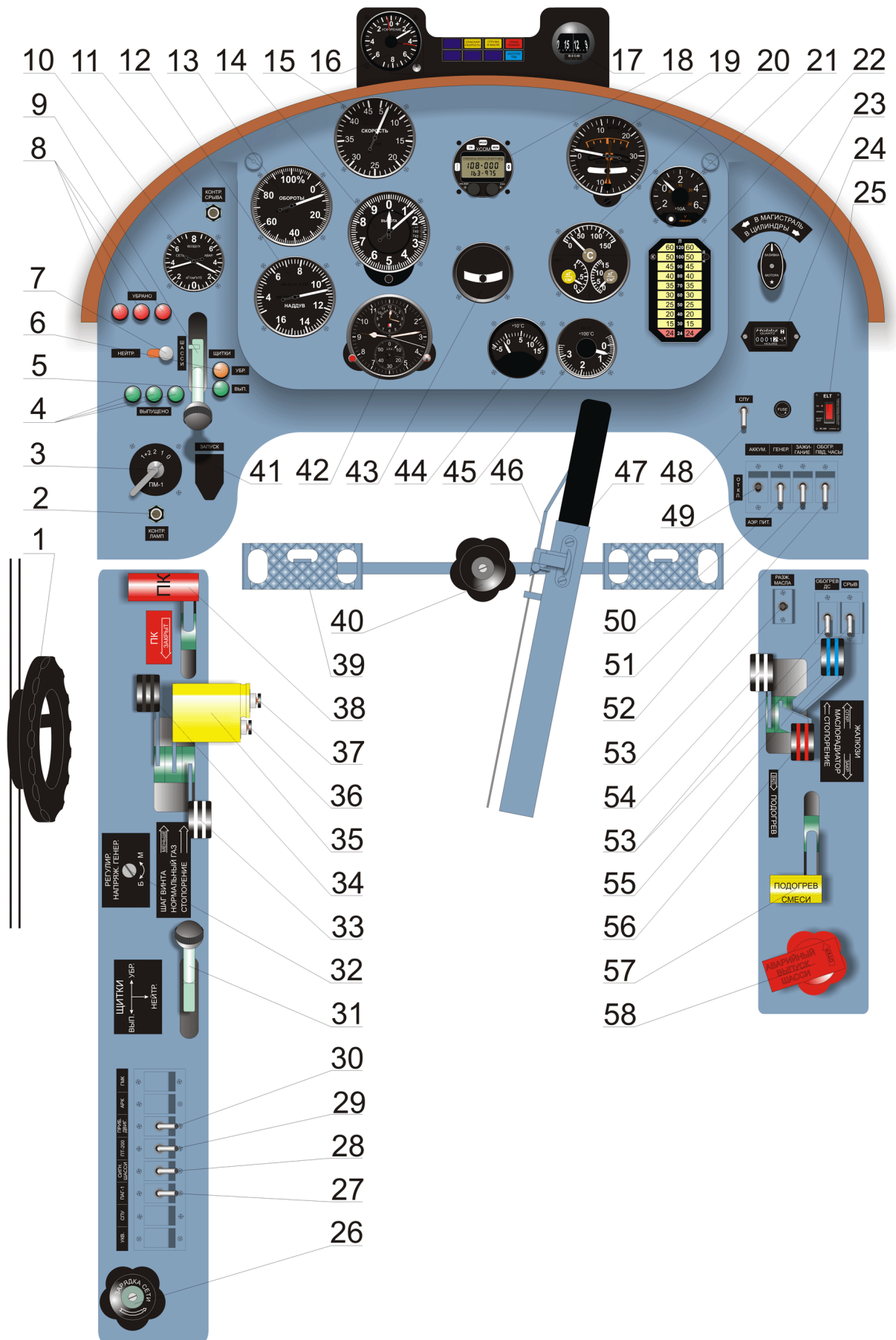


Рис. 10. Передняя (первая) кабина

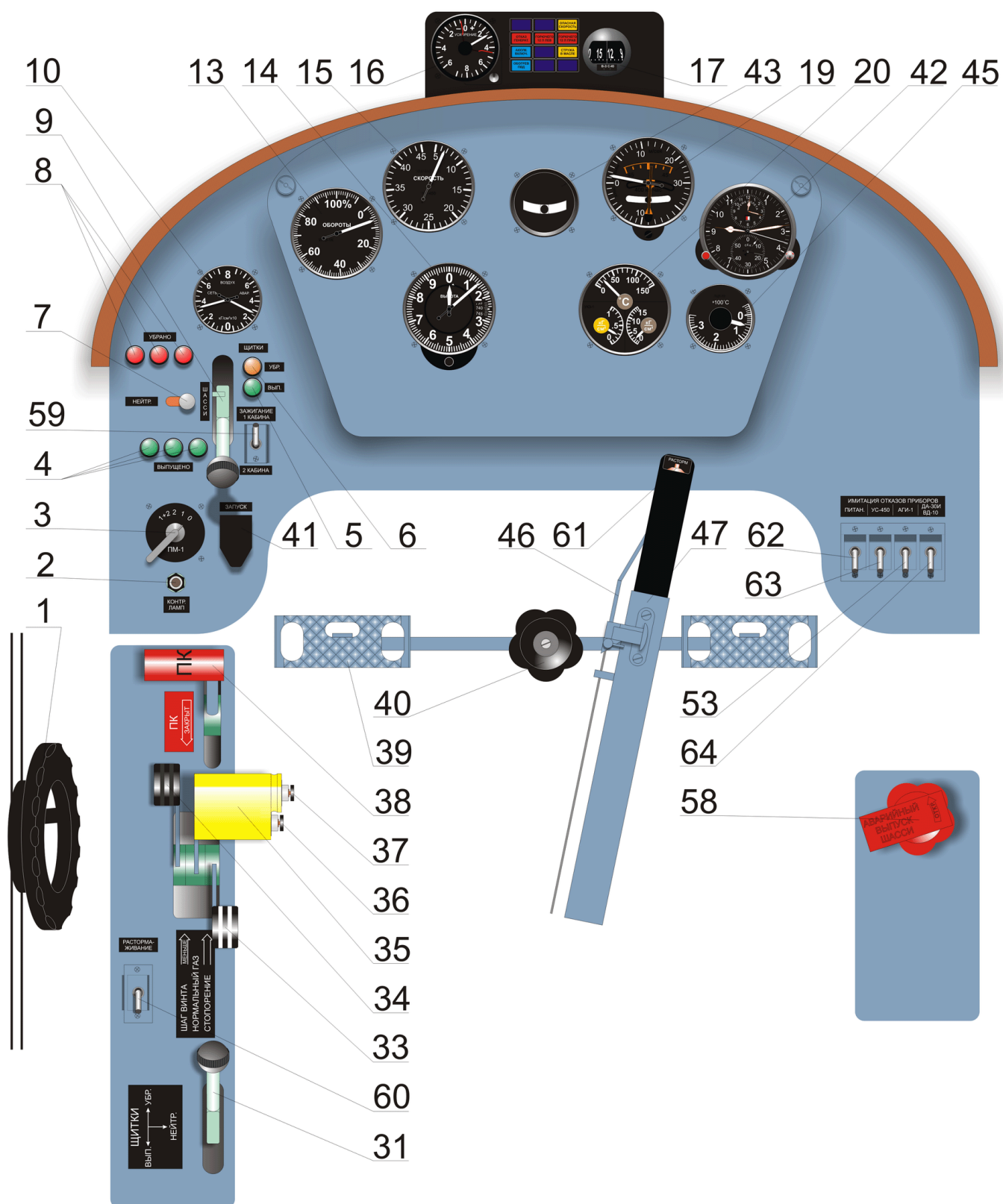


Рис. 11. Задняя (вторая) кабина



Рис. 12. Фотография передней кабины



Рис. 13. Фотография задней кабины